

CIAIAC

Comisión de Investigación
de Accidentes e Incidentes
de Aviación Civil

BOLETÍN INFORMATIVO 8/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

8/2004



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

Edita: Centro de Publicaciones
Secretaría General Técnica
Ministerio de Fomento ©

NIPO: 161-03-048-4
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Centro de Publicaciones

Diseño cubierta: Carmen G. Ayala

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

Tel.: +34 91 597 89 60
Fax: +34 91 463 55 35

E-mail: ciaiac@mfom.es
<http://www.mfom.es/ciaiac>

C/ Fruela, 6
28011 Madrid (España)

Advertencia

El presente Boletín 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 produjeron los eventos objeto de la investigación, con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en la Ley 21/2003, de Seguridad Aérea, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, las investigaciones tienen carácter exclusivamente técnico, sin que se hayan dirigido a la determinación ni establecimiento de culpa o responsabilidad alguna. La conducción de las investigaciones ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba y sin otro objeto fundamental que la prevención de los futuros accidentes.

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

Índice

ABREVIATURAS vi

RELACIÓN DE ACCIDENTES/INCIDENTES

Referencia	Fecha	Matrícula	Aeronave	Lugar del suceso	
IN-048/1998 TRI	28-09-1998	PP-VMV	McDonnell Douglas DC-10-30	Prolongación de la pista 36 del Aeropuerto de Madrid-Barajas	1
(*) A-010/2001	10-03-2001	RA44543	Sukhoi Su-26	Proximidades del Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	23
(*) IN-038/2001	15-07-2001	F-PLJP	Jodel D 140 E	Caserío Arraga, Deba (Guipúzcoa)	33
A-004/2002	12-01-2002	EC-CNU	Pirat SZD-30	Aeródromo de Igualada (Barcelona)	39
IN-012/2003	08-03-2003	EC-FTG	Socata TB-10 Tobago	Sierra de Peña de Francia (Salamanca)	45
A-030/2003	23-06-2003	EC-FJA	Aerospatiale SA 319B Alouette III	Km 45 de la carretera Egea de los Caballeros a Erla (Zaragoza)	53
IN-036/2004	18-06-2004	EC-FLK	McDonnell Douglas MD-88	Aeropuerto Madrid-Barajas (Madrid)	57

ADENDA 63

(*) Versión disponible en inglés en la Adenda de este Boletín
(English version available in the Addenda to this Bulletin)

Esta publicación se encuentra en Internet en la siguiente dirección:

<http://www.mfom.es/ciaiac>

Abreviaturas

%	Tanto por ciento
00 °C	Grados centígrados
00° 00' 00"	Grados, minutos y segundos
Ac	Alto cúmulos
ACC	Centro de Control de Área
ADF	Equipo receptor de señal de radiofaros NDB
AIP	Publicaciones aeronáuticas internacionales
AOC	Certificado de Operador de Línea Aérea
AP	Aeropuerto
APP	Oficina de Control de Aproximación
APU	Unidad auxiliar de potencia («Auxiliary Power Unit»)
AS	Altoestratos
ASDA	«Accelerate-stop distance available». Distancia de aceleración-parada disponible
ATC	Control de Tránsito Aéreo
ATIS	«Automatic Terminal Information Service». Servicio automático de información terminal
CAT I	Categoría I OACI
Ci	Cirros
CRM	Crew Resource Management (Gestión de Recursos de Cabina)
CTE	Comandante
CTR	Zona de Control
Cu	Cúmulos
CVFR	Reglas de Vuelo Visual Controlado
CVR	Registrador de Voces en Cabina
DH	Altura de decisión
DME	Equipo medidor de distancias
DOW	Peso del avión en orden de despegue sin combustible y sin carga de pago («Dry Operating Weight»)
E	Este
EPR	Relación de presiones en motor
EM	Emisor/Emisión
EPR	«Engine Pressure Ratio». Parámetro indicador del empuje de un motor reactor
ETA	Hora prevista de aterrizaje
FAP	Punto de aproximación final
FAR	«Federal Aviation Regulations»
FDR	«Flight Data Recorder». Registrador de datos de vuelo
FL	«Flight Level». Nivel de vuelo expresado en cientos de pies de altitud, con ajuste de 1.013 mb del altímetro
ft	Pies
g	Aceleración de la gravedad
GPWS	Sistema de Avisos de Proximidad al Terreno
h min seg	Horas, minutos y segundos
hPa	Hectopascal
HV	Horas de vuelo
IAS	«Indicated Air Speed». Velocidad indicada por el anemómetro
IFR	Reglas de Vuelo Instrumental
ILS	Sistema de aterrizaje por instrumentos
IMC	Condiciones meteorológicas instrumentales
INC	Incremento
INC NM	Incremento de distancia en millas náuticas
INC T	Incremento de tiempo
INC W	Incremento de peso
km	Kilómetro
kt	Nudo
lbs	Libra
LLZ	Localizador de ILS
LW	«Landing Weight». Peso del avión al aterrizar, normalmente, tras consumir el combustible del trayecto
m	Metro
M	Número de Mach; expresión de la velocidad en relación con la velocidad local del sonido
MAC	Cuerda media aerodinámica de la aeronave
mb	Milibares
MDA	Altitud mínima de descenso
MDH	Altura mínima de descenso
METAR	Informe meteorológico de aeródromo
MHz	Megahertzios
MLW	Máximo LW estructural
MM	Baliza intermedia del ILS
MN	Milla náutica
MTOW	Máximo TOW estructural
MZFW	Máximo ZFW estructural
N	Norte

Abreviaturas

N/A	No afecta
NDB	Radiofaro no direccional
OM	Baliza exterior del ILS
P/N	Número de la parte (Part Number)
PF	Piloto a los mandos
PNF	Piloto no a los mandos
PV	Plan operacional de vuelo
QNH	Ajuste de altímetro a la presión real, reducida a nivel del mar, para que indique altitudes de vuelo
RA	Radioaltura. Altura sobre el terreno medida por procedimientos electrónicos basados en el radar
RVR	Alcance visual en pista
S/N	Número de serie
S	Sur
Sc	Estratocúmulos
SVFR	Reglas de vuelo visual especial
TAS	«True Air Speed». Velocidad verdadera respecto del aire
TOC	«Top Of Climb». Punto en el que se alcanza el nivel de crucero en el ascenso inicial tras el despegue
TODA	«Take off distance available». Distancia disponible de despegue
TORA	«Take off run available». Recorrido disponible de despegue
TOW	«Take Off Weight». Peso total de la aeronave en el momento de iniciar el despegue
TWR	Torre de control
UTC	Tiempo Universal Coordinado
V ₁	Velocidad de decisión, abortar/continuar el despegue
V ₂	Velocidad inicial de subida (en segundo segmento, tras replegar el tren de aterrizaje)
VIP	Pasajero muy importante
VMC	Condiciones meteorológicas visuales
VOR	Radiofaro omnidireccional VHF
VR	Velocidad de rotación
W	Oeste
ZFW	«Zero Fuel Weight». Peso del avión en orden de despegue sin contar el combustible en las alas

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 28 de septiembre de 1998; 23:48 h UTC¹
Lugar	Prolongación pista 36 del Aerop. Madrid-Barajas

AERONAVE

Matrícula y núm. serie	PP-VMV	S/N 47843
Tipo y modelo	McDONNELL DOUGLAS DC-10-30	
Explotador	Pluna-Varig	

Motores

Tipo y modelo	GENERAL ELECTRIC 3CF6-50C2
Número	3

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	56 años
Licencia	Piloto transporte línea aérea
Total horas de vuelo	18.405 (hasta el 04-06-1998)
Horas de vuelo en el tipo	N/A

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			17
Pasajeros			216
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Antena de localizador ILS derribada

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Tte. aéreo comerc. – Intern. – Regular de pasajeros
Fase del vuelo	Despegue

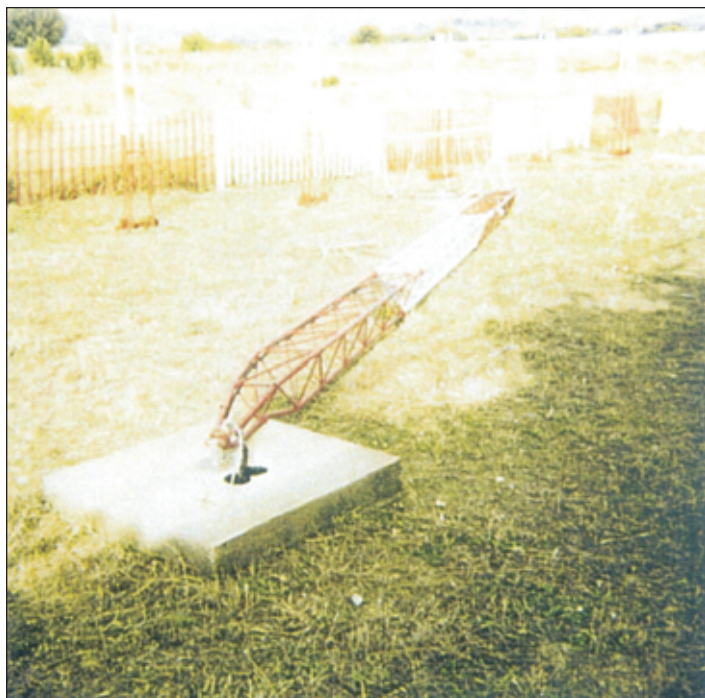
¹ Para obtener la hora local en la fecha del incidente deben sumarse 2 horas a la referencia UTC.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave DC-10-30, matrícula PP-VMV, despegó a las 23:48 UTC, del día 28-09-98, de Madrid-Barajas por la pista 36, con destino Río de Janeiro y Montevideo. Iban a bordo 17 tripulantes y 216 pasajeros, en el vuelo comercial PUA-0803A de la compañía uruguaya Pluna.

Durante la carrera de despegue la tripulación observó una aceleración más lenta de lo habitual y que consumieron toda la longitud de pista disponible. Sin embargo, no notó ninguna anomalía en los motores y sistemas de la aeronave, ni tampoco impactos exteriores.



En el tránsito de Río de Janeiro, el personal de mantenimiento descubrió diversos daños en la zona inferior del fuselaje posterior del avión. Los arañazos, uno de los cuales perforaba el revestimiento, en zona presurizada, impidieron la continuación del vuelo hasta Montevideo.

Se sospechó que los daños pudieron haberse producido en el despegue. Comunicado el incidente desde Río al Aeropuerto de Madrid-Barajas, se inspeccionó en el aeródromo la zona posterior al «clearway» (área libre de obstáculos) de la pista 36, antes de la cabecera de la pista 18. Allí se

encontró que el mástil y la antena del monitor de campo lejano del localizador LLZ 18 estaban derribados en el suelo.

Las pinturas roja y blanca del mástil y de la antena coincidían con las huellas marcadas en los arañazos del revestimiento del avión.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La inspección de las superficies inferiores del avión descubrieron arañazos en el fuselaje, por detrás de la pata central de tren principal, de unos 61 cm de longitud y una

brecha que perforaba el revestimiento en zona presurizada, de unos 10 cm de longitud, tocando algún larguero. Otros daños menores en el ala izquierda afectaron a las carenas de ala-fuselaje, revestimiento de ala y a las compuertas de tren principal izquierdo.

1.3. Información sobre el personal

Formaban la tripulación 17 personas con licencias del Estado Uruguayo. Cinco eran tripulantes técnicos y 12 auxiliares.

Los cinco tripulantes técnicos, varones, todos con calificaciones de DC-10, que ocuparon sus puestos en la cabina de vuelo durante el despegue, eran:

- Comandante y piloto a los mandos, de 56 años y 18.400 horas de vuelo, de las cuales 120 HV en los tres meses precedentes. Licencia de piloto transporte línea aérea.
- Segundo piloto, ejerciendo las funciones de copiloto en instrucción, de 45 años de edad. Poseía en la fecha 1.031 horas de vuelo. Había realizado en los últimos tres meses 34 horas de vuelo; con licencias de piloto transporte línea aérea y de mecánico de vuelo.
- Mecánico de abordaje ejerciendo sus funciones, de 40 años, con 2.444 horas de vuelo, 86 de ellas en los últimos tres meses. Licencia de mecánico de vuelo.
- Comandante, de 39 años y 6.845 horas de vuelo, de las que 110 HV las realizó en los últimos tres meses. Piloto transporte línea aérea. Su presencia en la cabina era como observador y tripulante de refuerzo.
- Mecánico de abordaje, de 38 años, con 493 horas de vuelo, 89 de ellas en los últimos tres meses. Licencia de mecánico de vuelo. Estaba presente en la cabina en calidad de observador y tripulante de refuerzo.

1.4. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas según el informe METAR reciente eran:

- Viento en calma.
- Visibilidad mayor de 10 km y algunas nubes a 6.000 ft.
- Temperatura de 16 °C.
- QNH: 1.016 mb.

Las informaciones del ATIS inmediatas anteriores al despegue daban viento en cola de 1 o 2 nudos y 14 °C de temperatura.

Antes de iniciar el despegue, Control comunicó un viento de 200°, 5 kt.

1.5. Información del aeropuerto

El Aeropuerto de Madrid disponía en esas fechas de dos pistas cruzadas:

Pista 36/18, preferente para el despegue, de longitudes disponibles:

- TORA 3.700 m (recorrido disponible de despegue).
- TODA 3.800 m (distancia disponible de despegue).
- ASDA 3.750 m (distancia disponible de aceleración-parada).
- Pendiente de la pista: -0,10%.
- Las antenas de ILS, LLZ 36 y LLZ 18 de campo lejano se encontraban a 200 m del final de la franja, esto es, a 4.000 m del punto de suelta de frenos de la cabecera 36.

Pista 33/15, preferente para el aterrizaje, de mayor longitud de franja.

La elevación del campo es de 1.998 ft.

1.6. Información sobre el lugar del incidente

Al final de la franja de la pista 36 existe un área de sobrevuelo, «clearway», no apta para la rodadura. Tras el «clearway» y las balizas del sistema de iluminación de aproximación a la pista 18, a 200 m, se encontraba un conjunto de antenas de los sistemas ILS.

Una antena del localizador ILS de la pista 36, LLZ 36, se halló intacta sobre su base de cimentación en hormigón. La altura de esta antena era de 6,7 m.

Junto a las antenas LLZ 36 se encontró el mástil de la antena de campo lejano del LLZ 18 y la propia antena derribados. El extremo del mástil, pintado de color blanco, se halló doblado en la unión con la estructura principal del mástil, pintada de color rojo. La altura de la antena derribada era de 11 m.

La estructura del mástil se puede considerar como frangible; la masa de la antena era muy pequeña comparada con la masa del avión.



El terreno donde se asientan las antenas tiene una elevación ligeramente inferior a la de la superficie del «clearway».

1.7. Información operacional

1.7.1. *Despacho del vuelo*

El vuelo PUA-0803A estaba operado por la compañía uruguaya Pluna y fue despachado por la compañía brasileña Varig, propietaria del avión, que preparó la documentación y dio el «briefing» a la tripulación. Se resume seguidamente la información contenida en los documentos de despacho presentados, contrastada con los datos anotados durante la operación.

1.7.2. *Plan operacional de vuelo*²

El plan operacional de vuelo (PV) previsto con antelación a la salida del vuelo se basaba en un peso total al despegue de 259.900 kg y en la predicción de vientos y temperaturas a las distintas alturas de vuelo. La carga total de combustible se suponía de 98.300 kg.

En resumen, se calculaba en el PV una duración de la travesía de 09:23 horas y un consumo de 85.800 kg de combustible.

El ascenso inicial hasta TOC³, en el nivel de crucero FL290, debía consumir 7.200 kg de combustible en 25 minutos.

El seguimiento del vuelo por las anotaciones del mecánico de vuelo permite conocer que el avión siguió aproximadamente la ruta trazada y el perfil de niveles de vuelo. La carga de combustible fue en realidad de 101.000 kg, frente a los 98.300 kg calculados en PV, y el peso al despegue asumido por la tripulación, de 258.500 kg, inferior al de 259.900 kg en el que se sustentaba el PV.

El combustible realmente consumido en la travesía fue de 88.600 kg, es decir, 2.800 kg más que el previsto en PV, y el tiempo de vuelo de 09:18 horas, unos cinco minutos menos.

El ascenso hasta el nivel FL290 inicial de crucero se prolongó hasta los 31 minutos y consumió 8.800 kg de combustible, esto es, unos 6 minutos más y unos 1.600 kg de mayor consumo de combustible respecto del PV.

² El plan operacional de vuelo (PV) es un documento que relaciona los puntos previstos de la ruta que ha de seguir la aeronave desde el despegue hasta el aterrizaje con las distancias entre ellos, y el tiempo y el combustible que se estima se ha de consumir hasta cada punto. Contempla, asimismo, los desvíos a aeropuertos alternativos.

³ TOC («Top of Climb»). Punto en el que se alcanza el nivel inicial de crucero tras el ascenso.

Se muestra en forma de tabla las diferencias observadas entre los pesos:

Peso	Previsto PV	Real	Diferencia
Peso al despegue (TOW)	259.900 kg	258.500 kg (asumido)	-1.400 kg
Total combustible cargado	98.300 kg	101.000 kg	+2.700 kg
Consumo a TOC	7.200 kg	8.800 kg	+1.600 kg
Consumo a destino	85.800 kg	88.600 kg	+2.800 kg

1.7.3. Hoja de carga y centrado⁴

La hoja de carga y centrado del vuelo PUA-0803A contempla una cierta versión de cabina de pasajeros y una tripulación de 5 técnicos y 12 auxiliares.

Facturaron en el vuelo 216 pasajeros, con un peso declarado en conjunto con su equipaje de mano de 16.120 kg.

Los equipajes facturados y las mercancías y correo pesaban 18.310 kg.

El peso seco operativo (DOW)⁵ era 123.035 kg y el peso del combustible de 100.000 kg. El peso previsto del combustible que se consumiera en el vuelo era 85.800 kg.

Con esos pesos se calcularon los de la operación, que se muestran en la tabla siguiente y se comparan con los máximos estructurales:

		Actual	Máx. estructural
Carga de pago total	+	34.430	
Peso seco operativo (DOW)	+	123.035	
Peso seco (ZFW)	=	157.465	166.922 MZFW
Combustible al despegue	+	100.000	
Peso al despegue (TOW)	=	257.465	263.084 MTOW
Combustible consumido	-	85.800	
Peso al aterrizar (LW)	=	171.665	186.426 MLW

El centro de gravedad para el peso de despegue se situó, según la hoja de carga, en el 16,5% MAC (cuerda media aerodinámica), dentro de los límites establecidos.

⁴ La hoja de carga y centrado es un documento en el que se declaran los distintos pesos que afectan a la operación, y la condición de centrado o equilibrado de la aeronave. Suele terminar con un mensaje de carga que envía la organización de tráfico que despacha el vuelo a la organización de tráfico del aeropuerto que recibe el vuelo.

⁵ DOW («Dry Operating Weight») es el peso del avión sin combustible, y sin pasajeros y mercancía de pago.

No figura en el documento ningún cambio de último minuto ni ninguna variación por cargas de servicio.

El mensaje de carga informa de que 72 pasajeros y 1.557 kg de equipajes y mercancía desembarcarían en Río de Janeiro, mientras que 144 pasajeros y 16.753 kg de equipajes y mercancía continuarían hasta Montevideo.

Los equipajes facturados de los 216 pasajeros comprendían 275 bultos con un peso en conjunto de 4.292 kg. De ellos, 76 bultos con 1.306 kg iban destinados a Río de Janeiro y 200 bultos con 2.986 kg proseguirían hasta Montevideo.

1.7.4. *Actuaciones de despegue*

1.7.4.1. Requisitos de diseño

Las actuaciones o *performances* de un avión polimotor que cumpla las normas FAR, según las cuales fue certificado el DC-10, deben ser tales que, tras el fallo de un motor durante la carrera de despegue, permitan la continuación del vuelo o bien la parada dentro del aeródromo.

En particular, un avión tras el fallo de un motor a V_1 debe ser capaz de despegar y ascender a 35 ft (10,7 m) de altura al llegar al final de la pista.

En el caso de que no se produzca ningún fallo de motor las normas establecen que la longitud mínima de despegue, para unas condiciones de peso y de presión y temperatura ambiente dadas, debe ser el 115% de la longitud de despegue demostrada por pruebas y cálculos, es decir, 115% de la distancia desde la suelta de frenos hasta el punto en que se alcanza 35 ft (10,7 m) con todos los motores operativos.

1.7.4.2. Estimación altura de sobrevuelo de las antenas

Aplicando estos conceptos al caso del avión DC-10 en el despegue de Madrid, a pesar de que no hubo ningún fallo de motores fue incapaz de elevarse a 35 ft después de recorrer los 3.800 m de longitud de despegue disponible, y tocó con una antena situada 200 m más allá del final de esa longitud. Si hubiera cumplido las actuaciones que se le exige habría sobrevolado el final del área libre de obstáculos, incluso con el fallo de un motor a V_1 , con 35 ft de altura.

Sin el fallo de motor y de acuerdo con las especificaciones de diseño del avión, se estima que habría sobrevolado el final de la longitud de despegue de la pista 36 con bastantes más de los 35 ft (10,7 m) de altura. Efectivamente, los 35 ft se habrían alcanzado unos 495 m antes del final de la TODA, equivalente al 15% de aumento de la longitud de pista que las normas exigen.

Las antenas, situadas 200 m más adelante, se habrían sobrevolado al menos con 49 m sobre el nivel de pista en el caso de un despegue dentro de normas según el cálculo mostrado al pie⁶.

No habiendo daño en un conjunto de antenas de unos 7 m de altura y habiendo derribado la antena de 11 m de altura, se puede estimar el dato de que la altura real del sobrevuelo sobre el terreno era la intermedia, unos 9 m, esto es, por lo menos unos **40 m** por debajo del perfil teórico de vuelo.

1.7.4.3. Parámetros de actuaciones de despegue

Parámetros de despegue utilizados

Para cumplir con las normas relativas a las actuaciones de despegue la compañía Varig disponía de unas tabulaciones de pesos permitidos del avión y de las velocidades de despegue en la pista 36 de Madrid-Barajas, en función de las condiciones de temperatura, presión y viento ambiente.

De acuerdo con los procedimientos operacionales de Varig, se facilitaron a la tripulación los siguientes valores de los parámetros de despegue:

- Flap óptimo: 10,4°
- Peso límite por actuaciones: **260.400 kg**
- $V_1 = 167$ kt ⁷
- $V_R = 177$ kt ⁸
- $V_2 = 188$ kt ⁹

Estos valores corresponden a los tabulados para 16 °C, QNH 1.013 mb y viento 0 kt. Una nota al pie de la tabla indica la corrección de sumar/restar 190/258 kg por cada mb por encima/por debajo de 1.013 mb, que, conservadoramente, no se tuvo en cuenta.

Parámetros de despegue actualizados para viento 0, temperatura 16° y QNH 1016

Poco después del incidente, Varig emitió una nueva tabla de pesos limitados al despegue en Madrid, pista 36, por actuaciones. Con la nueva tabla se pueden calcular los

⁶ Distancia recorrida en la senda de vuelo desde el final del despegue (35 ft = 10,7 m) hasta las antenas:

$$\Delta e = 3.800[1 - (1/1,15)] + 200 = 495 + 200 = 695 \text{ m}$$

Altura teórica ganada en ese tramo del vuelo suponiendo gradiente del 5,5%:

$$H = 10,7 + \Delta e \times \gamma = 10,7 + (695 \times 0,055) = 10,7 + 38,2 = 49 \text{ m}$$

⁷ V_1 es la velocidad de decisión de abortar o continuar el despegue con fallo de un motor.

⁸ V_R es la velocidad en la que se ha de rotar o encabritar el avión para conseguir la menor carrera de despegue.

⁹ V_2 es la velocidad inicial de ascenso con fallo de un motor. Sin fallo de motor se debe subir a $V_2 + 10$ kt.

siguientes conjuntos de valores, añadiendo la corrección por cada mb por encima/por debajo de 1.013 mb, de sumar/restar 168/330 kg:

- Flap óptimo: 11,7°
- Peso límite por actuaciones: 259.000 kg
- Corrección al peso por QNH: 504 kg
- Peso límite corregido: **259.504 kg**
- $V_1 = 167$ kt
- $V_R = 176$ kt
- $V_2 = 186$ kt

Parámetros de despegue actualizados para viento -5 kt, temperatura 14° y QNH 1.016 (interpolando entre las temperaturas de 12° y 16°)

- Flap óptimo: 15,1°
- Peso límite por actuaciones: 255.600 kg
- Corrección al peso por QNH: 504 kg
- Peso límite corregido: **256.104 kg**
- $V_1 = 167$ kt
- $V_R = 176$ kt
- $V_2 = 186$ kt

1.8. Registradores de vuelo

Se han analizado los registros del FDR, encontrándose una aceleración longitudinal continua, al principio de unos 0,21 g y al final de 0,16 g, al alcanzarse 188 kt IAS.

En la escala de tiempo se observan los siguientes fenómenos:

Segundo 03: Se alcanzan en los tres motores las revoluciones N1 correspondientes a la potencia de despegue, cuando la velocidad es inferior a 50 kt.

Segundo 48: Tendencia a crecer, desde sus valores cero, del ángulo de asiento («pitch») y de la radioaltura (RA) cuando la velocidad es de 178 kt IAS.

Segundo 49: Ángulo de asiento alcanza 2° de rotación.

Segundo 50: Se estabiliza la velocidad durante 4 segundos en 188 kt IAS (195 kt TAS, o 100,3 m/s TAS). El ángulo de asiento sigue creciendo y alcanza los 5°.

Segundo 53: Radioaltura de 10 ft. Las aceleraciones verticales y laterales muestran que el avión no trepida, confirmando su separación de la rodadura sobre el suelo. El ángulo de asiento alcanza 10° y sigue aumentando.

Segundo 55: La radioaltura alcanza 20 ft, deteniéndose la subida durante un segundo en el que incluso pierde un par de pies. El ángulo de asiento alcanza 12° y sigue creciendo.

Segundo 56: A partir del segundo 56 la subida se estabiliza con velocidad IAS de unos 200 kt, velocidad de subida de unos 15 ft/s (4,56 m/s), y con ángulo de asiento de unos 15° y gradiente de subida de $\gamma = 4,5\%$.

Segundo 70: La radioaltura alcanza los 400 ft.

1.9. Declaraciones de los tripulantes técnicos

De acuerdo con las declaraciones individuales de cada miembro de la tripulación técnica, todos asistieron al «briefing» con el despachador de Varig, excepto el segundo mecánico de vuelo.

En cabina, antes del despegue, todos los tripulantes sin objeciones estuvieron de acuerdo en utilizar la pista 36, juzgando que todos los parámetros estaban dentro de normas y que las pequeñas desviaciones desfavorables de ligero viento en cola se compensaban con un menor peso asumido, menor temperatura y mayor presión atmosférica.

Todos los tripulantes apreciaron una aceleración menor de la normal y una larga carrera de despegue, aunque todos los parámetros de motor y sistemas de avión fueron normales.

Ninguno de los tripulantes apreció impactos con el exterior.

El comandante, y piloto a los mandos, declaró que en la carrera de despegue por la pista 36 alcanzaron el cruce con la pista 33 con 120 kt de velocidad indicada cuando lo normal era, según su experiencia, alcanzarlo con unos 140 kt. Se planteó abortar el despegue, pero decidió continuarlo como maniobra más segura debido al alto peso de operación, no habiéndose observado ningún mal funcionamiento. Al comandante le sorprendió que control (TWR) le inquiriera sobre la indicación del variómetro. Estimó que la mayor longitud de la carrera de despegue se debió a un incremento del peso o bien a la presencia de un viento en cola.

Los tres tripulantes en ejercicio y en sus puestos declararon que para mantener M 0,82 en nivel de crucero fue necesario un ajuste de potencia mayor del tabulado para el peso asumido de despegue. Se estimó que el aumento de EPR correspondía a un sobrepeso de unos 10.000 kg.

El segundo comandante, observador en ese momento, indicó que rotaron a unos 300 m del final.

Piloto y copiloto declararon que fueron autorizados a despegar nada más entrar en pista y que realizaron un «Rolling T.O.»¹⁰. El ascenso después de retraer el tren y hasta el nivel de crucero fue normal, pero con mayor consumo en tiempo y combustible.

1.10. Otros testimonios

Informaciones de la compañía Pluna indicaron que se pesó la carga después de la llegada a Río, cuando ya se había entregado parte de ella, y que se detectó un sobrepeso parcial de unos 5.000 kg.

1.11. Información adicional

1. Contrastando el cálculo de las velocidades siguiendo los procedimientos de otra compañía que operaba el mismo tipo de avión, se observaron las mismas velocidades V_1 , V_R y V_2 para flap 10° .
2. En el Apéndice 1, punto A, se calcula el incremento de consumo de combustible en el ascenso y en la primera fase de crucero a nivel 290 en los primeros 53 minutos del vuelo, debido al aumento del peso de despegue. Basados en ese cálculo y conocido que el avión DC-10-30 experimentó un exceso de consumo de unos 700 kg respecto del previsto en el plan de vuelo, se estima que proporcionalmente el sobrepeso del avión a la suelta de frenos era de 16.353 kg.
3. En el Apéndice 1, punto B.1 se calculan los consumos de combustible en un vuelo de 4.500 MN de longitud, con peso al despegue de 270.000 kg y de 260.000 kg manteniéndose todo el vuelo a nivel 290. En B.2 se repite el cálculo permitiendo la subida a nivel 350 cuando el peso de la aeronave desciende a 205.000 kg. Las diferencias de consumo calculadas para esos pesos y altitudes de vuelo, 8.450 kg a 10.338 kg, permiten estimar un exceso de peso al despegue, del vuelo objeto de este informe, de aproximadamente unos **9.500 kg** (valor intermedio entre 8.450 y 10.338), pues se desarrolló casi todo el tiempo a niveles de vuelo 290 y 310.

2. ANÁLISIS

2.1. Ejecución del vuelo

En el vuelo que partió de Madrid se suponía que la aeronave tenía un peso total elevado cercano al máximo estructural y muy próximo a los máximos permitidos por las actuaciones previstas de despegue del avión. Estas actuaciones, y por lo tanto los pesos admisibles al despegue, están influidos por las condiciones ambientales de presión, tem-

¹⁰ Esto es, aprovechando la inercia de la rodadura al entrar en pista y sin detenerse en el punto de suelta de frenos para aplicar potencia de despegue.

peratura y viento, y por las longitudes de pista disponible, pendiente de ella y obstáculos. Para determinar el peso limitado por actuaciones y los parámetros de posición de flap y velocidades despegue, se utilizó una tabla preparada por la compañía Varig. Algún tiempo después del incidente la compañía revisó dicha tabla; la nueva concedía unos 900 kg menos de peso permitido al despegue para las condiciones de aquel día.

La utilización de la pista 33 hubiera proporcionado alguna pequeña ventaja para la operación, pero la tripulación no era consciente del exceso de peso que se sufría.

Las condiciones marginales de este vuelo se evidenciaron desde el inicio del despegue por la lenta aceleración observada por los tripulantes. Las dificultades para remontar el vuelo se apreciaron probablemente desde la torre de control, desde donde el controlador inquirió por la velocidad de ascenso de la aeronave.

Como se expone en 1.7.4.2, el avión, sin el fallo de ninguno de sus tres motores, fue incapaz de superar la altura de la antena (11 m), que se encontraba a 200 m del final del área libre de obstáculos de la pista, calculándose que se sobrevolaba, por lo menos, 40 m por debajo de su senda teórica de despegue.

El subsiguiente ascenso a TOC, en el nivel de crucero FL290, prolongado en 6 minutos y consumiendo 1.600 kg más de combustible, o el consumo de 700 kg hasta el primer punto de notificación tras 53 minutos de vuelo, en el que la tripulación anota la desviación en el consumo, hacen suponer una condición de sobrepeso.

El mayor consumo a destino, siguiendo todos los puntos de notificación sin desviarse ostensiblemente de los niveles planificados de vuelo y prácticamente en horario, hacen presumir que los vientos y temperaturas en altura se ajustaron mucho a los previstos y que, por tanto, el peso de la aeronave, en última instancia, era superior al declarado.

La mayor carga de combustible respecto del calculado en el plan de vuelo (+2.700 kg) contribuyó al exceso de peso al despegue, pero, por otro lado, permitió que la aeronave llegara a su destino con combustible suficiente para su desviación al aeropuerto alternativo. El mayor consumo hubiera podido complicar la llegada a destino si la meteorología hubiera sido adversa.

Por la pequeña brecha que se produjo en el fuselaje, en la zona presurizada de la bodega central, se perdería algo la presurización, pero se estima que su efecto fue insignificante en el conjunto de pérdidas y de flujos de válvulas en toda la célula del avión. Sin embargo, la grieta pudo haberse ampliado durante el vuelo con el riesgo de producir descompresiones y roturas estructurales mayores.

Por último, la confirmación de discrepancias en la pesada de parte del equipaje y carga en Río de Janeiro hacen que se centre la atención en la composición de los pesos considerados en el despacho.

2.2. Despacho del vuelo

Los pesos considerados por el despachador y la tripulación fueron:

- MTOW estructural: 263.084 kg
- TOW estimación inicial de entrada para PV: 259.900 kg
- TOW limitado por actuaciones: 260.400 kg (tablas antiguas)
- TOW declarado y asumido por la tripulación: 258.500 kg

Los cálculos posteriores de pesos limitados por actuaciones son:

- TOW limitado por actuaciones: 259.504 kg (tablas nuevas, 16 °C, 1.016 mb, 0 kt)
- TOW limitado por actuaciones: 256.104 kg (tablas nuevas, 14 °C, 1.016 mb, -5 kt)

Con la estimación inicial de un TOW aproximado se preparó un plan de vuelo ajustado en tiempos. Sin embargo, las desviaciones que se registraron en los consumos reales de combustible fueron muy superiores, y de signo contrario a las que se pudieran prever por la pequeña diferencia con el peso de despegue finalmente declarado.

Sin duda, el TOW real era bastante superior. Los errores podían estar en la pesada del avión, en las cargas operativas de mayordomía, tripulación y equipos de la aeronave, y en la carga de pago transportada.

El peso del pasaje y equipaje de mano declarado en la hoja de carga, de 16.120 kg, dividido entre los 216 pasajeros, arroja un valor de unos 75 kg por pasajero, que se considera bastante bajo como media. No hay indicios de que se hubiera procedido a la pesada individual de cada pasajero y sus pertenencias de mano, por lo que se supone que se utilizó por el despachador un valor promedio. Se puede pensar que la variabilidad de esos pesos aleatorios fueran uno de los orígenes de las discrepancias del peso final del avión. En determinados vuelos, bien conocidos por las compañías, se producen excesos de equipaje de mano. En ocasiones se traslada a las bodegas el equipaje de mano voluminoso a pie de avión, al entrar los pasajeros en cabina. En esos casos, esos bultos pueden escapar el control de su peso.

El equipaje facturado, la mercancía y el correo constituyen otra posible fuente de errores. En la hoja de carga del vuelo en cuestión se encuentra que los equipajes tienen un peso de 4.292 kg, que equivale a unos 20 kg por cada pasajero de media. Se comprueba además, que prácticamente el resto de la carga tenía por destino Montevideo. Como el avión en Río no pudo proseguir su viaje a Montevideo, hubo buena oportunidad de volver a pesar la carga y los equipajes con ese destino, descubriéndose un sobre-peso parcial de 5.000 kg.

Se observa que la previsión inicial de 100.000 kg de combustible se superó con la carga real de 101.000 kg de queroseno. En la hoja de carga, donde figura un TOW de

257.465 kg, no se reflejó ese cambio, aunque se puede afirmar que la tripulación lo tuvo en cuenta, y ese incremento de 1.000 kg está comprendido en la estimación de 258.500 kg de las anotaciones del plan de vuelo.

2.3. Estimaciones del peso de despegue

- Por la pesada en Río de Janeiro, se sabe que el incremento de peso era por lo menos de 5.000 kg.
- Por las actuaciones de subida a nivel FL290 y fase de crucero inicial en los primeros 53 minutos de vuelo, se estima un sobrepeso de 16.353 kg. Esta estimación puede estar abultada debido a la falta de linealidad del consumo a pesos que exceden los tabulados.
- Por la prueba de ajuste de potencia en crucero realizada por la tripulación, los mismos tripulantes estimaron un sobrepeso de 10.000 kg.
- Por el consumo extra respecto del plan de vuelo, se estimó en 1.11.3 un sobrepeso de unos 9.500 kg en el TOW, si bien esa cifra está sujeta a los errores y variaciones de la eficiencia de los motores, instrumentos, a la propia presurización posiblemente alterada por el incidente, condiciones ambientales, etc., que actuaron durante las 09.18 horas que duró el vuelo.

En resumen, y teniendo en cuenta las tres estimaciones anteriores, se puede suponer que la aeronave partió de Madrid con un peso real de unos 270.000 kg de TOW, en vez de los 258.500 kg declarados o los 259.900 kg en los que se basó el PV. El sobrepeso de unos 10.000 kg se debió a unas discrepancias de 5.000 kg en las mercancías, correo y equipajes facturados, evidenciadas en pesadas reales en Río. Las otras desviaciones de aproximadamente otros cinco mil kilos adicionales pudieron derivarse del peso del pasaje y equipaje de mano de 216 pasajeros no controlados individualmente, el peso de parte de los equipajes no comprobados en Río de Janeiro y eventuales errores en los datos de pesado del avión y de los equipamientos de compañía. Además del incremento de 5.000 kg descubierto en Río, se puede estimar unos 30 kg más de peso por cada pasajero y sus bagajes.

El sobrepeso sobre el declarado implica una condición también de exceso sobre el MTOW (263.084 kg) de unos 7.000 kg.

El ZFW (270.000 – 101.000 = 169.000 kg) también pudo superar ligeramente el MZFW (166.922 kg). Aunque en las alas siempre permaneció una cantidad de combustible mayor de 12.400 kg que aliviara su flexión, la estructura del ala pudo haber soportado altos esfuerzos si durante el vuelo se dieron condiciones de turbulencia.

2.4. Estimaciones de las actuaciones de despegue

2.4.1. *Parámetros de despegue utilizados*

Las correctas actuaciones de despegue se consiguen con el uso de flap óptimo, el ángulo y la velocidad IAS de rotación adecuados, a la velocidad angular de rotación apropiada.

En el caso de este despegue, según la información del FDR en punto 1.10, la aeronave, con $10,4^\circ$ de flap, adquirió las velocidades correspondientes al peso declarado y asumido (más bajo que el real). Empezó a rotar en el segundo 48 al alcanzar los 178 kt de la V_R prevista (177 kt). Alcanzó los 15° de ángulo de asiento 8 segundos más tarde (velocidad angular de rotación algo lenta), y mantuvo inicialmente en la subida una velocidad de subida V_2 188 kt, correspondiente a un peso más bajo que el real de la operación.

La V_2 es una velocidad relacionada con la de pérdida. Habiendo adoptado un valor bajo de velocidad respecto del peso real del avión, su velocidad se acercó a la de pérdida real. Con esa velocidad se fue el avión al aire en el segundo 53 aproximadamente.

El riesgo, si se hubiera decidido abortar el despegue, habría sido alto, pues debido al sobrepeso, la V_1 se alcanzó cuando se había consumido gran parte de la pista y no quedaba remanente para la frenada.

2.4.2. *Estimación del instante del incidente*

Los indicios de pérdida de altura en el segundo 55 pueden estar relacionados con el valor escaso de la velocidad V_2 en los instantes en los que se procedería a subir el tren de aterrizaje y cerrar sus compuertas, con aumento de la resistencia aerodinámica. Estimamos que fue en ese momento cuando la aeronave tocó con las antenas. El ángulo de asiento era en ese momento de 12° y la radioaltura de 20 ft. El sensor de radioaltura pudo estar registrando la presencia de los basamentos de las antenas.

Siguiendo la declaración del segundo comandante observador, rotaron 300 m antes del final de la pista, esto es, unos 600 m antes de las antenas; la velocidad de 100,3 m/s permitía alcanzarlas en 6 segundos. Si en el segundo 49, apenas con 2° de rotación, estaba el avión a 300 m del final de la pista, en el segundo 55 pasaría sobre las antenas.

2.4.3. *Incidencia de un eventual viento en cola*

Si, efectivamente, un viento en cola de más de 5 kt hubiera actuado, su implicación habría sido comparable a otro sobrepeso adicional que se estima en más de 5.000 kg. En efecto, en esas condiciones el peso limitado por actuaciones era 256.104 kg, en lugar de los 260.400 kg de peso que se tomó como limitativo (según lo expuesto en 1.7.4.3). Pero, para conseguir levantar 256.104 kg de peso en las condiciones consideradas, se necesitaría haber utilizado una posición más elevada de flap ($15,1^\circ$). Con el flap utilizado, de $10,4^\circ$, el peso máximo por actuaciones sería inferior a 256.104 kg. El peso de despegue asumido por la tripulación, 258.500 kg, estaría entonces fuera de normas.

Con estas consideraciones *in mente* sobre el viento, se ha realizado la comprobación de si el aumento de TOW de unos 10.000 kg explicaría por sí solo el deterioro de las actuaciones de despegue. No disponiendo de tablas de despegue para esos altos pesos, superiores al máximo estructural, se puede establecer una correspondencia entre el incremento de la energía cinética por el sobrepeso y el de la energía potencial del avión con el peso declarado^{11, 12}:

$$\Delta E_c = \Delta E_p$$

$$\frac{1}{2} \Delta M \times V^2 = M \times g \times \Delta h$$

Siendo:

ΔE_c : Incremento de energía cinética del sobrepeso

ΔE_p : Incremento de energía potencial del avión que sube ligero de peso

V: Velocidad V_2 TAS (100,3 m/s)

g: Aceleración de la gravedad (9,81 m/s²)

Δh : 40 m; altura teórica de sobrevuelo de la antena estimado en los puntos 1.7.4.2 y 2.1

M: Masa del avión sin sobrepeso (258.400 kg)

ΔM : Sobrepeso

El cálculo arroja un valor de $\Delta M = 20.000$ kg.

Por consideración de las actuaciones de despegue se tiene que estimar un sobrepeso de 20.000 kg, si se mantiene la asunción de viento en calma en superficie durante el despegue en Madrid.

Alternativamente, se podría achacar un deterioro de actuaciones equivalente a otros 10.000 kg de sobrepeso a un eventual viento en cola de más de cinco nudos de intensidad que actuara durante la carrera de despegue del DC-10-30.

La estimación realizada en 2.3, en función de las actuaciones de subida y crucero, de 10.000 kg de sobrepeso, es independiente de los vientos en superficie. Manteniendo esa estimación de sobrepeso como la más probable, se necesita admitir una componente significativa de viento en cola para comprender el deterioro de las actuaciones del despegue.

¹¹ La energía entregada por los tres motores a lo largo de la carrera y sobrevuelo de las antenas es la misma, e igual al empuje por la distancia hasta las antenas, tanto en el caso de un avión ligero que sube según normas, como en el caso de un avión pesado que apenas consigue ascender. La energía se emplea en acelerar, ganar altura y vencer los rozamientos de rodadura y aerodinámicos.

¹² El razonamiento implica unos niveles similares de energía degradada por los rozamientos. Teniendo en cuenta que la resistencia por rodadura es pequeña, que durante la mayor parte del despegue la resistencia aerodinámica parásita o de forma es la misma (se mantiene la misma posición de flap 10,4°), y que después se compensa la mayor resistencia inducida del avión más pesado, con un efecto suelo más prolongado en ese caso, y con un mayor tiempo en el aire del avión ligero, se considera admisible esa hipótesis.

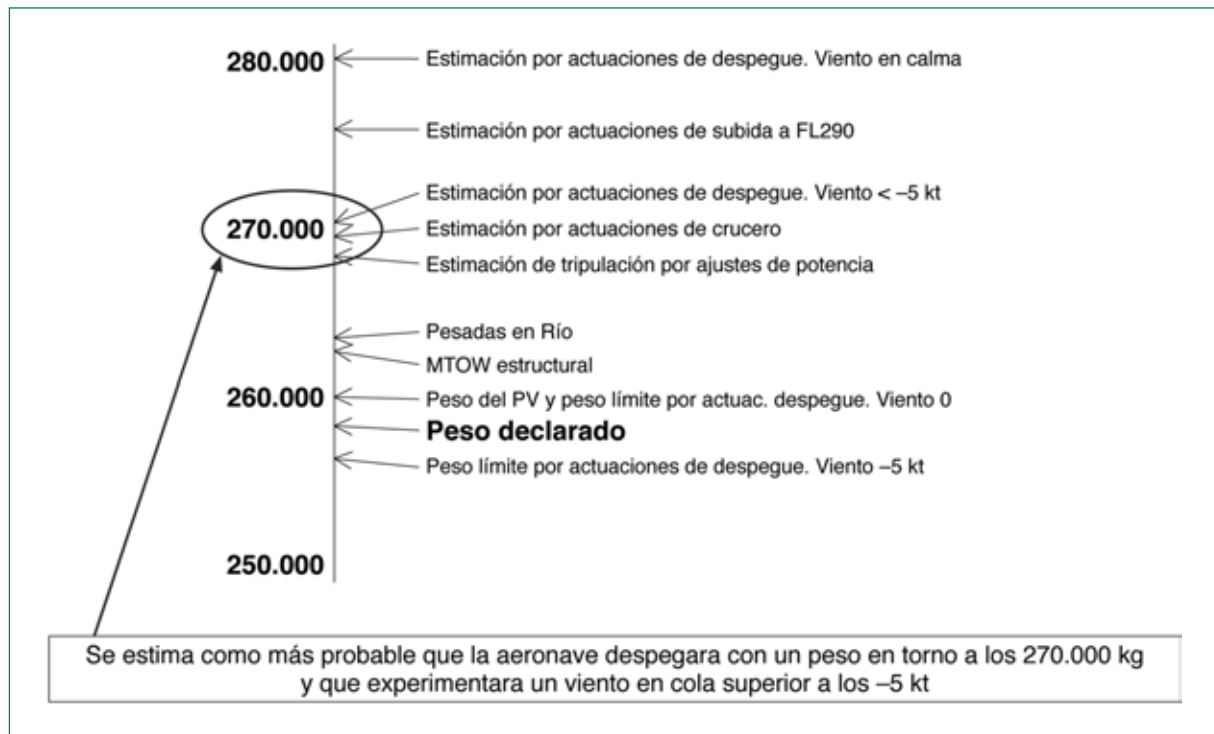


Diagrama. Pesos al despegue considerados

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave DC-10-30, PP-VMV, despegaba de Madrid-Barajas por la pista 36 con un peso asumido de 258.500 kg.
- La aceleración en la carrera de despegue fue lenta, atribuyéndose el fenómeno a un sobrepeso de la operación.
- El funcionamiento de los motores y sistemas de avión fueron normales.
- El avión empezó a rotar lentamente cerca del final de la pista y se fue al aire en el último momento.
- Sobrevoló unas antenas de ILS y derribó el mástil de 11 m de altura de una de ellas.
- Por ajustes de potencia de la tripulación y por cálculos de actuaciones en el ascenso a nivel de crucero y por el consumo a destino, se estima un sobrepeso de unos 10.000 kg.
- El peso real estimado de operación, entre 268.500 kg y 270.000 kg, excede el MTOW estructural y es mayor que los TOW limitados por actuaciones de despegue.
- Por reconsideración de las actuaciones de despegue, se pone de manifiesto la posible incidencia de una componente de viento en cola de al menos unos -5 kt, del que control avisó inmediatamente antes del despegue y del que el ATIS ofrecía el dato de -1 o -2 kt de intensidad.

- La tripulación no detectó el impacto con las antenas.
- El resto del vuelo tras el incidente transcurrió con normalidad.

3.2. Causas

La causa principal del incidente fue un sobrepeso real de la aeronave del orden de los 10.000 kg sobre el peso declarado, del que no se era consciente al planificar y ejecutar la operación.

Los parámetros de despegue, posición de flap y velocidades de decisión, rotación y subida utilizados no eran los óptimos para las condiciones de peso y viento en cola reales. Los procedimientos en vigor de determinación de los parámetros de despegue no eran muy exactos, por lo que fueron revisados por Varig poco después del incidente.

Muy probablemente influyó en el desarrollo del incidente la actuación del viento en cola, conocido, pero que fue minusvalorado.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 37/04. Se recomienda al operador de la aeronave, según corresponda de los acuerdos de explotación entre las compañías Pluna y Varig, que revise sus procedimientos de carga y de determinación de los pesos reales de operación del avión prestando la debida atención a la pesada del avión en vacío, los pesos del equipamiento de compañía (mayordomía, repuesto, etc.) y los pesos de la carga de pago.

La carga de pago, cuando su evaluación no sea el resultado de unas pesadas reales y directas, debería ser estimada de acuerdo con baremos estadísticos conservativos del peso promedio de pasajeros y equipaje de mano. Los cambios de último minuto deberían recoger el peso del equipaje de mano trasladado a bodegas, a pie de avión.

APÉNDICE 1

Cálculos de los incrementos de consumo de combustible en ascenso a nivel de vuelo y en crucero debidos a un incremento de peso al despegue de 260.000 kg a 270.000 kg

Comparación con los incrementos registrados entre los previstos en el plan de vuelo operacional (PV) y los consumos reales alcanzados en el vuelo del incidente y estimación del sobrepeso

A. Estimación del peso de despegue del avión por exceso de consumo durante la subida inicial a FL290 y crucero hasta el punto de notificación ABODA

DC-10-30 STD DAY M 0,82
 Motores CF6-50C2 FL290 TAS 486

Caso	Fase		Combustible (kg)	Tiempo (min)	Distancia (MN)
PV 259.900 kg TOW (1)	Subida a FL290		7.200	25,0	154
	Crucero hasta 382 MN		5.100	28,0	228
	Total		12.300	53,0	382
Real (2)	Subida a FL290		8.800	31,0	?
	Crucero hasta 382 MN		4.200	20,0	?
	Total		13.000	51,0	382
DIF REAL-PV			700	-2	382

Caso	Fase		Combustible	Tiempo	Distancia
Tablas 270.000 TOW (1)	Subida a FL290	270.000	7.163	24,7	158
	Crucero hasta 382 MN	260.404	4.865	27,7	224
	Total		12.028	52,4	382
Tablas 260.000 TOW	Subida a FL290	260.000	6.625	22,7	143
	Crucero hasta 382 MN	250.887	4.975	29,5	239
	Total		11.600	52,2	382
DIF tablas 270-260			428	0	0

Cálculo FF medio en fase de crucero

AUW	FF	Peso medio	FF medio
265.000	3.594	260.404	3.518,6
260.000	3.512		
255.000	3.434	250.887	3.372,3
250.000	3.359		

Estimación exceso de peso real sobre PV

INC peso = 16.353 kg

Notas

- Posible error por consumos extras en el TAXI.
- Posible error por falta de proporcionalidad del consumo a altos pesos superiores a los tabulados (270.000 kg).

- (1) Según cálculo de plan de vuelo.
- (2) Según anotaciones de cabina en el transcurso del vuelo.
- (3) Según datos de tablas de ascenso a Long Range y Crucero a M.82 de Douglas para ese avión en condiciones estándar.

B.1 Incremento de consumo de combustible del DC-10 en un vuelo de 4.500 MN

Hipótesis de cálculo:

- Se supone nivel de vuelo FL290.
- Se suponen condiciones estándar de temperatura.
- No se tienen en cuenta diferencias de consumo en el descenso.

	FL	TAS	Peso	FF	INCR T	-INCR W	INCR NM	DIST	TT	TF
BR MAD			270.000		24,7	7.163,0	158			
TOC FL290								158	24,7	7.163
1 hora	290	486	257.625	3.474,9	60	10.424,8	486	644	84,7	17.588
2 horas	290	486	247.430	3.321,5	60	9.964,4	486	1.130	144,7	27.552
3 horas	290	486	237.668	3.186,2	60	9.558,7	486	1.616	204,7	37.111
4 horas	290	486	228.283	3.070,7	60	9.212,2	486	2.102	264,7	46.323
5 horas	290	486	219.230	2.964,5	60	8.893,6	486	2.588	324,7	55.217
6 horas	290	486	210.470	2.875,4	60	8.626,3	486	3.074	384,7	63.843
7 horas	290	486	201.968	2.792,7	60	8.378,1	486	3.560	444,7	72.221
8 horas	290	486	193.699	2.719,8	60	8.159,4	486	4.046	504,7	80.381
56 min. fin	290	486	185.900	2.654,4	56	7.438,8	454	4.500	560,7	87.819
9:21										

	FL	TAS	Peso	FF	INCR T	-INCR W	INCR NM	DIST	TT	TF
BR MAD			260.000		22,7	6.625,0	143			
TOC FL290								143	22,7	6.625
1 hora	290	486	248.372	3.335,2	60	10.005,7	486	629	82,7	16.631
2 horas	290	486	238.572	3.198,2	60	9.594,5	486	1.115	142,7	26.225
3 horas	290	486	229.153	3.081,0	60	9.243,0	486	1.601	202,7	35.468
4 horas	290	486	220.071	2.973,8	60	8.921,5	486	2.087	262,7	44.390
5 horas	290	486	211.286	2.883,1	60	8.649,3	486	2.573	322,7	53.039
6 horas	290	486	202.761	2.799,9	60	8.399,6	486	3.059	382,7	61.439
7 horas	290	486	194.472	2.726,5	60	8.179,4	486	3.545	442,7	69.618
8 horas	290	486	186.394	2.658,4	60	7.975,3	486	4.031	502,7	77.593
58 min. fin	290	486	178.648	2.596,7	58	7.517,7	469	4.500	560,6	85.111
9:21										

INCR de consumo según tablas por INCR peso avión de 10.000 kg: 2.709 kg

INCR peso avión corresp. a 2.800 kg INCR consumo entre real y PV: **10.338 kg**

Notas

- Posibles variaciones entre los consumos real y plan de vuelo por distinto perfil del vuelo.
- Por diferentes eficiencias de los motores respecto del promedio utilizado.
- Por limpieza aerodinámica del avión.
- Etcétera.

B.2 Incremento de consumo de combustible del DC-10 en un vuelo de 4.500 MN

Hipótesis de cálculo:

- Se supone nivel inicial de crucero FL290, ascendiendo a nivel FL350 cuando el peso de la aeronave disminuye a 205.000 kg.
- Se suponen condiciones estándar de temperatura.
- No se tiene en cuenta el incremento de consumo en el ascenso de FL290 a FL350.
- No se tienen en cuenta diferencias de consumo en el descenso.

	FL	TAS	Peso	FF	INCR T	-INCR W	INCR NM	DIST	TT	TF
BR MAD			270.000		24,7	7.163,0	158			
TOC FL290								158	24,7	7.163
1 hora	290	486	257.625	3.474,9	60	10.424,8	486	644	84,7	17.588
2 horas	290	486	247.430	3.321,5	60	9.964,4	486	1.130	144,7	27.552
3 horas	290	486	237.668	3.186,2	60	9.558,7	486	1.616	204,7	37.111
4 horas	290	486	228.283	3.070,7	60	9.212,2	486	2.102	264,7	46.323
5 horas	290	486	219.230	2.964,5	60	8.893,6	486	2.588	324,7	55.217
6 horas	290	486	210.470	2.875,4	60	8.626,3	486	3.074	384,7	63.843
7 horas	290	473	202.968	2.639,2	60	7.917,5	473	3.560	444,7	71.761
8 horas	290	473	194.459	2.520,1	60	7.560,3	473	4.046	504,7	79.321
61 min. fin	290	473	187.005	2.413,7	61	7.348,2	480	4.500	565,6	86.669
9:26										

	FL	TAS	Peso	FF	INCR T	-INCR W	INCR NM	DIST	TT	TF
BR MAD			260.000		22,7	6.625,0	143			
TOC FL290								143	22,7	6.625
1 hora	290	486	248.372	3.335,2	60	10.005,7	486	629	82,7	16.631
2 horas	290	486	238.572	3.198,2	60	9.594,5	486	1.115	142,7	26.225
3 horas	290	486	229.153	3.081,0	60	9.243,0	486	1.601	202,7	35.468
4 horas	290	486	220.071	2.973,8	60	8.921,5	486	2.087	262,7	44.390
5 horas	290	486	211.286	2.883,1	60	8.649,3	486	2.573	322,7	53.039
6 horas	350	473	202.983	2.651,7	60	7.955,2	473	3.059	382,7	60.994
7 horas	350	473	195.209	2.531,2	60	7.593,5	473	3.545	442,7	68.588
8 horas	350	473	187.776	2.424,3	60	7.272,9	473	4.031	502,7	75.861
64 min. fin	350	473	180.392	2.326,1	64	7.494,7	508	4.500	567,1	83.355
9:27										

INCR de consumo según tablas por INCR peso avión de 10.000 kg: 3.314 kg

INCR peso avión corresp. a 2.800 kg INCR consumo entre real y PV: **8.540 kg**

Notas

- Posibles variaciones entre los consumos real y plan de vuelo por distinto perfil del vuelo.
- Por diferentes eficiencias de los motores respecto del promedio utilizado.
- Por limpieza aerodinámica del avión.
- Etcétera.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 10 de marzo de 2001; 17:15 horas
Lugar	Proxim. Aeród. de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	RA44543
Tipo y modelo	SUKHOI Su-26
Explotador	N/A

Motores

Tipo y modelo	M-14PF
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	31 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	2.300 horas
Horas de vuelo en el tipo	N/A

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	Maniobrando – Acrobacia

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 10 de marzo de 2001, la aeronave Sukhoi Su-26, matrícula RA44543, realizaba maniobras de acrobacia sobre el Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo). Durante la ejecución de una maniobra, la aeronave súbitamente se hizo ingobernable y el piloto tuvo que saltar en paracaídas, momentos antes de que el avión se precipitara contra el terreno.

La aeronave, con matrícula de la Federación de Rusia, era propiedad de un ciudadano de Gran Bretaña y se encontraba en España en trámite de venta a un ciudadano español. En el vuelo del accidente, el piloto, con licencia de piloto privado de avión emitida por la autoridad española, despegó poco después de la 17:00 hora local del Aeródromo de Casarrubios del Monte al objeto de realizar un vuelo de comprobación del estado de la aeronave. El vuelo se llevó a cabo en el circuito del aeródromo.

Durante el vuelo, cuando la aeronave se encontraba a 2.000 pies realizando una maniobra acrobática denominada «*tono rápido*» en ascenso, el piloto percibió que al llegar a los tres cuartos del giro a la izquierda había perdido el mando sobre el timón de dirección. A pesar de recuperar momentáneamente el control, la aeronave se hizo totalmente ingobernable y a una altura de 800 pies AGL («Above Ground Level») decidió abandonar la aeronave, efectuándose el salto en paracaídas desde una altura aproximada de 600 pies.

El piloto resultó con lesiones de carácter leve y la aeronave destruida.

1.2. Lesiones a personas

Lesiones	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otros			

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó destruida debido al impacto contra el terreno.

1.4. Otros daños

No se produjeron otros daños.

1.5. Información sobre la tripulación

Edad:	32 años
Nacionalidad:	Española
Título:	Piloto privado de avión
Licencia de aptitud de vuelo:	
— Fecha expedición:	28-12-1992
— Fecha validez:	12-06-2002
Certificado médico:	
— Fecha validez:	29-06-2002
Horas de vuelo:	
— Totales:	2.300 horas
— Tipo:	1.100 horas

En el momento del suceso el piloto disponía de licencia del país de matrícula.

1.6. Información sobre la aeronave

La aeronave se encontraba en proceso de adquisición por un ciudadano español a un exportador británico. La presencia de la aeronave en territorio español era desconocida por la Autoridad de Aviación Civil de España.

La aeronave fue adquirida, según manifestación de su propietario, al Aeroclub Nacional de Rusia. Posteriormente, en un centro de mantenimiento de Lituania se llevó a cabo el montaje de un motor de 400 hp, una hélice de tres palas, pintura nueva, aviónica y un sistema de humo. Desde ese país la aeronave fue trasladada a España.

1.6.1. Célula

Marca:	Sukhoi
Modelo:	Su-26
Núm. de serie:	04-03
Año fabricación:	Se desconoce
Matrícula:	RA44543
MTOW:	Se desconoce

El tiempo de funcionamiento de la aeronave estaba cifrado en 44 horas y una antigüedad de 10 años.

La aeronave siniestrada no tenía cuaderno («log book»).

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número: 26/00.08- MII-217

Prestación técnica: Acrobático

Fecha de renovación: 15-08-2000

Fecha de caducidad: 15-08-2002

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

No se han conseguido registros de mantenimiento.

1.6.4. *Motor*

Marca: Vedeneyev

Modelo: M-14 PF

El motor carecía de registros de mantenimiento.

1.6.5. *Hélice*

Datos no conocidos.

1.7. **Información meteorológica**

No es relevante para la investigación.

1.8. **Comunicaciones**

El piloto comunicó con el jefe de campo por radio alertando que algo se había roto.

1.9. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave cayó al norte del aeródromo, en el área asignada para la realización de maniobras acrobáticas. El impacto contra el terreno fue muy violento; los restos aparecieron concentrados y en las dos terceras partes de su longitud por debajo del nivel del suelo. El ángulo de impacto fue muy alto y con una componente de giro alrededor del eje transversal de la aeronave que ocasionó que la cola quedase invertida. Los planos aparecieron extendidos sobre el suelo, con el intradós hacia arriba. La cúpula de la cabina se localizó a 200 m de los restos principales.

La inspección de los restos reveló que el cable de mando del timón de dirección estaba suelto por el extremo más próximo a la cabina. El tensor que permite la regulación y la unión entre tramo y tramo estaba doblado.

El cable de mando del timón, el motor y la cola de la aeronave fueron recuperados para su revisión posterior.

1.10. Supervivencia

Cuando la aeronave perdió el control el piloto se vio obligado a hacer uso del paracaídas de apertura automática que se encuentra entre la equipación de la aeronave.

El salto en paracaídas se realizó desde 600 pies AGL y se encontró dificultado por la posibilidad de que el piloto se viera alcanzado por la aeronave. En el momento del salto, uno de los extremos metálicos del arnés golpeó en la boca del piloto ocasionándole la rotura de un diente y labio.

El vuelo en paracaídas fue de unos 5 segundos y, tras caer al suelo, el piloto fue arrastrado 200 m por el suelo.

1.11. Ensayos e investigaciones

1.11.1. Inspección de la aeronave

El estado general de los restos no permitió la localización de la placa que identifica el número de serie de la aeronave.

La cola de la aeronave conservaba su estructura tras el impacto. El movimiento del timón de dirección no interfería con el del timón de profundidad y viceversa. El mando sobre el timón de profundidad se realiza mediante un mecanismo articulado de barras. En una de ellas, correspondiente a la más cercana a las superficies de mando, se encontraron huellas y deformaciones producidas por el cable localizado entre los restos.

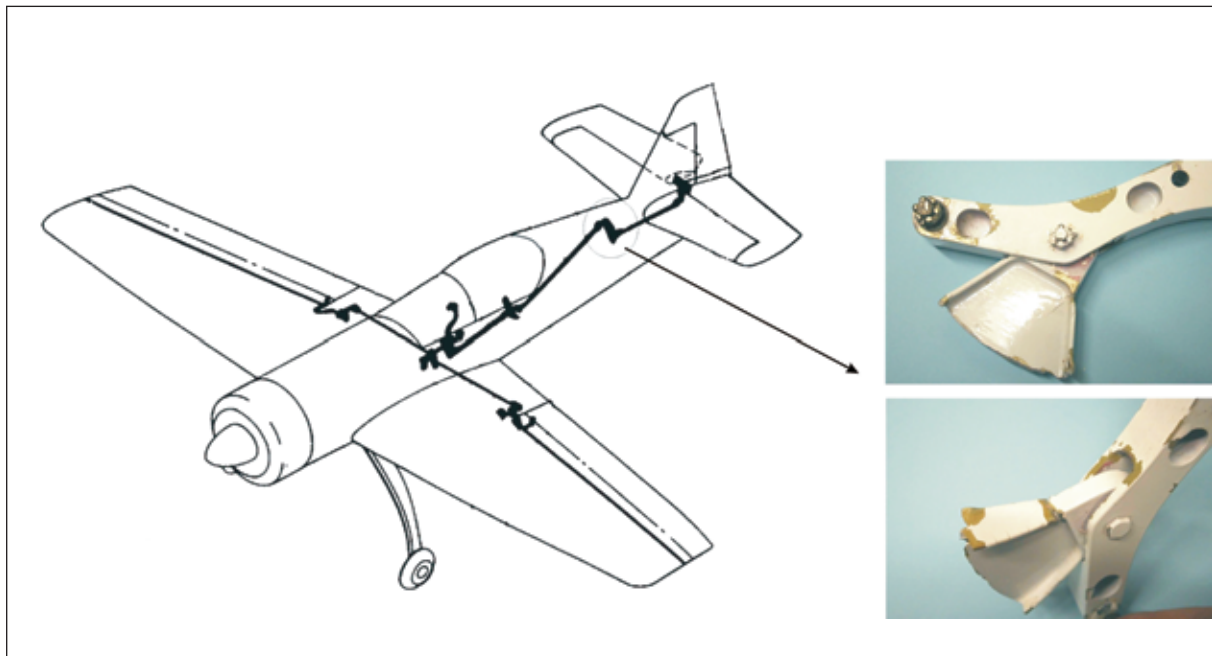


Figura 1. Situación y daños en el mecanismo del timón de profundidad

A la vista de las dimensiones de la cola, se verificaron sus medidas resultando que éstas eran superiores a las especificadas por el fabricante.

1.11.2. Inspección del tensor

El cable de mando del timón de dirección recuperado presentaba en cada extremo diferentes tipos de fijación: el extremo más próximo al timón de dirección tenía acoplado un terminal con un orificio del tipo «eye terminals». En el otro extremo se encontraba un tensor en el que se unían dos terminales, uno de los cuales había perdido el cable y su forma y aspecto era diferente al otro.

Se realizó un estudio de los componentes del tensor para determinar las características de los terminales unidos a él. El terminal que perdió el cable de mando presentaba un escalón a 9 mm del final del orificio, producido por un deficiente mecanizado y que impidió al cable penetrar hasta el final de su alojamiento. Asimismo, durante el montaje del cable al terminal no le fue aplicado el apriete suficiente, como muestra la escasa magnitud de las huellas que aparecieron en las paredes internas del orificio. El aplastamiento exterior del terminal no tenía efecto en la parte interna del orificio.

En el otro terminal del tensor, el cable se había introducido hasta el final del orificio y el apriete de unión entre ambos elementos le produjo una reducción de su sección del orden de un 20%, de tal manera que la fijación produciría la rotura del cable antes de que éste hubiera salido de su alojamiento.

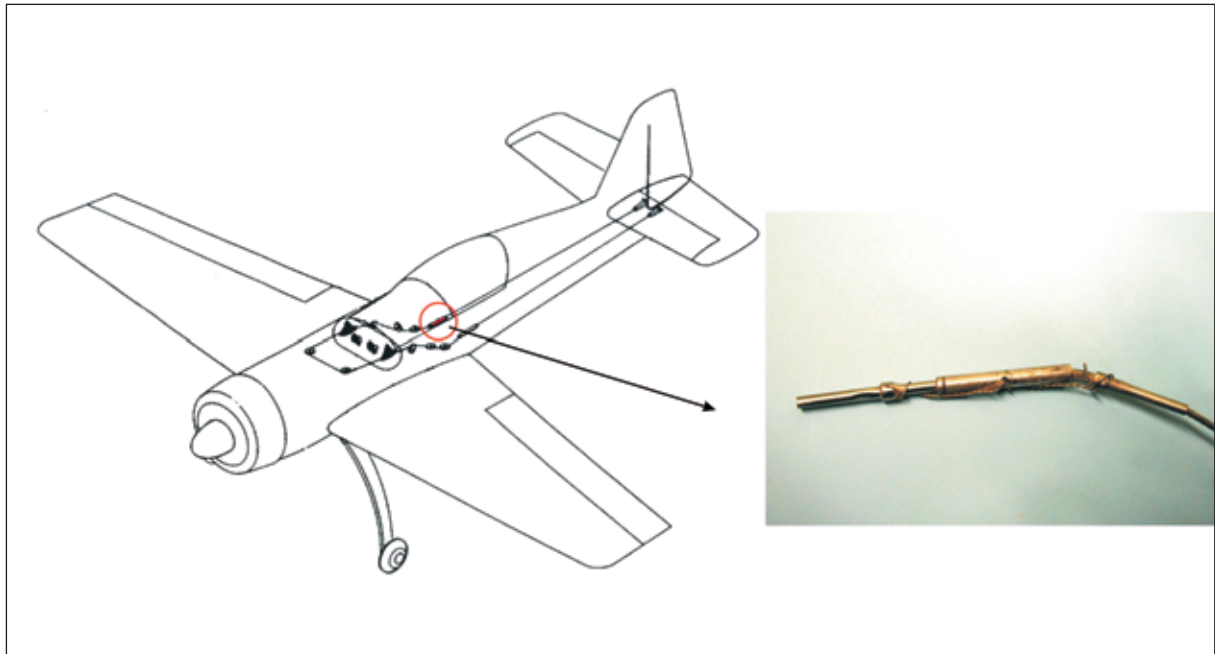


Figura 2. Situación y estado del tensor del cable de mando al timón de dirección

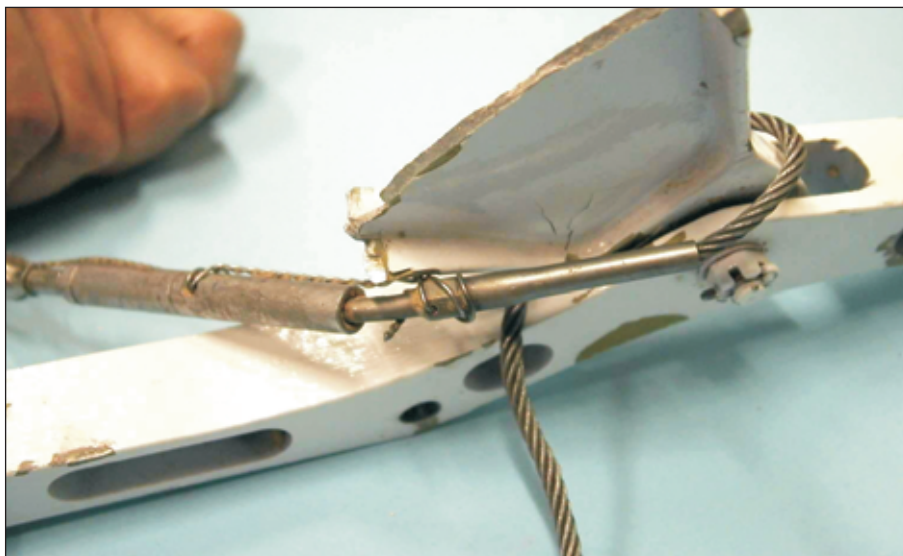


Figura 3. Bloqueo del timón de profundidad

Asimismo, se ha constatado con el fabricante del avión (Sukhoi Design Bureau) que el terminal del tensor no está identificado como una pieza fabricada por Sukhoi.

1.11.3. Consideraciones sobre el mantenimiento

Según el propietario de la aeronave, una vez adquirida fue entregada a un centro de mantenimiento de Lituania. Este centro llevó a cabo los trabajos referidos en el aparta-

do 1.6. Sin embargo, no existe constancia de los trabajos realizados sobre la aeronave en ese país, a excepción del trabajo de pintura en un centro diferente. Se ha comprobado que los centros referidos no gozaban de autorizaciones en Lituania, ni las poseían de la Federación de Rusia, como Estado de fabricación y matrícula, para acometer trabajos sobre este tipo de aeronave.

1.12. Información adicional

1.12.1. *Vuelos acrobáticos en España de aeronaves con matrícula extranjera*

La aeronave accidentada disponía de un certificado de aeronavegabilidad del Estado de matrícula, expedido conforme al Convenio Internacional de Aviación Civil. No obstante, la Dirección General de Aviación Civil española, en una circular interna de mayo de 1999, informaba sobre las condiciones que impone la legislación en España (Ley 48/1960, de 21 de julio, sobre Navegación Aérea) a la utilización de aeronaves con matrícula extranjera en territorio español y, en concreto, a la exclusión como «tránsito inocuo» de la actividad de acrobacia.

En la citada circular se subordina la realización de actividades acrobáticas a la concesión de una autorización especial, situación que no cumplía la aeronave RA44543 cuando sobrevino el suceso.

Por tanto, en este caso también se considera aplicable la Recomendación REC 40/02, emitida con ocasión de un accidente ocurrido el 25 de Junio de 1997 a la aeronave Sukhoi 26M, matrícula RA01295, en Barberá del Valles (Barcelona) (Referencia CIAIAC A-033/1997), y que decía lo siguiente:

«Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil, como autoridad aeronáutica reguladora, que informe, a través de los canales oficiales de divulgación general y mediante las disposiciones administrativas apropiadas y de la manera más completa y precisa posible, de las condiciones aplicables a la utilización de aeronaves de matrícula extranjera en territorio nacional en los casos de actividades de aviación general de carácter privado.»

2. CONCLUSIONES

La aeronave Sukhoi Su-26 había llegado a España procedente de Lituania, donde se le había sometido a una serie de modificaciones que afectaban al motor, hélice, aviónica, cola, etc. En el transcurso del primer vuelo de familiarización en España, durante la ejecución de una maniobra acrobática, sufrió la rotura de uno de los tensores del sistema de mando del timón de dirección que, al desplazarse hacia la parte de la cola, bloqueó un elemento del sistema de mando del timón de profundidad impidiendo su movimiento.

Se ha determinado que la salida del cable de uno de los dos terminales del tensor se debió a un defecto de fabricación del terminal y a un incorrecto montaje entre el cable y el tensor.

Teniendo en cuenta la modificación observada del tamaño de la cola, se puede considerar que la manipulación del tensor, al ser el elemento de transmisión del movimiento al timón de dirección, estuvo asociada con esos trabajos. Sin embargo, no se ha podido concretar con seguridad este extremo.

El seguimiento realizado para conocer el procedimiento por el que se llevaron a cabo los trabajos de mantenimiento y modificación sobre la aeronave ha puesto de manifiesto que éstos se efectuaron en un centro que no contaba con la autorización oportuna de acuerdo con la regulación de su Estado de matrícula.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 15 de julio de 2001; 13:10 horas
Lugar	Caserío Arraga, Deba (Guipúzcoa)

AERONAVE

Matrícula	F-PLJP
Tipo y modelo	JODEL D 140 E/Núm. serie 452
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING O-360-A3A
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	58 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	1.000 horas
Horas de vuelo en el tipo	60 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			2
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Ninguno
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – No comercial – Privado
Fase del vuelo	En ruta – Nivel de crucero

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 15 de julio de 2001, la aeronave Jodel D 140 E, matrícula F-PLJP, despegó del Aeródromo de Ixassou, localidad del País Vasco francés, y ya en espacio aéreo español sobrevoló la ciudad de San Sebastián. Minutos después, el piloto advirtió que el motor no funcionaba correctamente, sobre todo debido a las vibraciones que se percibían, y decidió comunicar a la torre de control del Aeropuerto de San Sebastián la incidencia y su intención de proseguir hasta el Aeropuerto de Bilbao.

Próximos al municipio de Deba, la hélice se desprendió de su alojamiento, teniendo el piloto que realizar un aterrizaje de emergencia. La aeronave tomó tierra resultando sus ocupantes ilesos y la aeronave sin daños.

A continuación, el piloto se puso nuevamente en contacto, por teléfono móvil, con las dependencias de control del Aeropuerto de San Sebastián, comunicando lo sucedido. Los servicios de la policía autonómica localizaron a la tripulación aproximadamente 20 minutos después.



Restos de la hélice localizados en el lugar de aterrizaje

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto al mando de la aeronave era un ciudadano francés en posesión de la licencia de piloto privado de avión con validez hasta 28-02-2002 y una antigüedad de 20 años.

La experiencia de vuelo era de aproximadamente 1.000 horas, de las que 60 horas eran en el tipo.

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. Características generales

La aeronave Jodel D 140 E está inscrita en el registro de matriculación de Francia como «Construcción de Aeronave por Aficionado» el 21-12-2000 y el certificado de aeronavegabilidad era válido hasta el 06-12-2003.

Características técnicas

MTOW:	1.200 kg
Peso en vacío:	638 kg
Velocidad máxima:	285 km/h
Velocidad de crucero:	230 km/h
Velocidad de entrada en pérdida:	95 km/h
Limitación de viento cruzado:	15 nudos
Autonomía:	6 horas
Plazas:	3

1.3.2. Motor

El motor de la marca Textron Lycoming O-360-A3A tiene una potencia de 134 kw (179 HP).

1.3.3. Hélice

Marca:	EVRA
Material:	Madera
Recubrimiento:	Plástico
Tipo:	94 79 26 C
Número:	42 ST
Fecha de montaje:	15-11-2000
Tiempo de funcionamiento desde nueva:	56:48 h

Fecha última revisión:	14-05-2001
Tiempo desde última revisión:	19:55 horas
Revisión efectuada:	Verificación del par de apriete frenado de los tornillos y recubrimiento de la pala

1.4. Ensayos e investigaciones

1.4.1. *Trayectoria e inspección de la aeronave*

La distancia recorrida desde el punto de origen hasta que aterrizó en Deba fue de 80 km aproximadamente, estimándose un tiempo de vuelo de 25-30 minutos.

La aeronave aterrizó sobre un terreno de ligera pendiente en ascenso y cubierto de hierba. No se produjeron daños sobre la aeronave a excepción de la falta de la hélice, que fue localizada próxima al lugar donde aterrizó junto con dos tornillos de sujeción y el disco que los posiciona en el sistema de ensamblaje al eje de giro. Los otros cuatro tornillos no pudieron ser localizados.

La inspección visual de los puntos de fijación de la hélice mostró que hubo un desgaste similar y de idéntica distribución en el borde de cada uno de los seis orificios, aunque más acentuado en dos de ellos, posiblemente al ser los últimos que mantuvieron su posición.

Una vez recuperada la aeronave, se efectuó una revisión general de sus sistemas que no encontró evidencias de mal funcionamiento.

1.4.2. *Mantenimiento de la hélice*

El manual de montaje y mantenimiento de la hélice especifica un par de apriete diferente según el tipo de tornillo empleado. Se establece que el par de apriete podrá ser controlado después de la primera hora de vuelo. Este par será imperativamente controlado entre la hora 10 y la hora 30 de vuelo, y después tantas veces como sea necesario, aunque al menos cada 50 horas de vuelo o 6 meses.

Para el frenado de los tornillos se especifica un alambre de acero inoxidable de diámetro 10/10 para la mayoría de los casos. En otros casos, se debe usar la referencia del manual del motor.

En este tipo de aeronave, el piloto tiene la capacidad por él mismo de realizar estas tareas de mantenimiento. La última comprobación sobre la hélice, según manifestación del propio piloto, la realizó él mismo.

De acuerdo con la información recogida en el campo donde la aeronave tenía su base habitual, en la última revisión llevada a cabo por un centro de mantenimiento se advirtió al propietario de que debía reapretar el par de apriete al cabo de 25 horas de vuelo. La aeronave no volvió a revisarse por este centro.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La aeronave sobrevolaba la provincia de Guipúzcoa procedente del sur de Francia. Minutos antes del suceso, el piloto detectó un mal funcionamiento que debió corresponder a las vibraciones procedentes de la holgura creada al aflojarse uno o varios tornillos de sujeción de la hélice.

Tras desprenderse la hélice, el piloto llevó a cabo con éxito un aterrizaje de emergencia sin consecuencia alguna.

Por lo expuesto, se considera que la causa probable del desprendimiento de la hélice en vuelo fue un incorrecto ajuste y frenado de los tornillos de la hélice que no fue detectado en las labores de mantenimiento llevadas a cabo después de la última inspección anotada de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 12 de enero de 2002; 16:20 horas
Lugar	Aeródromo de Igualada (Barcelona)

AERONAVE

Matrícula	EC-CNU
Tipo y modelo	PIRAT SZD-30
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	N/A
Número	N/A

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	73 años
Licencia	Piloto de velero
Total horas de vuelo	120 horas
Horas de vuelo en el tipo	15 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida
Otros daños	Línea telefónica

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Despegue – Ascenso inicial

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El velero Pirat EC-CNU era remolcado para despegue y ascenso inicial por una aeronave modelo Cessna L-19 en la pista 17 del Aeródromo de Igualada. Siguieron el procedimiento y comunicaciones habituales de tensado y remolcado con normalidad hasta que avión y velero estuvieron en el aire.

Cuando el velero se encontraba a unos 50 metros de altura y aún con pista remanente, el vuelo del velero se descontroló y el velero se elevó por encima de la aeronave que lo remolcaba. Seguidamente el piloto del velero soltó el cable de remolque.

Una vez suelto el velero, inició un viraje a la izquierda de unos 90° y descendió hasta impactar, con el plano izquierdo, contra un poste de una línea telefónica y a continuación, contra el terreno. El avión remolcador siguió su trayectoria y posteriormente aterrizó sin novedad.

El piloto sufrió heridas leves y fue evacuado al hospital de Igualada. La aeronave sufrió daños importantes que hacían inviable su reparación, incluyendo la rotura del plano izquierdo y fuselaje en zona delantera.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto de la aeronave tenía licencia de piloto de velero.

Previamente al vuelo, realizó un vuelo de chequeo de 20 minutos con doble mando en un velero BLANIK. Después de este vuelo, preparó el velero del accidente para realizar un vuelo en solitario.

Su experiencia total de vuelo era de 120 horas y en el tipo de 15 horas.

1.3. Información sobre la aeronave

El planeador monoplaça Pirat fue diseñado por Jerzy Smielkiewicz como un avión versátil, capaz de ser utilizado tanto para entrenamiento básico, como para la iniciación al vuelo de competición o incluso a la acrobacia. El prototipo, construido por la firma polaca SZD, voló por primera vez el 19 de mayo de 1966.

Información general	
Matrícula	EC-CNU
Fabricante	PZL Bielsko
Modelo	Pirat SZD-30
Año de fabricación	1974

Características técnicas		
<i>Especificaciones</i>	Envergadura	15 m
	Área	13,8 m ²
	Peso en vacío	269 kg
	Peso máximo despegue	370 kg
	Carga útil	110 kg

1.4. Información del aeródromo

El Aeródromo de Igualada tiene una pista asfaltada con orientación 17/35. La longitud es de 780 metros y la anchura de 15 metros.

1.5. Información sobre los restos de la aeronave

El velero chocó con unos cables y poste telefónicos que amortiguaron el impacto contra el terreno. En el impacto con el poste se seccionó el plano izquierdo, lo que hizo que la aeronave virara hacia ese lado para finalmente precipitarse contra el terreno. En este último impacto se deformó el morro de la aeronave.

El plano izquierdo estaba dividido en dos partes, la parte más próxima al encastre, que sufrió la rotura al chocar contra el poste, y la parte del extremo del plano, que se dividió posteriormente al impactar el plano izquierdo contra el terreno.



Foto 1. Detalle de los restos de la aeronave



Foto 2. Extremo del plano izquierdo y cable telefónico

1.6. Supervivencia

La aeronave impactó con el terreno a unos 150 metros al este de la pista. Las personas que estaban viendo el despegue se dirigieron inmediatamente al lugar del accidente y socorrieron al piloto. Presentaba heridas de poca consideración y fue trasladado al Hospital de Igualada para que le realizaran una revisión más profunda.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Declaración del piloto

En su declaración, el piloto indicó que el despegue no fue nivelado, ya que levantó un plano antes que el otro. Para corregirlo ganó altura y se elevó por encima de la aeronave que lo remolcaba. Decidió soltarse y se dirigió a unos campos que había al lado izquierdo de la pista.

Al intentar tomar tierra impactó con un poste que no pudo esquivar.

1.7.2. Declaración del piloto de la aeronave remolcadora

Según el piloto que remolcaba al velero, se realizó el procedimiento habitual de remolque, con condiciones meteorológicas muy favorables (viento casi nulo, visibilidad muy buena).

Informa que el procedimiento de remolque fue normal. A 50 metros de altura notó una tensión forzada del cable de remolque, seguida de una distensión brusca que indicaba que se había desenganchado el velero, bien por la rotura del cable o bien por la del fusible colocado en el punto de enganche del velero.

El piloto continuó con el procedimiento de remolque, trayectoria rectilínea y en ascenso, hasta que comprobó visualmente la inexistencia del planeador remolcado.

A 150 metros de altura, inició un viraje a la derecha para volver al aeródromo y observó desde la aeronave cómo el velero realizaba un aterrizaje en un campo situado a la izquierda de la pista.

1.8. Información adicional

1.8.1. Procedimiento de remolcado

Cuando un velero es remolcado se debe prestar especial atención a dos puntos fundamentales:

1. Mantener la tensión de la cuerda lo más constante posible evitando tensiones excesivas o distensiones.
2. Mantener la dirección del velero, evitando oscilaciones verticales y laterales sobre la trayectoria de la aeronave remolcadora. Si el velero se queda demasiado bajo, entonces empuja la cola de la aeronave hacia abajo y puede hacer que la aeronave entre en pérdida al aumentar el ángulo de ataque. Si, por el contrario, sube demasiado, puede subir la cola de la aeronave, lo que hace que el pitch de la aeronave sea demasiado negativo.

Por su parte, la aeronave remolcadora debe intentar mantener una velocidad y aptitud constantes, evitando virajes.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto del velero había realizado un vuelo de chequeo de doble mando justo antes de iniciar el vuelo en solitario con el velero del accidente. Eso indica que hacía tiempo que no volaba en este tipo de aeronave.

Cuando se inició el procedimiento de remolque, y según la declaración del piloto, el velero se descontroló al no despegar la aeronave nivelada. Para corregir este problema el piloto elevó el velero por encima de la aeronave que lo remolcaba. Ante este hecho el piloto se soltó para evitar que la aeronave remolcadora perdiera el control.

Como el piloto se encontraba a 50 metros sobre el terreno, decidió realizar un aterrizaje de emergencia en un campo situado a la izquierda de la pista. Al realizar la valoración del entorno no observó que había una línea telefónica y chocó contra uno de los postes al efectuar el aterrizaje.

El accidente se produjo por el choque de la semiala izquierda de la aeronave con un poste de una línea telefónica en el transcurso de una maniobra de aterrizaje fuera de campo.

Como factores contribuyentes al accidente se consideran:

- La valoración incorrecta de la zona seleccionada para realizar el aterrizaje, y
- La falta de experiencia reciente en vuelo en velero del piloto que se evidencia, por un lado, por el vuelo de chequeo que realizó previamente al vuelo del accidente, y, por otro, por el despegue inestable que originó la necesidad de interrumpir el procedimiento de remolcado.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 8 de marzo de 2003; 10:30 horas
Lugar	Sierra de Peña de Francia (Salamanca)

AERONAVE

Matrícula	EC-FTG
Tipo y modelo	SOCATA TB-10 Tobago
Explotador	Adventia

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-360-A1AD
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	21 años
Licencia	Alumno piloto
Total horas de vuelo	85 horas
Horas de vuelo en el tipo	85 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	No

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Solo
Fase del vuelo	En ruta

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 8 de marzo de 2003, a las 10:30 hora local, la aeronave Socata TB-10, matrícula EC-FTG, sufrió la parada del motor cuando se encontraba a 6.500 ft de altura en las estribaciones de la sierra de Peña de Francia (Salamanca). El piloto era un alumno de una escuela de vuelo que realizaba un vuelo de navegación como alumno solo.

El tripulante de la aeronave, puesto en contacto con la torre de control del Aeropuerto de Salamanca, declaró emergencia y llevó a cabo el procedimiento de puesta en marcha sin resultado positivo. Finalmente, seleccionó el terreno que valoró más adecuado y aterrizó sin consecuencias para él.

Después de evacuar la aeronave comunicó, por teléfono móvil, el aterrizaje a la oficina de operaciones de la escuela.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió ligeros desperfectos en el carenado del tren de aterrizaje debido al recorrido sobre el terreno no preparado.

1.3. Información sobre la tripulación

El alumno realizaba el curso modular de piloto comercial de avión CPL(A).

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. Motor

Marca:	Lycoming
Modelo:	O-360-A1AD
Núm. de serie:	L-33579-36A
Potencia:	180 hp
Última revisión de 100 h:	21-02-2003
Horas revisión de 100 h:	1.154:10
Horas fecha incidente:	1.200:50

1.4.2. *Magneto*

La aeronave montaba una magneto del fabricante Teledyne Continental, modelo D4LN-3000, con los siguientes datos:

P/N:	10-682555-11
S/N:	H279606GR
TBO (Time between overhaul):	2.000 horas
TSO (Time since overhaul):	1.195 horas

1.4.3. *Ruptores (platinos)*

La magneto montaba dos platinos del fabricante Electrosystems, IMC. con la referencia ES10-382585, con los siguientes datos:

TSN (Time since new):	251 horas
Tiempo desde última revisión:	46 horas

1.5. **Supervivencia**

El piloto fue localizado 45 minutos después del aterrizaje.

1.6. **Ensayos e investigaciones**

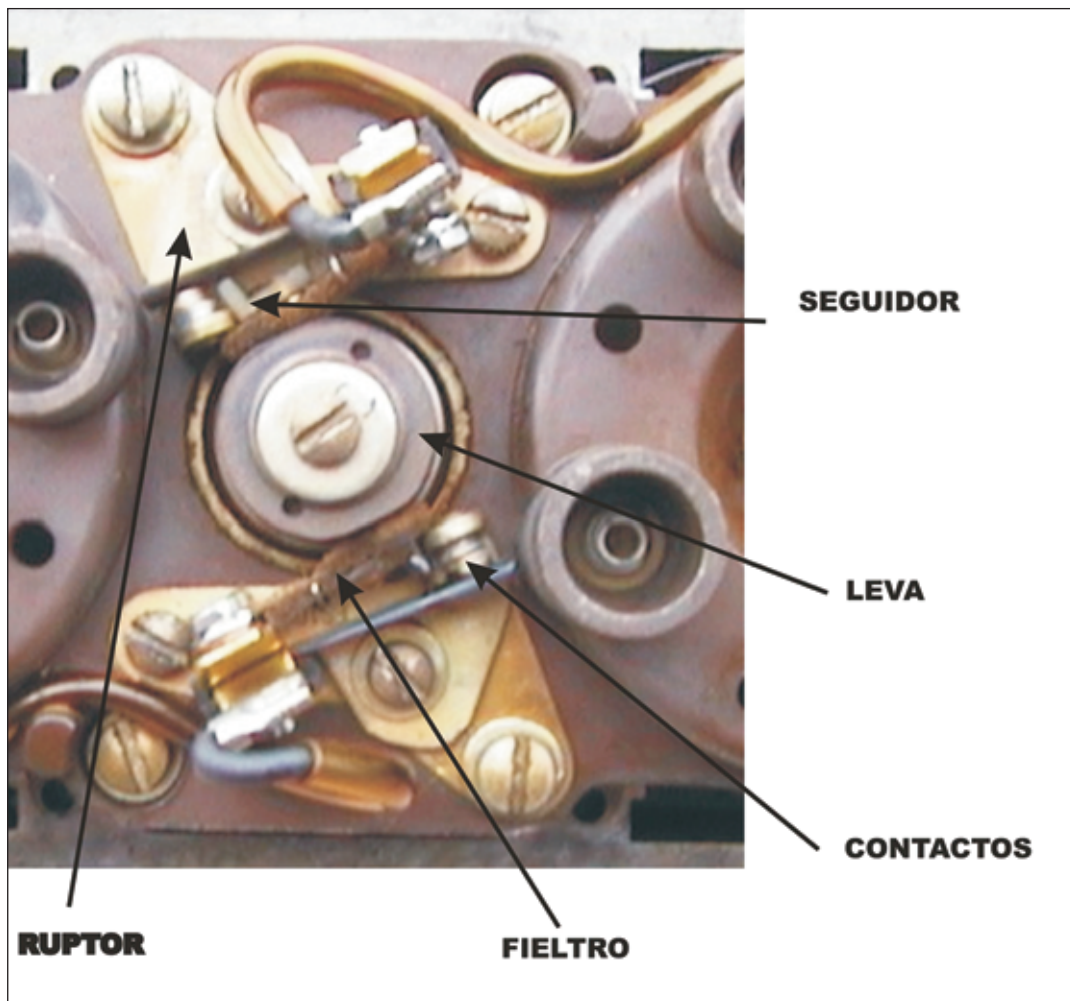
Se realizaron dos inspecciones del sistema motopropulsor de la aeronave en el punto de aterrizaje y en el centro de mantenimiento.

1.6.1. *Prueba en el lugar de aterrizaje*

Se llevó a cabo una inspección visual del motor y se comprobó que la hélice giraba libre. A continuación, se procedió según procedimiento a la puesta en marcha y, aunque giraba la hélice, el voltaje de la batería alcanzó un valor insuficiente y no se produjo el arranque del motor.

1.6.2. *Prueba en el centro de mantenimiento*

Recuperada la aeronave, se repitió el protocolo de puesta en marcha que, como sucedió en el punto de aterrizaje, resultó fallida. Se repitió con una unidad auxiliar de potencia con el mismo resultado.



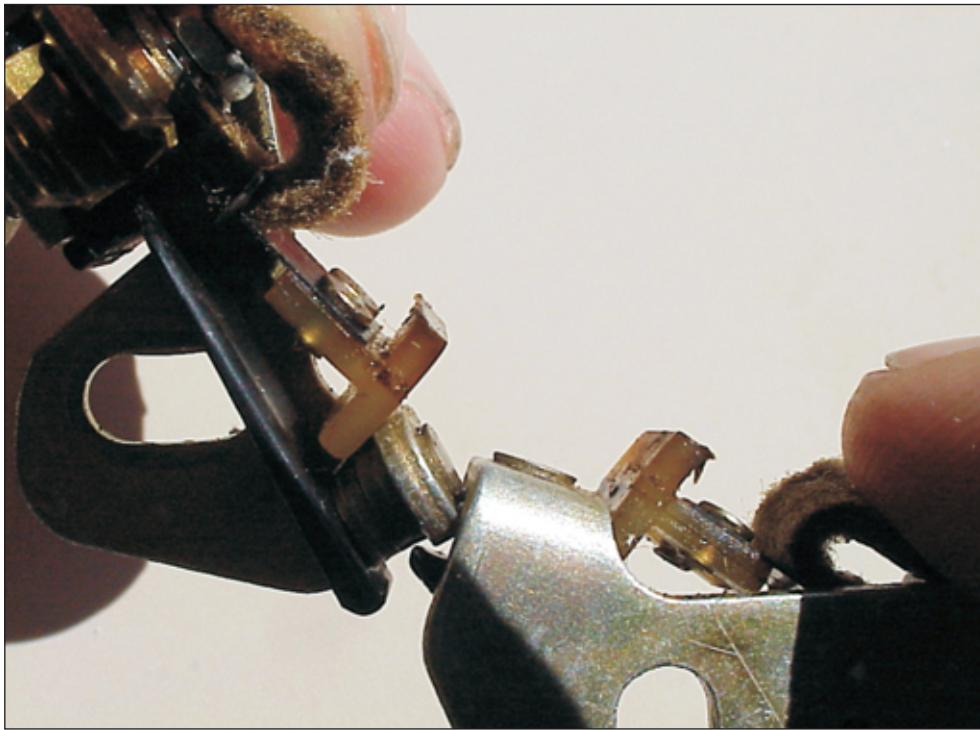
Disposición de los ruptores de la magneto

En el examen del sistema de encendido se observó que en los dos ruptores de la magneto los contactos permanecían unidos al girar la leva que los separa, impidiendo la generación de la chispa en las bujías. Sustituidos ambos ruptores y montada la magneto en la aeronave, el arranque se produjo normalmente.

1.6.3. Inspección de los ruptores

La magneto estaba calada correctamente. Los dos ruptores que montaba presentaban, en el seguidor que conduce el desplazamiento producido por el giro de una leva, un desgaste de material, el cual había tomado un tono amarillento.

La leva mostraba en la superficie de contacto con los seguidores un aspecto ligeramente rugoso.



Estado de los seguidores

1.6.4. Prueba de magneto

Se llevó a cabo una prueba comparativa entre la magneto que montaba la aeronave y otra nueva, para lo cual se montaron ruptores nuevos y se pusieron a rodar durante 40 minutos, con tomas de temperatura cada 10 minutos sobre la zona de la leva.

Los resultados obtenidos muestran valores de temperatura similares en ambas magnetos.

1.6.5. Inspección del aceite lubricante PIN 10-86527

El montaje de los ruptores se completa con una lubricación de las partes en contacto, filtro y leva, y para ello se ponen 2 o 3 gotas de lubricante identificado con el P/N 10-86527.

En el seguimiento realizado por el centro de mantenimiento después del incidente se comparó visualmente el lubricante empleado en el taller y un recipiente nuevo. El resultado del mismo indicó que aparecía una muy leve diferencia entre ambos. Posteriormente, no se pudo llevar a cabo un examen en laboratorio del lubricante utilizado al haberse desechado.

El aceite lubricante se suministra en un recipiente metálico y se distribuía dentro del taller en otro recipiente de más fácil manejo.

1.7. Información adicional

1.7.1. *Manual de mantenimiento de la magneto*

Los ruptores de la magneto están sujetos a un mantenimiento «On Condition» con revisiones cada 100 horas.

En dicho manual se contemplan acciones sobre el engrase del conjunto formado por la leva y el fieltro que contacta con ella, en concreto el uso de un aceite lubricante específico, y que la cantidad de éste no sea excesiva, ya que podría producir contaminación entre los puntos de contacto y causar un calentamiento excesivo.

1.7.2. *Información sobre los boletines de servicio de aplicación a la magneto*

El fabricante Teledyne Continental emitió en el año 1995 un Boletín de Servicio (n.º 651) en el que se suministraban instrucciones relativas a los condensadores y a su montaje en las magnetos dobles de las series D-2000 y D-3000, y de este modo garantizar la continuidad eléctrica entre ellos y el resto de la magneto.

La falta de aplicación del boletín referido origina sobre el seguidor de cada ruptor resultados similares al observado en el presente caso y, consecuentemente, el fallo en la producción de chispa en las bujías.

El boletín n.º 651 había sido cumplimentado en la magneto de la aeronave.

1.7.2. *Acciones emprendidas*

El centro de mantenimiento efectuó una revisión de los ruptores de las magnetos de la flota y estableció una reducción del período de revisión a 50 horas.

Asimismo, se realizó una inspección a todas las magnetos de la flota sin que se haya observado anomalías en los ruptores.

2. ANÁLISIS

En la inspección de la aeronave pudo determinarse que la causa de la parada del motor se debió a un fallo en la magneto al no ser capaz de generar chispa en las bujías. Del examen de los ruptores se observó que no producía la separación de los contactos, ya que los elementos (el seguidor) que conducen el giro de una leva, se habían desgastado y, consecuentemente, no se produce la apertura del circuito que genera la chispa.

Las pruebas funcionales realizadas sobre la magneto, después de sustituir los ruptores por otros nuevos, confirmaron el funcionamiento correcto del conjunto.

Uno de los elementos que interviene en la puesta a punto de la magneto es el aceite lubricante, que cumple unos requisitos, entre ellos, la reducción del calor generado por el roce entre el seguidor y la leva. Entendemos que su manipulación en un recipiente que ha servido prolongado tiempo para su aplicación, ha podido producir depósitos de impurezas en el fondo y, por tanto, contaminarse, modificando previsiblemente sus propiedades e impidiéndole hacer la función que le corresponde.

El seguimiento realizado sobre la flota que controla el centro de mantenimiento, desde la fecha en que se produjo el malfuncionamiento de la magneto hasta la elaboración del presente informe, no ha encontrado desgastes anómalos en los ruptores que condujeran a la misma situación planteada en el informe.

3. CONCLUSIÓN

En base a lo expuesto se entiende que la parada del motor en vuelo fue originada por el desgaste producido en los seguidores de los dos ruptores que montaba la magneto y que ocasionó que el sistema de encendido dejara de funcionar.

Sin embargo, no ha podido establecerse el motivo del referido desgaste, aunque se suponen como causas más probables: la contaminación del aceite lubricante y/o que el engrase hubiera sido excesivo.

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

En el curso de la investigación se emitió una recomendación de seguridad previa ante la posibilidad de que la parada del motor se hubiera producido como consecuencia de una disfunción de la magneto doble consistente en una discontinuidad eléctrica entre la propia magneto y los condensadores que monta. De esta manera, los condensadores no ejercerían la función de suprimir el arco eléctrico entre los platinos. Ese arco ocasionaría un calentamiento que sería transmitido por conducción al rodillo de la leva, que podía fundirse, implicando una reducción del espacio entre los platinos. Cuando esta separación se vuelve demasiado escasa, la chispa ya no es posible y el encendido se interrumpe. El problema afectaba, según el fabricante, a dos tipos de magnetos, uno de los cuales era el que instalaba el motor de la aeronave. La incorporación del Boletín de Servicio n.º 651 de Teledyne Continental subsanaba el defecto.

Aunque se comprobó posteriormente que a la aeronave siniestrada se la había implementado ese Boletín, la recomendación emitida intentaba que se abordaran medidas preventivas ante la probabilidad de que no hubiera sido así en otras aeronaves simila-

res, puesto que el Boletín no constituía una instrucción obligatoria para el mantenimiento de la aeronavegabilidad. Un accidente ocurrido previamente en Francia había llevado al organismo investigador francés (BEA) a concluir con la conveniencia de que las autoridades aeronáuticas de Estados Unidos (FAA) y Francia (DGAC-F) consideraran obligatorio el citado Boletín.

Con todo, el 15 de abril de 2003 se emitió la siguiente recomendación de seguridad:

REC 07/2003. Se recomienda a la Dirección General de Aviación Civil que:

- Determine el grado de implantación del Boletín de Servicio n.º 651 de Teledyne Continental entre los operadores españoles de las aeronaves Socata Tobago TB-10, habida cuenta de que la no incorporación de ese Boletín puede representar un riesgo potencial de accidente.
- En concordancia con la recomendación formulada por el BEA y en combinación con la FAA de los Estados Unidos y la DGAC de Francia, considere la necesidad de hacer obligatorias las disposiciones del Boletín de Servicio n.º 651, emitido el 17 de marzo de 1995 por Teledyne Continental, para las aeronaves Socata Tobago TB-10 de matrícula española.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 23 de junio de 2003; 15:35 horas
Lugar	Km 45 ctra. Egea de los Caballeros a Erla (Zaragoza)

AERONAVE

Matrícula	EC-FJA
Tipo y modelo	AEROSPATIALE SA 319B ALOUETTE III
Explotador	Helicópteros Insulares, S. L.

Motores

Tipo y modelo	TURBOMECA ASTAZOU XIV B
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	45 años
Licencia	Piloto comercial de helicóptero
Total horas de vuelo	2.565 horas
Horas de vuelo en el tipo	306 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			6
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruida por el fuego
Otros daños	Cereal en torno a la aeronave

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación gral. – Comercial – Lucha contraincendios
Fase del vuelo	Aterrizaje

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 23 de junio de 2003 fue requerida la intervención de la aeronave con motivo de un incendio producido en un campo de cereal situado a 5 minutos de vuelo desde la base. El piloto, un agente forestal y cinco miembros de la cuadrilla de extinción, eran los ocupantes de la misma.

Las condiciones meteorológicas en la zona eran: temperatura de 40 °C y ráfagas de viento en superficie.

Nada más iniciar el despegue se pudo divisar el incendio, por lo que el piloto procedió directamente hacia él. El foco del incendio estaba localizado en una planicie próxima a una carretera y el piloto decidió posarse a unos 30 m del mismo. Cuando había realizado la aproximación al punto elegido y cercano al terreno, los ocupantes sintieron un golpe en la parte trasera de la aeronave, que la hizo desestabilizarse y precipitarse sobre el suelo sin apenas dar tiempo al piloto a reaccionar.

En el primer contacto contra el terreno la aeronave rompió la rueda del lado derecho. A continuación, se produjeron unas fuertes sacudidas cuando las palas golpeaban en el suelo y la aeronave terminó volcando sobre su costado derecho.

Nada más detenerse la aeronave sobre el terreno e iniciarse la evacuación, el piloto observó que había fuego en la zona de la caja principal de engranajes. A pesar de desconectar el sistema eléctrico y de combustible, el incendio siguió propagándose.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

Poco después del impacto con el suelo se inició el incendio de los restos, que no alcanzó a los ocupantes aunque, a pesar de la presencia de una dotación de bomberos que intervenía en el incendio original, no se pudo evitar la destrucción total de la aeronave a excepción del cono de cola, que permaneció prácticamente intacto.

1.3. Información sobre los restos de la aeronave

Los restos de la aeronave quedaron en medio del campo de cereal, apoyados sobre su lado derecho a corta distancia de un ribazo de 2 m de altura aproximadamente. El fuego producido tras volcar calcinó las principales partes del helicóptero, tales como la célula, caja principal de transmisión, motor y palas. El cono de cola no fue afectado por el fuego, y presentaba un impacto en su parte inferior como daño más significativo.

Asimismo, dos de las tres palas del rotor principal conservaban prácticamente su forma y longitud, y la tercera estaba ostensiblemente doblada. El resto de elementos del cono de cola, rotor antipar y patín de cola apenas presentaban desperfectos.

1.4. Supervivencia

Los ocupantes de la aeronave se encontraban distribuidos en dos filas, tres en la primera y cuatro en la segunda, y todos llevaban los cinturones de seguridad puestos. Inmediatamente después de volcar la aeronave sobre el costado derecho, se procedió a su evacuación por el lado izquierdo. Los cuatro ocupantes de la fila trasera salieron sin dificultades. Sin embargo, el ocupante del lado izquierdo de la primera fila requirió la ayuda del piloto para abrir el cinturón de seguridad, a pesar de funcionar correctamente.

El extintor que llevaba la aeronave no pudo llegar a utilizarse al quedar aprisionado entre el asiento del piloto y el costado derecho de la cabina.

2. ANÁLISIS

Durante la maniobra de aterrizaje la aeronave sobrevolaba un campo de cereal de gran extensión que iba a ser cosechado. Este terreno se encontraba situado en dos niveles cuya unión formaba un ribazo. En esta situación, y desde el punto de vista del piloto, la maniobra estaba dificultada por la ausencia de señales focales que impedían la estimación de la distancia vertical al terreno, a lo que se unía la ocultación de las irregularidades del mismo.

Las aproximaciones a determinadas superficies como, por ejemplo, extensiones de agua, nieve, cultivos uniformes, etc., en las que no existen referencias espaciales claras, dificultan la estimación de la distancia vertical y la apreciación de irregularidades, y en determinadas condiciones pueden suponer un peligro añadido para la seguridad de la operación.

3. CONCLUSIÓN

La causa más probable de este accidente fue la falta de apreciación del desnivel vertical del terreno producido por un ribazo existente en una finca de cereal, lo que provocó el contacto de la parte inferior del cono de cola del helicóptero con el suelo, la desestabilización de la aeronave y su vuelco posterior en el momento de la toma de contacto.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 18 de junio de 2004; 18:30 horas
Lugar	Aeropuerto de Madrid-Barajas (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-FLK
Tipo y modelo	McDONNELL DOUGLAS MD-88, S/N 53304
Explotador	Iberia, L. A. E.

Motores

Tipo y modelo	JT8D-217C
Número	2

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	46 años
Licencia	Piloto de transporte de línea aérea
Total horas de vuelo	6.119 horas
Horas de vuelo en el tipo	4.921 horas

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			5
Pasajeros			151
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo – Regular – Interior de pasajeros
Fase del vuelo	En ruta – Ascenso a altitud de crucero

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El avión realizaba un vuelo Madrid-Alicante con 5 tripulantes y 151 pasajeros a bordo. En la inspección prevuelo, la tripulación no observó ningún tipo de anomalía. Puesto que la temperatura ambiente era de unos 32 °C, solicitaron un grupo de aire acondicionado para reforzar el APU en el acondicionamiento de la cabina.

Cuando el avión que les precedía en el rodaje fue autorizado a entrar en pista, desconectaron el APU. Iniciaron el despegue y a unos 3.500 ft o 4.000 ft comenzaron a notar humo en cabina de un olor dulzón. Solicitaron mantener 5.000 ft y regresar al aeropuerto, aunque inicialmente no declararon emergencia hasta poder analizar la procedencia del humo.

Los pilotos recibieron la información de que también había humo en la cabina de pasajeros, e indicaron a la tripulación auxiliar que se realizaría un aterrizaje normal y que tranquilizasen al pasaje.

Al nivelar a 5.000 ft, cesó el flujo de humo, por lo que decidieron seguir sin declarar emergencia.

Realizaron el procedimiento operacional de «Retorno en emergencia» y aterrizaron sin más novedad en la pista 33 del Aeropuerto de Madrid-Barajas unos 14 minutos después del despegue. Tras el aterrizaje se continuó con la operación normal y los ocupantes abandonaron el avión de modo habitual.

El personal de mantenimiento del operador observó un alto consumo de aceite de APU, que había pasado a los conductos de aire acondicionado. Se limpiaron los conductos y se cambiaron las mantas del aire acondicionado. La operación del APU se dejó inhabilitada como diferido de MEL categoría «B». Dos días más tarde se cambió el APU y posteriormente no se reportaron nuevas malfunciones similares.

1.2. Descripción del APU del avión

El avión estaba equipado con una turbina de gas Garrett que realizaba funciones de unidad de potencia auxiliar para ayudar a arrancar los motores y proporcionar potencia auxiliar hidráulica, eléctrica y neumática.

El eje de este APU gira apoyado en un cojinete frontal de compresor (llamado N.º 1) y otro cojinete trasero de turbina (llamado N.º 2), que está situado entre la segunda etapa de compresor y la turbina. Los cojinetes tienen unos sellos de carbono que impiden que su aceite de lubricación se pueda mezclar con el aire externo.

1.3. Descripción del sistema de aire acondicionado del avión

El aire sangrado del APU se mezcla con el sangrado de los dos motores del avión y parte de él se envía, a través de multitud de otros componentes y después de haber sido enfriado, a un separador de agua que contiene unas mantas, en cuyo tejido el agua queda retenida para ser drenada hacia los cambiadores de calor. El aire pasa posteriormente a la cabina de pasajeros y a la de vuelo para acondicionar el ambiente.

1.4. Inspección del APU

Puesto que tras el aterrizaje se había identificado que algún tipo de fuga de aceite en la unidad de potencia auxiliar había producido el humo en cabina a través de los conductos del aire acondicionado, el APU desmontado (P/N 381276-1; S/N P1053) se envió al taller de motores del operador para su inspección detallada.

Este APU tenía 18.897 h desde fabricación, y 547 h desde la última revisión general («overhaul»).

En la inspección de entrada al taller se observó una brida en mal estado y restos de carbonilla en el conducto de salida de la pestaña de escape y en la válvula de carga. Adicionalmente, había pérdida de vacío en la cavidad de la caja de accesorios con el cojinete frontal (N.º 1) y en la cavidad del cojinete de turbina (N.º 2).

La inspección boroscópica no detectó daños en las dos etapas de compresor, ni en los álabes de turbina ni en la tobera de turbina. Sin embargo, se observó gran cantidad de aceite en la zona de compresor.

Durante el desmontaje del grupo de potencia del APU se observó que el sello de carbón del cojinete N.º 1 de compresor estaba deteriorado en su superficie de contacto con el plato de sellado. Los sellos del cojinete de turbina (N.º 2) se desmontaron, pero no se apreció ningún deterioro aparente de los carbones de sellado.

Se realizó también una comprobación funcional de la bomba de aceite del APU, y dio como resultado pérdidas por la junta de unión de ambos cuerpos de la bomba. Se realizó una comprobación de pérdidas en los restantes accesorios montados en el APU y el resultado fue que no había pérdidas.

El personal del taller de motores del operador concluyó que la pérdida de estanqueidad del sello de aceite del cojinete frontal de compresor (N.º 1), junto con la pérdida de aceite de la bomba de aceite, eran la causa más probable de la pérdida de aceite del APU hacia el avión. La pérdida de estanqueidad del cojinete de turbina (N.º 2) que se observó porque no retenía el vacío, aunque su sello parecía estar en correcto estado, produ-

ciría una pérdida de aceite hacia el escape del APU sin incidencia en el sistema de aire acondicionado del avión.

1.5. Registro de incidencias anteriores

Se revisó el libro de avión y se comprobó que desde el 16 de mayo de 2004 se habían producido diversos reportes previos de problemas con el aceite del APU, que en general indicaban baja presión de aceite en el APU y pérdidas de aceite que requerían que hubiese que reponer este aceite con bastante frecuencia. Sin embargo, no hubo ningún reporte de olor extraño o humo en cabina. El 19-5-2004, debido a uno de esos reportes, se realizó una inspección por pérdidas de aceite y se localizó una pequeña pérdida por el módulo de pruebas que se corrigió.

El 15-6-04 se cambió la compuerta de la toma de aire del APU y el 17-6-04 se recargó aceite a su nivel. Al día siguiente se produjo el humo en cabina.

2. ANÁLISIS

El análisis de la información recogida permite extraer las siguientes conclusiones:

- El humo en cabina, acompañado de olor dulzón, se produjo probablemente porque las mantas de los separadores de agua del sistema de aire acondicionado se empañaron de aceite procedente del APU del motor. La mayor fuga de aceite del APU hacia el conducto de sangrado de aire se produjo probablemente por el sello del cojinete frontal N.º 1, aunque es posible también que al menos parte del aceite que perdía la bomba de aceite del APU pasara a ese conducto.
- Adicionalmente, existía una fuga de aceite a través del cojinete N.º 2 de turbina que no tenía incidencia en el sistema de aire acondicionado del avión, ya que esa fuga iba al escape del APU.
- Probablemente la fuga por el cojinete de turbina existía desde mayo de 2004, y era el factor que provocaba el alto consumo de aceite del APU repetidamente reportado por los pilotos durante mayo y junio sin que apareciese humo en cabina.
- La fuga de aceite hacia el aire de sangrado pudo producirse al deteriorarse el cojinete N.º 1. Este deterioro no podía ser detectado mediante inspecciones externas en rampa.
- La fuga de aceite entre los dos cuerpos de la bomba de aceite del APU detectada en la prueba funcional tras el incidente debió aparecer también en los últimos días antes de producirse el incidente, ya que en caso contrario hubiera sido detectada en las inspecciones en rampa que hubieran apreciado que el exterior del APU estaba inundado de aceite.

Puesto que durante más de un mes se venía informando de alto consumo de aceite en el APU, este incidente pone de relieve la necesidad de analizar cuidadosamente las mal-

funciones repetitivas reportadas por los pilotos, hasta detectar su causa última antes de que puedan producir consecuencias serias. Por lo tanto, se considera de aplicación a este suceso la recomendación de seguridad 11/04 que se emitió tras el incidente IN-62/2002 del Airbus A-340 EC-IDF, que decía: «Se recomienda a la DGAC de España que inste a Iberia a mejorar sus métodos de análisis de reportes de anomalías por parte de las tripulaciones de vuelo, consultando con el fabricante cuando sea necesario, de modo que se evite la aparición intermitente del mismo reporte, y que la información útil que resulte de ese análisis se disemine a las tripulaciones de vuelo y al personal de mantenimiento».

ADDENDA

<u>Reference</u>	<u>Date</u>	<u>Registration</u>	<u>Aircraft</u>	<u>Place of the event</u>	
A-010/2001	10-03-2001	RA44543	Sukhoi Su-26	Vicinity Aerodrome of Casarrubios .. del Monte (Toledo)	67
IN-038/2001	15-07-2001	F-PLJP	Jodel D 140 E	Arraga farmhouse, Deba (Guipúzcoa)	77

Foreword

These reports are technical documents that reflect the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances in which happened the events being investigated, with their causes and their consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and Annex 13 to the Convention on International Civil Aviation, the investigation has exclusively a technical nature, without having been targeted at the declaration or assignment of blame or liability. The investigations have been carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

Consequently, any use of these reports for purposes other than that of preventing future accidents may lead to erroneous conclusions or interpretations.

These reports have originally been issued in Spanish language. The English translations are provided for information purposes only.

Abbreviations

00 °C	Degrees Celsius
00° 00' 00"	Degrees, minutes and seconds
AENA	«Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea», ATC services provider
AGL	Above Ground Level
ATC	Air Traffic Control
CVR	Cockpit Voice Recorder
DH	Decision Height
DME	Distance Measuring Equipment
E	East
ECAM	Engine and Crew Alerting Monitoring
FDR	Flight Data Recorder
ft	ft
g	Acceleration of the gravity
GPWS	Ground Proximity Warning System
h: min: seg	Hours, minutes and seconds
hPa	Hectopascal
IAS	Indicated Airspeed
IFR	Instrument Flight Rules
KCAS	Knots of calibrated airspeed
Kms	Kilometers
Kts	Knots
Kw	Kilowatt
lbs	Pounds
LH	Left
m	Meters
mb	Milibars
METAR	Aviation Routine Weather Report
MHz	Megahertz
MN	Nautical mile
N	North
N/A	Not affected
P/N	Part Number
QNH	The pressure at mean sea level (MSL) calculated from the barometric pressure at ground level using the ICAO STD for the part between MSL and ground level.
RH	Right
S/N	Serial Number
TWR	Control Tower
U T C	Universal Time Coordinated
VMC	Visual Meteorological Conditions
W	West

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Saturday, 10 March 2001; 17:15 hours
Site	Vicinity Aerod. of Casarrubios del Monte (Toledo)

AIRCRAFT

Registration	RA44543
Type and model	SUKHOI Su-26
Operator	N/A

Engines

Type and model	M-14PF
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	31 years
Licence	Private aircraft pilot
Total flight hours	2,300 hours
Flight hours on the type	N/A

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Destroyed
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Non commercial – Private
Phase of flight	Manoeuvring – Acrobatics

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On 10 March 2001, the Sukhoi Su-26 aircraft, registration RA44543, was executing aerobatic manoeuvres over the Aerodrome of Casarrubios del Monte (Toledo). During the execution of a manoeuvre, the aircraft suddenly became uncontrollable and the pilot had to bail out by parachute moments before the aircraft crashed into the ground.

The aircraft, registered in the Russian Federation, was the property of a citizen of the United Kingdom and was in Spain for the formalisation of sale to a Spanish citizen. In the accident flight, the pilot, who held a Private Aircraft Pilot's Licence issued by the Spanish authorities, took off shortly before 17:00 h local time from the Aerodrome of Casarrubios del Monte in order to perform a flight to test the state of the aircraft. The flight was carried out in the circuit of the aerodrome.

During the flight, when the aircraft was at 2,000 feet executing an aerobatic manoeuvre called a climbing snap roll, the pilot realised on reaching the three-quarter point of the left turn that he had lost control of the rudder. He managed momentarily to recover control, but the aircraft then became totally unmanageable and at a height of 800 feet AGL he decided to abandon the aircraft, bailing out by parachute at a height of approximately 600 feet.

The pilot suffered minor injuries and the aircraft was destroyed.

1.2. Injuries to persons

Injuries	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			
Other			

1.3. Damage to aircraft

The aircraft was destroyed by the impact with the ground.

1.4. Other damage

None.

1.5. Personnel information

Age:	32 years
Nationality:	Spanish
Qualification:	Private aircraft pilot
Flying licence:	
— Date of issue:	28-12-1992
— Date of expiry:	12-06-2002
Medical certificate:	
— Date of expiry:	29-06-2002
Flying hours:	
— Total:	2,300 hours
— Type:	1,100 hours

At the moment of the accident, the pilot held a licence from the State of Registration.

1.6. Aircraft information

The aircraft was in the process of being purchased by a Spanish citizen from a British exporter. The presence of the aircraft in Spanish territory was unknown to the Spanish Civil Aviation Authorities.

The aircraft was purchased, according to its proprietor, from the National Aero Club of Russia. Subsequently, a maintenance centre in Lithuania fitted it with a 400 HP engine, a three-blade propeller, a new paint finish, avionics and a smoke system. The aircraft was then transported from that country to Spain.

1.6.1. Identification

Make:	Sukhoi
Model:	Su-26
Serial n°:	04-03
Year of manufacture:	Unknown
Registration:	RA44543
MTOW:	Unknown

The aircraft's operational time was recorded as 44 hours, with an age of 10 years.

The aircraft had no log book.

1.6.2. *Certificate of airworthiness*

Number:	26/00.08- MII-217
Technical use:	Aerobatics
Date of renewal:	15-08-2000
Date of expiry:	15-08-2002

1.6.3. *Maintenance log*

It has not been possible to obtain maintenance records.

1.6.4. *Engine*

Make:	Vedeneyev
Model:	M-14 PF

The engine had no maintenance records.

1.6.5. *Propeller*

Data unknown.

1.7. **Meteorological information**

Not relevant to the investigation.

1.8. **Communications**

The pilot communicated with the aerodrome director by radio, reporting that something had broken.

1.9. Wreckage and impact information

The aircraft crashed to the north of the aerodrome, in the area allocated to aerobatic manoeuvres. The impact with the ground was very violent, with the wreckage appearing concentrated, with two-thirds of its length below ground level. The angle of impact was very high and with a turning component around the aircraft's transversal axis which caused the tail to tip over. The wings were spread out on the ground, with the lower surface upwards. The cockpit canopy was lying 200 m from the main wreckage.

Inspection of the wreckage revealed that the rudder control cable was loose at the cockpit end. The adjustment tensor and the joint between sections were bent.

The aircraft's rudder control cable, engine and tail were recovered for subsequent inspection.

1.10. Survival aspects

When the pilot lost control of the aircraft, he found himself forced to use the automatic-opening parachute included in the aircraft's equipment.

He bailed out at 600 feet AGL, with the risk of being struck by the aircraft. At the moment he jumped, one of the metal ends of the harness struck him in the mouth, breaking a tooth and splitting his lip.

The parachute drop lasted some 5 seconds, and on landing the pilot was dragged 200 m along the ground.

1.11. Tests and research

1.11.1. *Inspection of the aircraft*

The general condition of the wreckage made it impossible to locate the plate bearing the aircraft's serial number.

The aircraft's tail structure was still intact after the impact. The movement of the rudder did not interfere with that of the elevator, and vice versa. The elevator is controlled by an articulated bar mechanism; on the bar closest to the control surfaces, marks and deformations were found caused by the cable located among the wreckage.

On observing the size of the tail, its measurements were checked and were found to be greater than those specified by the manufacturer.

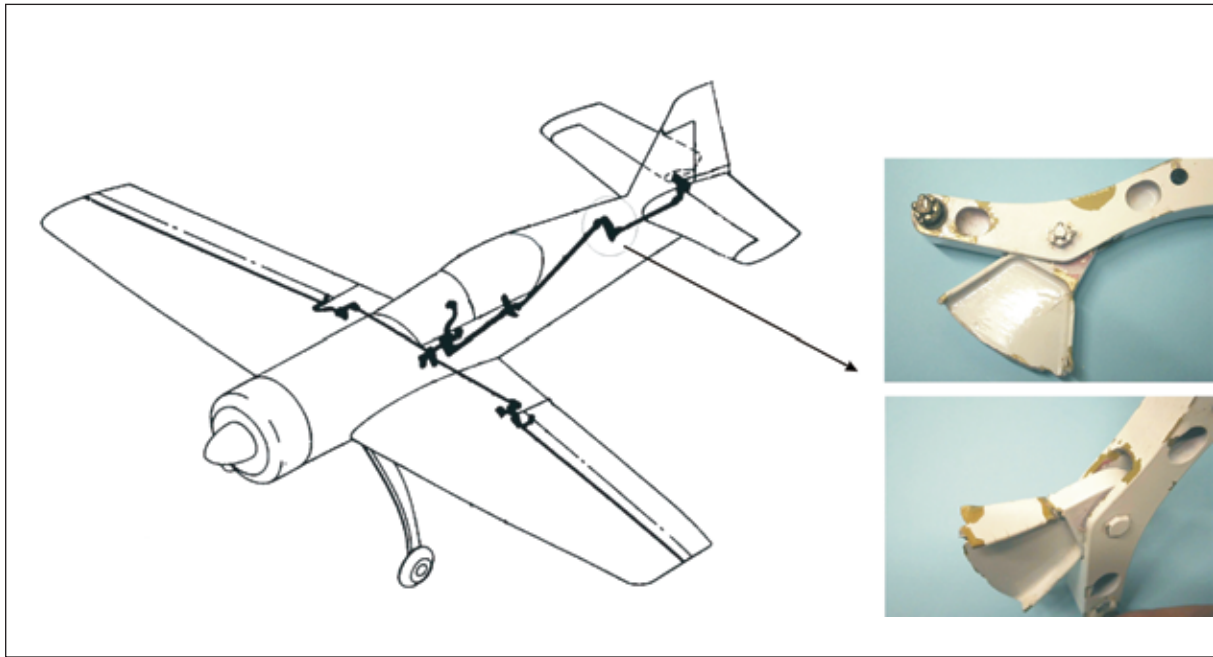


Figure 1. Situation of and damage to the elevator mechanism

1.11.2. *Inspection of the tensor*

The rudder control cable had different types of fixture at each end: the rudder end was coupled to a terminal with an orifice of the eye terminal type. At the other end there was a tensor joining two terminals; one of them had lost the cable and its shape and appearance were different from the other.

The components of the tensor were studied to determine the characteristics of the terminals fastened to it. The terminal that lost the control cable displayed a step 9 mm from the end of the orifice, caused by defective machining, which prevented the cable from penetrating to the end of its housing. Moreover, during the fitting of the cable to the terminal, it was not tightened sufficiently, as is demonstrated by the small dimensions of the traces made in the inner walls of the orifice. The outer crushing of the terminal had no effect on the inner part of the orifice.

At the other terminal of the tensor, the cable had been inserted to the end of the orifice, and the tightening between the two elements reduced its cross-section by around 20%, in such a way that the fixture would cause the breakage of the cable before it broke away from its housing.

Moreover, it has been established with the manufacturer of the aircraft (Sukhoi Design Bureau) that the tensor terminal is not identified as a part manufactured by Sukhoi.

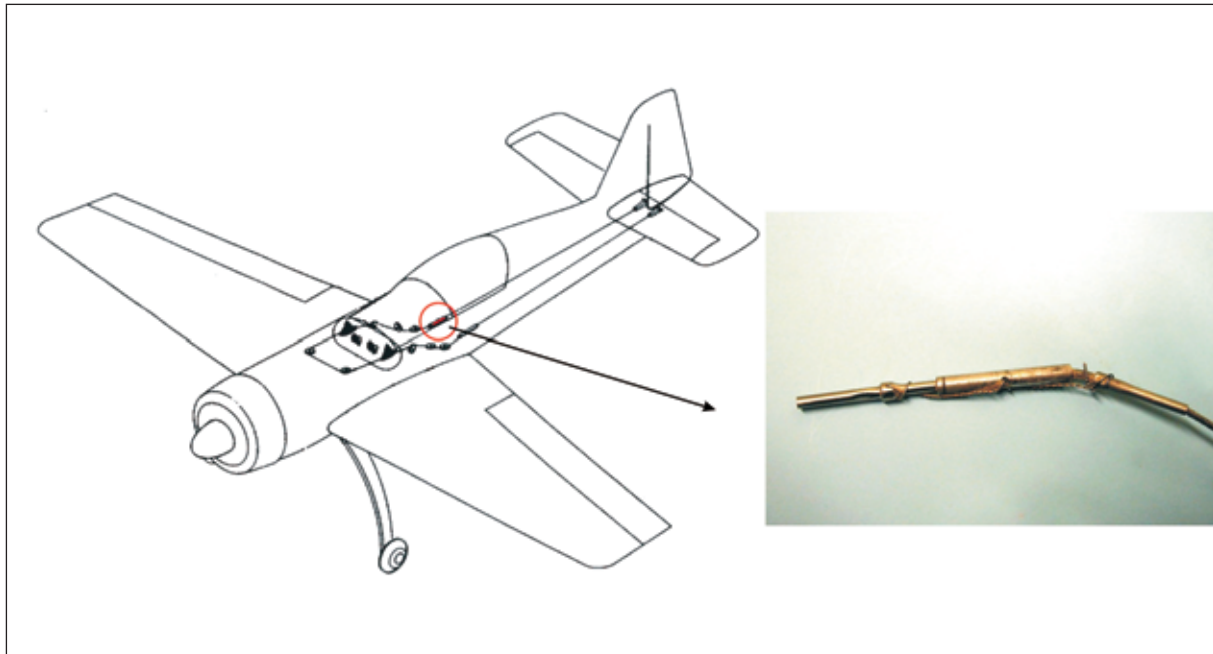


Figure 2. Situation and condition of the control cable tensor at the rudder end

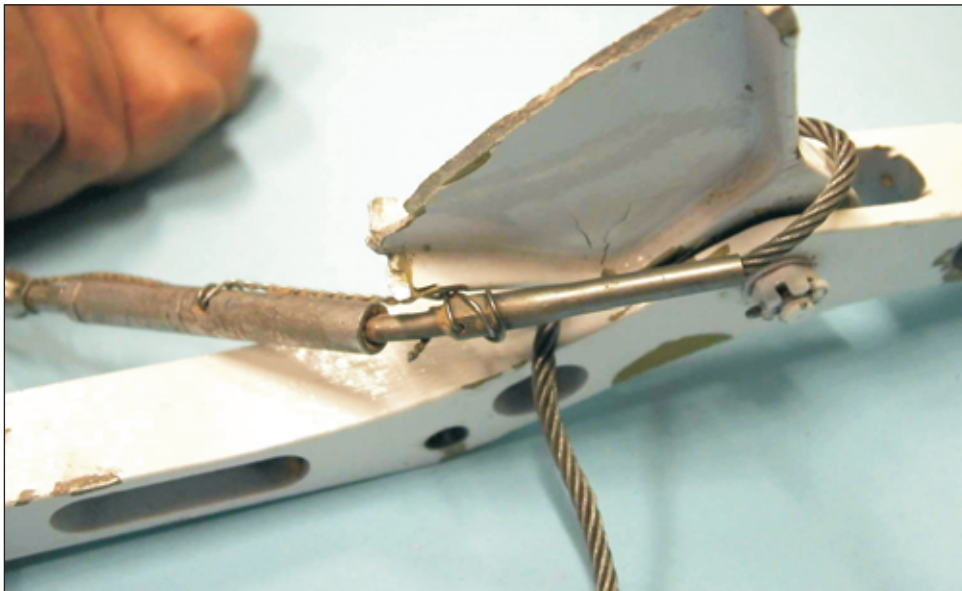


Figure 3. Lock of the elevator

1.11.3. *Considerations on maintenance*

According to the aircraft's owner, after purchase it was delivered to a maintenance centre in Lithuania. This centre carried out the works referred to in section 1.6. However, there is no record of the works done on the aircraft in that country, except for the pain-

ting work done in a different centre. It has been ascertained that the said centre did not hold authorisations in Lithuania, nor from the Russian Federation as the state of manufacture and registration, to conduct works on this type of aircraft.

1.12. Additional information

1.12.1. *Aerobatic flights in Spain by aircraft with foreign registration*

The crashed aircraft held a certificate of airworthiness from its State of Registration, issued in compliance with the International Civil Aviation Convention. However, the «Dirección General de Aviación Civil» of Spain, in an internal circular of May 1999, reported the conditions stipulated by Spanish legislation (Law 48/1960 of 21 July on Aerial Navigation) applying to the use of foreign-registered aircraft in Spanish territory, and specifically the exclusion of aerobatics as «harmless transit».

This circular subjects the performance of aerobatics to the grant of a special authorisation, a requirement that was not fulfilled by aircraft RA44543 at the time of the event

Consequently, it can also be considered applicable in this case the Safety Recommendation REC 40/02, issued in relation with an accident suffered on 25 June 1997 by the SUKHOI 26M aircraft, registration RA01295, in Barberà del Valles (Barcelona) (CIAIAC Reference A-033/1997), which stated as follows:

«It is recommended that the DGAC inform, through the official channels of general dissemination, and through the appropriate administrative provisions, in the most complete and precise manner possible, on the conditions that apply to the use of aircraft with foreign registration on national territory in cases of general aviation activities of a private nature.»

2. CONCLUSIONS

The Sukhoi Su-26 aircraft had arrived in Spain from Lithuania, where it had been subjected to a series of modifications affecting the engine, propeller, avionics, tail, etc. In the course of its first familiarisation flight in Spain, during the execution of an aerobatic manoeuvre, it suffered the breakage of one of the tensors of the rudder control system, which, on moving towards the tail, jammed an element of the elevator control system, preventing it from moving.

It has been determined that the separation of the cable from one of the two terminals of the tensor was due to a manufacturing defect of the terminal and incorrect assembly between the cable and the tensor.

Taking into account the modification of the size of the tail that was observed, it can be considered that the manipulation of the tensor, being the element transmitting the movement to the rudder, was related to those works. However, it has not been possible to confirm this point with any certainty.

The investigations carried out to discover the procedure by which the maintenance and modification works on the aircraft were carried out has revealed that they were performed in a centre which did not hold the corresponding authorisation under the regulations of the aircraft's State of Registration.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Sunday, 15 July 2001; 13:10 hours
Site	Arraga farmhouse, Deba (Guipúzcoa)

AIRCRAFT

Registration	F-PLJP
Type and model	JODEL D 140 E; serial number 452
Operator	Private

Engines

Type and model	TEXTRON LYCOMING O-360-A3A
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	58 years
Licence	Private pilot licence
Total flight hours	1,000 hours
Flight hours on the type	60 hours

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			2
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	None
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Non commercial – Private
Phase of flight	En route – Cruising level

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On July 15th, 2001, the aircraft Jodel D 140 E, registration marks F-PLJP, took off from the Airfield of Itxassou in the French Basque country, and once in Spanish air space it overflew the city of San Sebastián. A few minutes later, the pilot noticed that the engine was not operating properly and decided to report this incident to the control tower of the Airport of San Sebastián as well as his intention to continue the flight to the Airport of Bilbao.

Close to the town of Deba, the propeller became dislodged and the pilot was forced to make an emergency landing. The aircraft landed and no injuries were sustained by its occupants. The aircraft did not suffer damages.

Then, the pilot contacted again the control personnel of the Airport of San Sebastián by means of his mobile phone reporting the incident. The Regional Police units located the crew some 20 minutes later.



Wreckage of the propeller located on the landing place

1.2. Personnel information

The pilot in command was a French citizen and held an airplane private pilot licence valid until February 28, 2002, which had been first issued twenty years ago. The total

flying experience of the pilot was 1,000 hours, of which 60 hours had been in this model.

1.3. Aircraft information

1.3.1. Airframe

The aircraft Jodel D 140E, registration mark F-PLJP was registered in the French Aircraft Register as «Amateur built aircraft» on 21 December 2000 and the airworthiness certificate was valid until 6 December 2003.

Technical specifications

MTOW:	1,200 kg
Empty weight:	638 kg
Maximum speed:	285 km/h
Cruising speed:	230 km/h
Stall speed:	95 km/h
Cross wind limit:	15 knots
Endurance:	6 hours
Seats:	3

1.3.2. Engine

Engine manufactured by Textron Lycoming O-360-A3A with a power of 134 kw (179 HP).

1.3.3. Propeller

Make:	EVRA
Material:	Wood
Skin:	Plastic
Type:	94 79 26 C
Number:	42 ST
Date of assembly:	15-11-2000
Time since new:	56:48 h

Date last inspection: 14-05-2001
Time since last inspection: 19:55 hours
Detail of inspection carried out: Verificación del par de apriete frenado de los tornillos y recubrimiento de la pala (¡¡¡OJO!!!)

1.4. Tests and research

1.4.1. *Trayectoria and inspection of the aircraft*

The distance from the point of departure until its landing in Deba was 80 km approximately, with an estimated flying time of 25-30 minutes.

The terrain where the aircraft landed is slightly uphill and covered with grass. The aircraft did not sustain any damage, except for the loss of the propeller which was located close to the landing area together with two fastening screws and the disk which fastens the assembly system to the rotating axis. The other four screws could not be found.

The visual inspection of the fastening points of the propeller showed a similar wear and tear, evenly distributed in the rim of each of the six holes, more marked in two of them, probably because they were the last ones to maintain the position.

Once the aircraft was recovered, a general inspection of all its systems was conducted and no evidence of malfunction was found.

1.4.2. *Maintenance of the propeller*

The assembly and maintenance manual of the propeller specifies a different tightening torque depending on the type of screw been used. It is established that the torque may be checked after the first hour of flight. This torque will be mandatorily checked between the 10th and 30th hours of flight and then as many times as necessary, although at least every 50 h or 6 months.

To lock the screws, a lockwire of stainless steel of 10/10 of diameter is specified for most of the cases. Otherwise, reference to the engine manual must be made.

In this type of aircraft, the pilot has the option to carry out these maintenance tasks by himself. The last inspection of the propeller, according to the pilot's statement, was carried out by himself.

According to some information gathered at the airfield where the aircraft was usually based, the maintenance center that carried out the last inspection advised the pilot to check the torque after 25 h of flight. That center did not inspect the aircraft again.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The aircraft was overflying the province of Guipúzcoa coming from the South of France. Moments before the event, the pilot noticed a malfunction that was probably due to the vibration produced by the play caused by the loosening of one or more fastening screws of the propeller.

After the propeller detachment, the pilot carried out a successful emergency landing without damages.

From the information provided, it is considered that the probable cause of the in flight detachment of the propeller was the incorrect fitting and locking of the screws of the propeller that was not detected in the maintenance tasks carried out after the last recorded inspection of the aircraft.