

CIAIAC

COMISIÓN DE
INVESTIGACIÓN
DE **A**CCIDENTES
E **I**NCIDENTES DE
AVIACIÓN **C**VIL

Boletín Informativo

5/2006



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

5/2006

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

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES E INCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL

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

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

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	
A-021/2004	21-04-2004	EC-HPV	Sukhoi SU-31	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)	1
(*) IN-041/2004	10-07-2004	EC-FCC	Cessna 402-B	Aeropuerto de Valencia (Valencia)	7
A-009/2005	18-04-2005	EC-CZC	Grumman G-164 A Super Ag-Cat	Proximidades Aeródromo de Palma del Río (Córdoba)	17
(*) IN-018/2005	25-05-2005	PH-BWA	Beechcraft Bonanza A-36-AT	Aeropuerto de Jerez (Cádiz)	25
A-036/2005	16-07-2005	EC-EBQ	Piper PA 36-275 «Bravo»	Pista eventual en Isla Mayor (Sevilla)	31
A-012/2006	18-03-2006	EC-ZHP	Moragon M1	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid) .	43
IN-033/2006	07-06-2006	EC-CMO	Piper PA-28	Aeropuerto de Valencia	49

ADENDA	55
--------------	----

(*) 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.ciaiac.es>

Abreviaturas

00 °C	Grados centígrados
ARP	Punto de referencia del aeródromo
APP	Control de aproximación
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
cm	Centímetro(s)
CTR	Zona de control
ft	Pie(s)
h	Hora(s)
hp	Caballos de vapor
hPa	Hectopascal(es)
IFR	Reglas de vuelo instrumental
kg	Kilogramo(s)
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
KSI	Miles de libras por pulgada cuadrada
kt	Nudo(s)
l	Litro(s)
lb	Libra(s)
m	Metro(s)
MTOW	Máximo peso al despegue
NM	Milla(s) náutica(s)
PF	Piloto a los mandos
QNH	Ajuste del altímetro respecto del nivel del mar en atmósfera internacional
SPIC	«Student Pilot in Command»
TPM	Transporte público de carga
TPP	Transporte público de pasajeros
UTC	Tiempo universal coordinado
VFR	Reglas de vuelo visual

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 21 de abril de 2004; 20:30 h local
Lugar	Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo)

AERONAVE

Matrícula	EC-HPV
Tipo y modelo	SUKHOI SU-31
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	VEDENEYEV M14
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	37 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	3.000 h
Horas de vuelo en el tipo	900 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes en estructura y hélice
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Maniobrando – Acrobacia – Vuelo local poca altura

INFORME

Fecha de aprobación	26 de julio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

Durante un vuelo local de entrenamiento acrobático sobre el Aeródromo de Casarrubios del Monte (Toledo) a una altitud aproximada de 1.500 ft sobre el terreno, se produjo un derrame de aceite sobre el parabrisas de la cabina y una pérdida de potencia en el grupo motopropulsor de la aeronave.

El piloto intentó meter potencia y variar paso de hélice sin conseguirlo y ante la existencia de humo blanco y la falta de visibilidad desde la cabina, trató de realizar una toma de emergencia, consiguiendo alcanzar el último tercio de la pista 26, rodando por ella unos 100 m, desviado algunos grados a la izquierda. Finalmente, la aeronave se salió de la pista quedando parada a 20 m del final de la misma. El piloto resultó ileso.

1.2. Ensayos e investigaciones

1.2.1. *Inspecciones y ensayos*

En la inspección realizada en el grupo motopropulsor tras el accidente se encontró roto el racor acodado y roscado, montado en la entrada y salida de aceite del regulador de la hélice («governor») a través del cual se conecta con el acumulador del que dispone el sistema.

Tanto el citado acumulador como la tubería flexible de unión al regulador de la hélice, no presentaban ninguna anomalía, encontrándose en buen estado. La tubería flexible estaba sujeta con bridas y presentaba un recorrido natural de acuerdo con la posición del racor.

1.2.2. *Estudio metalúrgico del racor acodado*

Con el fin de estudiar las posibles causas de la rotura del racor acodado se han realizado análisis detallados en laboratorio.

Sobre las dos partes de la pieza rota se llevó a cabo una primera inspección visual, exámenes de composición química y dureza, y exámenes metalográficos y fractográficos, cuyos resultados fueron comparados con los de otra pieza similar, nueva, facilitada por el operador de la aeronave, siendo prácticamente coincidentes los de ambas piezas.

De todas estas pruebas se desprende que las piezas fueron construidas con una aleación de Al-Cu similar a la 2014¹ aunque su dureza es algo superior a la que corresponde

¹ Designación de un cierto tipo de aleación de aluminio según las normas ANSI (American National Standards Institute).

a ésta última, habiéndose producido la rotura por un proceso de carácter dúctil, esperable en este tipo de fallo en una aleación como la empleada para la fabricación de estas piezas.

La rotura se había producido en la zona de empotramiento del racor roscado habiendo quedado un trozo del mismo dentro del regulador de la hélice. En su mayor parte, la superficie de fractura presentaba una inclinación respecto al eje del racor de unos 45° bien hacia el exterior o hacia el interior.

Comparando la rosca de la parte interior del codo con la exterior, se puede apreciar que esta última tiene algo menos de longitud que la primera, lo cual indica la existencia de un pequeño esfuerzo de flexión en sentido de aumentar el ángulo del codo.

Los estudios realizados llegaron a las siguientes conclusiones:

1. El codo analizado ha sufrido un proceso de rotura instantánea de carácter dúctil por sobrecarga.
2. No se han encontrado en el material de la pieza anomalías significativas que pudiesen haber favorecido una rotura prematura de la pieza.

1.2.3. *Sistema regulador de la hélice del Sukhoi SU-31*

El regulador del paso de las palas de la hélice (governor) MT-Propeller P/N P-434-10 está situado en la parte delantera del motor sobre una placa de montaje a través de la cual recibe el suministro de aceite del motor y, mediante un piñón, el movimiento necesario para su bomba interna que incrementa la presión que recibe del sistema de lubricación hasta un máximo de 150 psi.

Este aceite a presión actúa en sentido de disminuir el paso de las palas mediante un émbolo que empuja un muelle que se encuentra en el domo de la hélice, comprimiéndole más o menos y actuando sobre unos engranajes que hacen girar las palas de la hélice cambiando su paso. Cuando no hay presión, el muelle se expande totalmente llevando las palas a paso alto, correspondiente a máxima potencia, para que el motor no sobrepase las máximas r.p.m. La posición de las palas se aproxima a la de bandera y si el motor no tiene la suficiente potencia, llega a pararse.

Con el fin de poder desabanderar la hélice cuando el motor no está en funcionamiento, dispone de la alimentación de aceite procedente de un acumulador, con una capacidad de 1,5 litros, montado exteriormente y conectado al regulador mediante una tubería flexible y un racor acodado de aleación ligera, roscado al cuerpo del regulador. En las aeronaves acrobáticas sirve también para prevenir la bajada de revoluciones del motor, y por tanto de la disminución del suministro de aceite al regulador en algunas maniobras especiales, en cuyo caso es el acumulador quien mantiene la cantidad de

aceite necesaria para el correcto funcionamiento de la hélice. Está tarado a una presión de 125 psi. La válvula de sobrepresión está normalmente tarada a 310 psi.

Inicialmente, esta aeronave tenía montado un regulador del mismo fabricante del motor que fue cambiado por otro de la marca MT Propeller que presenta una mayor fiabilidad así como menor peso y tamaño. En el momento del accidente tenía unas 20 h de funcionamiento.

A través del operador, se tiene conocimiento de que en algunos reguladores de esta marca, se han cambiado los racores de aleación ligera por otros similares fabricados en acero, por su mayor resistencia. Revisadas las listas de Boletines de Servicio aplicables no ha sido posible encontrar alguno que confirme esta información.

Sí se ha encontrado una directiva de aeronavegabilidad emitida por la FAA en 1990 que afectaba a motores de otro fabricante equipados con governor de hélice en la parte posterior y con línea exterior de aceite, en los cuales se debían cambiar los codos y racores de aleación ligera por otros de acero.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La toma de tierra en emergencia fue provocada por una pérdida de aceite que cubrió el parabrisas dificultando la visibilidad, seguida de falta de potencia en el motor y falta de respuesta al actuar el mando del paso de la hélice. Estos hechos hicieron centrar la investigación en el grupo motopropulsor, descartando el resto de los elementos de la aeronave.

En la inspección detallada de este sistema, la única anomalía que se encontró fue la rotura del racor en codo a través del cual se hace la conexión del acumulador al regulador del paso de hélice. Esto justifica la pérdida de aceite mientras el motor esté en marcha, ya que está alimentando al regulador de la hélice y como el acumulador se encuentra conectado a la zona de entrada de aceite procedente del motor, éste sale al exterior a través del racor roto, cortándose la alimentación a la bomba interna del regulador, por lo que queda sin presión el émbolo que equilibra el muelle del domo de la hélice y cuyo muelle se expande llevando las palas a paso máximo, próximo a la posición de bandera. Al no existir presión en el interior del regulador, no puede haber respuesta al actuar el mando mecánico de cambio de paso de la hélice desde la cabina. Todo ello explica la fuga de aceite y la falta de potencia y mando del paso de hélice, que motivaron la toma de tierra en emergencia.

Los trabajos de laboratorio efectuados llegaron a la conclusión de que el fallo del racor se produjo por un proceso de rotura instantánea por sobrecarga. No se encontraron indicios de anomalías significativas o daños anteriores en la pieza que pudieran haber favorecido su rotura prematura.

Esta sobrecarga introdujo un esfuerzo de tracción con una cierta componente de flexión, como indica la pequeña diferencia de longitudes de la rosca entre la parte interior y la exterior del codo.

La fuerza necesaria para romper el racor solamente pudo proceder de un aumento instantáneo de presión muy elevado que en ningún caso alcanzaría el aceite del sistema de lubricación del motor que alimenta al regulador con 125 psi.

Probablemente el aumento de presión instantáneo fue producido por un golpe de ariete en la canalización que unía el regulador con el acumulador, provocado por los fuertes «g» que se alcanzan en algunas maniobras acrobáticas.

El golpe de ariete se origina cuando en una tubería circula un fluido con una cierta presión y bruscamente se corta dicha circulación, haciendo que las partículas del fluido que se han detenido sean empujadas por las que vienen inmediatamente detrás, originándose una sobrepresión instantánea que puede alcanzar valores muy elevados. La fuerza del golpe de ariete puede llegar hasta 100 veces la presión normal de la tubería y es directamente proporcional a la longitud de dicha tubería e inversamente al tiempo que se tarda en cortar la circulación.

Se considera como más probable que durante la ejecución de una serie de maniobras acrobáticas, bajaran las r.p.m. del motor, disminuyendo, por ello, el suministro de aceite al regulador, haciendo que actuara el acumulador e iniciándose la circulación a través del racor en codo en dirección al regulador, para complementar el suministro de aceite necesario.

En estas circunstancias, probablemente se produjo una brusca maniobra que introdujo un elevado número de «g» en el conducto del regulador al que vierte el racor en codo, haciendo que el aceite que había en él, cerrara bruscamente la circulación en el racor y originara el golpe de ariete, incrementado por la aceleración que actuó en la misma dirección. Todo ello pudo provocar una alta presión instantánea que superaría la fuerza necesaria para romper el racor por tracción con una pequeña componente de flexión. Esta componente de flexión pudo producirse por una pequeña tensión de montaje en la conexión de la tubería flexible al racor, aumentada por las fuerzas producidas por la maniobra brusca causante de la rotura.

La causa del accidente puede establecerse en la rotura del racor en codo que sirve de conexión al regulador del paso de la hélice con la tubería que procede del acumulador. Dicha rotura se produjo, probablemente por un golpe de ariete, originado en el curso de una serie de maniobras acrobáticas en las que se alcanzaron elevadas aceleraciones.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 10 de julio de 2004; 08:40 h local
Lugar	Aeropuerto de Valencia (Valencia)

AERONAVE

Matrícula	EC-FCC
Tipo y modelo	CESSNA 402-B
Explotador	Victor Echo

Motores

Tipo y modelo	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-E
Número	2

TRIPULACIÓN

	Piloto al mando	Copiloto
Edad	28 años	36 años
Licencia	Piloto comercial avión	Piloto comercial avión
Total horas de vuelo	1.147 h	1.100 h
Horas de vuelo en el tipo	627 h	200 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – No regular – Carga
Fase del vuelo	Rodaje hacia la pista

INFORME

Fecha de aprobación	26 de julio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El avión había llegado al Aeropuerto de Valencia procedente del Aeropuerto de Palma de Mallorca, y se disponía a iniciar el vuelo de regreso transportando 300 kg de prensa. A bordo iban dos tripulantes, actuando como PF el piloto al mando. Cuando estaba preparado para entrar en la pista 12 con el propósito de despegar, el piloto soltó los frenos y aceleró los motores, comenzando a rodar. A los pocos metros se colapsó la pata izquierda del tren principal, apoyando en el suelo el plano y estabilizador horizontal izquierdos e impactando las puntas de las palas de la hélice izquierda con el pavimento.

El fallo de la pata fue provocado por la rotura del perno «bellcrank pivot bolt».

1.2. Lesiones a personas

Ambos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos.

1.3. Daños sufridos por la aeronave

Se llevó a cabo una inspección visual de la aeronave, en la que se constató que la misma había sufrido daños de importancia en el plano izquierdo, que resultó deformado, estabilizador izquierdo, pozo y compuertas del tren izquierdo, y hélice izquierda con las palas totalmente deformadas. Si bien exteriormente el motor izquierdo no mostraba daños, no se descartó la posibilidad de que su interior se hubiera visto afectado por el impacto de la hélice contra la pista.

1.4. Información sobre la tripulación

Los datos más importantes de experiencia y titulación del piloto al mando de la aeronave se muestran en la tabla siguiente.

Información sobre el piloto	
Edad	28 años
Nacionalidad	Española
Licencia	Piloto comercial de avión
Habilitación (validez)	Monomotores terrestres de pistón (21-06-2005)
	Multimotores terrestres de pistón (15-02-2005)
	Vuelo instrumental (15-02-2005)
	Instructor de vuelo (09-10-2004)
	Instructor de habilitación de clase (01-07-2006)

Información sobre el piloto (continuación)		
Experiencia	Total	1.147 h
	En el tipo	627 h
	Últimos 90 días	125 h
	Últimos 30 días	52:05 h
Actividad	Hora comienzo actividad aérea	01:45 h local
	Descanso previo	19:45 h

1.5. Información sobre la aeronave

1.5.1. Información general

Información general		
Matrícula	EC-FCC	
Fabricante	Cessna Aircraft Co.	
Modelo	402-B	
Número de serie	402B1013	
Año de fabricación	1976	
Motor	Fabricante	Teledyne Continental
	Modelo	TSIO-520-E
	Número de serie	812552-R y 812660-R
Hélice	Marca	McCauley
	Modelo	3AF32C87
Certificado de aeronavegabilidad	Clase	Restringido
	Empleo	Categoría: TPP TPM
		Prestación técnica: Normal. Aeronave idónea para vuelo instrumental CAT 1
	Número	3178
	Emisión	20-02-2003
	Validez	04-12-2004
	Última renovación	05-12-2003

Características técnicas		
<i>Dimensiones</i>	Envergadura	14,50 m
	Altura	2,99 m
	Longitud	11,00 m
<i>Limitaciones</i>	Peso máximo despegue	2.857,7 kg
	Tripulación mínima	Un piloto

1.5.2. Registro de mantenimiento

El perno partido, que es el que ha desencadenado la secuencia del colapso de la pata izquierda del tren principal, es, precisamente, el «bellcrank pivot bolt». El «Cessna Supplemental Inspection Document» (SID) 32-10-03 de 1 de septiembre de 2002 prescribe que se realice una inspección inicial a los 1.000 aterrizajes o tres años, y posteriormente inspecciones repetitivas cada 500 aterrizajes o tres años, para detectar si existen fallos por cortadura en el mismo.

La última revisión efectuada a la aeronave, de 100 h y puntos especiales, se había llevado a cabo el día 7 de julio de 2004.

Anteriormente, el 14 de agosto de 2003 se había efectuado una inspección estructural, en la que, entre otras tareas, se sustituyeron los pernos «bellcrank pivot bolt» de ambas patas del tren de aterrizaje principal, por otros nuevos.

Durante los 11 meses que transcurrieron desde entonces y hasta el día del accidente, la aeronave voló 352 h y efectuó 384 aterrizajes.

Por lo tanto, a dicho perno le quedaba un potencial de 616 aterrizajes o 25 meses hasta la siguiente inspección.

1.6. Información meteorológica

La información facilitada por el Instituto Nacional de Meteorología correspondiente al Aeropuerto de Valencia es la siguiente:

- Viento de 100°/4 kt.
- Cavok.
- Temperatura: 23 °C.
- Punto de rocío: 17 °C.
- QNH: 1.020 hPa.
- Información adicional: nada significativo.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Inspección del tren de aterrizaje

Una vez el avión en el hangar de la compañía propietaria de la aeronave, se procedió a levantarlo sobre gatos y a efectuar una inspección ocular de la pata plegada del tren principal y sus mecanismos asociados, así como de los daños sufridos por la hélice, plano izquierdo, estabilizador horizontal y fuselaje.

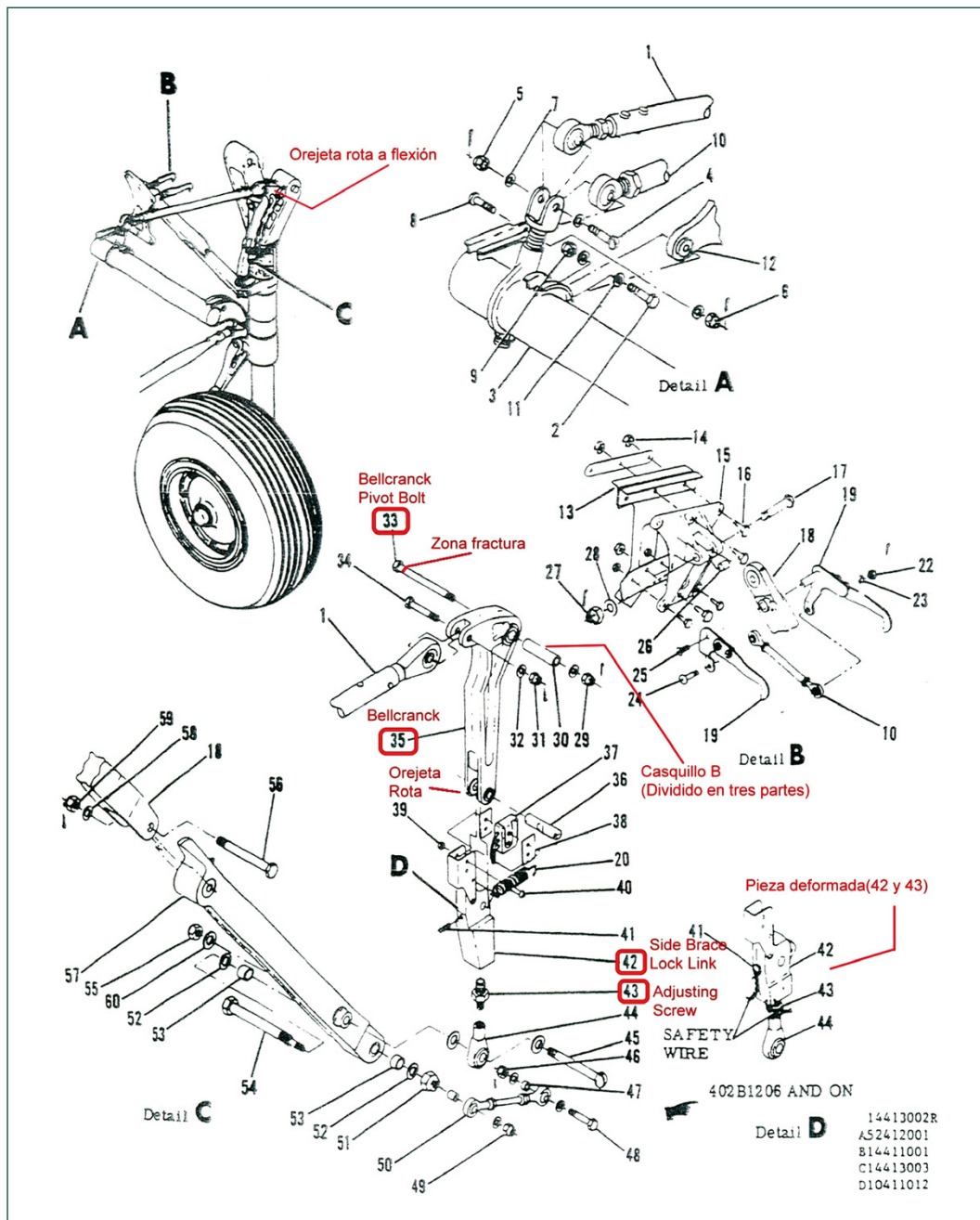


Figura 1. Esquema de despiece de la pata del tren de aterrizaje principal

Se observó la rotura del perno «bellcrank pivot bolt» (33) que fija el bellcrank (35) a la pata del tren mediante dos orejetas solidarias a la misma. Una de ellas (la posterior en el sentido del vuelo) permanecía en la pata con la cabeza del perno fracturado. La anterior estaba rota por flexión y quedó sujeta en parte por la tuerca del bulón (33).

Asimismo, una de las dos orejetas inferiores del bellcrank (35) estaba arrancada por flexión.

También se encontró deformado el «adjusting screw» (43).

Se recogieron las piezas rotas y/o deformadas correspondientes a la pata plegada para su estudio posterior.

Como medida de precaución se comprobó si la otra pata del tren principal presentaba daños, lo que hubiera significado un probable mal calado de los mecanismos de ambas durante su mantenimiento. Se procedió a desmontar los componentes homólogos a los dañados, encontrando que no había grietas ni deformaciones apreciables, en especial en el «bellcrank pivot bolt», eliminando, por lo tanto, esta hipótesis.

1.7.2. *Análisis del tornillo*

El tornillo que sufrió la rotura, denominado «bellcrank pivot bolt», P/N: NAS 464P4-26, fue analizado en laboratorio con objeto de determinar las causas de su rotura.

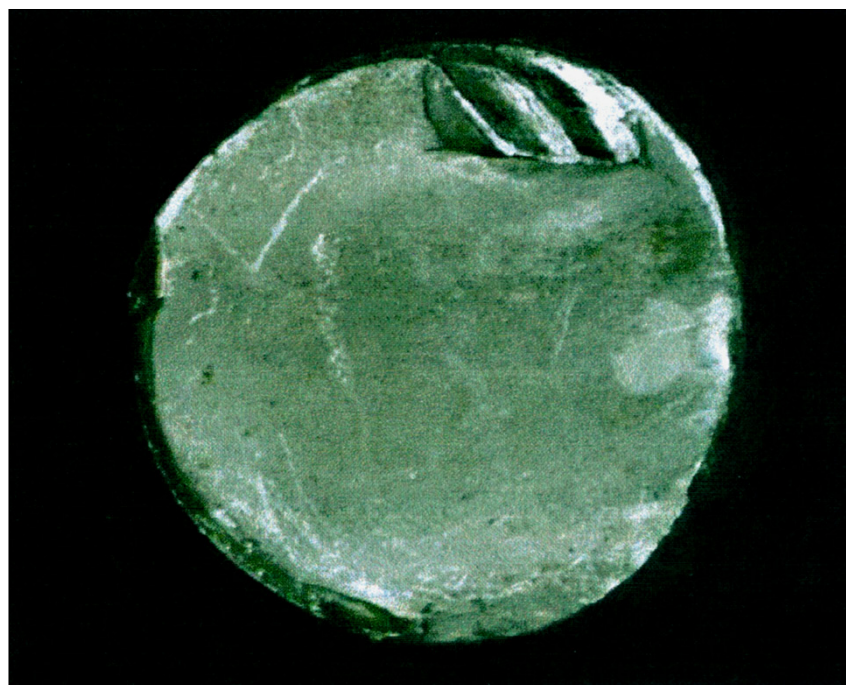


Foto 1. Macrografía de la superficie de fractura

El análisis fractográfico realizado en la superficie de fractura del tornillo reveló, a nivel macrofractográfico, una rotura estática asociada fundamentalmente a cargas de cortadura, lo que fue confirmado a nivel microfractográfico al detectarse la presencia de cúpulas representativas de fracturas asociadas a cargas de cortadura.

La composición química se corresponde con la requerida en la especificación NAS464 y la especificación técnica asociada NAS498.

Mediante espectrometría de emisión óptica se determinó que la composición química del tornillo correspondía a la de un acero de baja aleación del tipo AISI 8740, con un nivel de resistencia media, obtenida mediante medidas de dureza Rockwell-C, de 142 KSI (1 KSI = 1.000 lb/inch²).

La especificación NAS464 establece que el nivel de resistencia esté comprendido entre 160 KSI y 180 KSI.

El tornillo analizado tenía una resistencia comprobada de 142 KSI, que es un 11,25% inferior a la mínima requerida por la especificación.

1.7.3. Trazabilidad del tornillo

Se ha tratado de averiguar la traza del tornillo en cuestión que sufrió la rotura, lo que ha permitido determinar los siguientes hechos:

Honeywell TPG/Tristar envió el tornillo a Cessna Aircraft Company, que está ubicada en Wichita (Kansas, EE.UU.) en el mes de marzo de 2003.

Posteriormente, Cessna Aircraft Company distribuyó el tornillo a Hill Aircraft, compañía radicada en Atlanta (Georgia, EE.UU.).

Posiblemente esta misma empresa, aunque este aspecto no ha podido ser determinado, envió el referido tornillo a Nortavia-Transportes Aéreos, S. A., que es un centro de mantenimiento de aeronaves de Portugal, donde fue instalado en la aeronave, el 14 de agosto de 2003.

1.8. Información adicional

Se solicitó información a Cessna acerca de los procedimientos de control de calidad que aplica a estos y a otros tornillos similares, indicando dicha empresa que los contratos que tiene suscritos con sus proveedores establecen que cualquier elemento que le sea suministrado por éstos debe cumplir las especificaciones requeridas. A tal efecto, los suministradores prueban los componentes antes de darles salida y habitualmente emi-

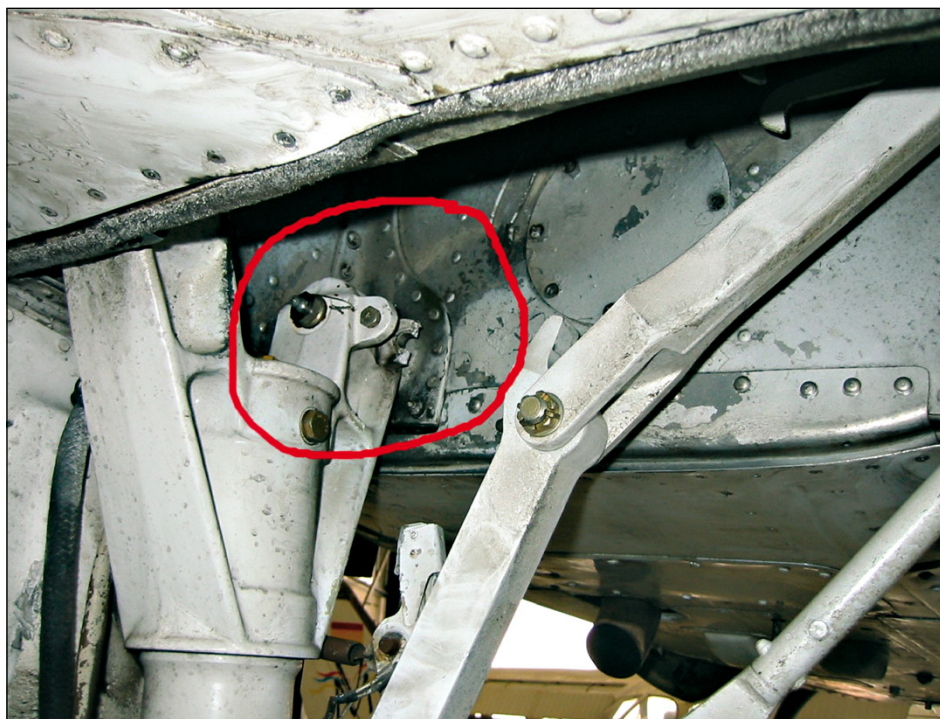


Foto 2. Detalle de la orejeta partida

ten un informe de conformidad, que se adjunta al componente, cuando éste es suministrado. Incluso, dichos contratos de suministro determinan que, aunque el proveedor no emita el informe de conformidad de un determinado componente, solamente por el mero hecho de suministrarlo adquiere el compromiso de garantizar que el mismo cumple las especificaciones.

Con respecto a la posibilidad de que otros tornillos defectuosos hubieran sido montados en otras aeronaves, dicha empresa indicó que no tenía conocimiento de que hubiera habido ningún antecedente en el que se hubiera producido la rotura de este tornillo.

2. ANÁLISIS

De los datos obtenidos se establece que el colapso de la pata izquierda del tren de aterrizaje siguió el siguiente proceso:

- a) La secuencia de roturas se inició al romperse el «bellcrank pivot bolt» (33), pues de no haber sido así, la orejeta posterior (en el sentido del vuelo) de la cabeza de la pata izquierda del tren principal no habría permanecido íntegra con la cabeza del bulón insertada en la misma.
- b) Posteriormente se dobló y partió la orejeta anterior de dicha pata por flexión, así como una de las orejetas inferiores del «bellcrank» (35), sujeta a la pieza «side brace lock link» (42), deformando asimismo el «adjusting screw» (43).

- c) A partir de este momento se descompuso la geometría del conjunto mecánico que garantiza el bloqueo de la pata («overcenter»), por lo que ésta se plegó sobre la compuerta correspondiente, desencadenando, en consecuencia, una serie de roturas y deformaciones en diversos componentes del sistema del tren principal izquierdo.

A la vista del buen estado de los componentes mecánicos de la otra pata del tren principal, en especial del «bellcrank pivot bolt», no se puede concluir que deba recomendarse la disminución del intervalo de 500 aterrizajes o tres años prescrito en el «Cessna Supplemental Inspection Document» (SID) 32-10-03 de 1 de septiembre de 2002.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

El hecho de que los elementos homólogos de la pata derecha presentaran un aspecto normal, descarta la probabilidad de un mal ajuste común a ambas patas.

El colapso de la pata del tren principal izquierdo se debió a la rotura del perno «bellcrank pivot bolt» (33), y la causa de esta rotura se justifica en el hecho de que su resistencia era inferior a la mínima establecida en las especificaciones aplicables, NAS464 y la especificación técnica asociada NAS498.

El mantenimiento de este elemento se había realizado de acuerdo a las instrucciones del fabricante de la aeronave, quedándole en el momento en que se produjo su rotura un potencial de 616 aterrizajes o 25 meses hasta la siguiente inspección.

3.2. Causa

El presente incidente fue causado por la rotura del tornillo «bellcrank pivot bolt» de la pata izquierda del tren de aterrizaje principal. Probablemente, dicha rotura se debió a que la resistencia del tornillo era inferior a la especificada.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

REC 11/06. Se recomienda a Cessna Aircraft Company que requiera a Honeywell TPG/Tristar que revise sus sistemas de control de calidad de los elementos y componentes que suministra como repuestos para montar en aeronaves fabricadas por Cessna Aircraft Company, con objeto de que se garantice que estos elementos cumplen las especificaciones del diseño de tipo.

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 18 de abril de 2005; 11:00 h local
Lugar	Proximidades Aeródromo de Palma del Río (Córdoba)

AERONAVE

Matrícula	EC-CZC
Tipo y modelo	GRUMMAN G-164 A Super Ag-Cat
Explotador	FAASA Aviación (Fumigación Aérea Andaluza, S. A.)

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY R-1340-AN1
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	35 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	500 h
Horas de vuelo en el tipo	10 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	21 de junio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Antecedentes del vuelo

Durante la mañana del día 18 de abril de 2005, en el Aeródromo de Palma del Río (Córdoba) se realizó el repostaje de la aeronave Grumman G164, matrícula EC-CZC. Seguidamente se drenaron los depósitos y se comprobó que no había sedimentos ni agua en el combustible. Se realizó el calentamiento del motor, se probó en tierra y a continuación se hizo un rodaje por la pista. Posteriormente, el piloto de la aeronave realizó la inspección prevuelo, las pruebas de motor y rodaje por la pista sin que detectara ninguna anomalía. A las 11:00¹ el piloto despegó de la pista 25. Se trataba de un vuelo en vacío para que el piloto se familiarizara con la aeronave.

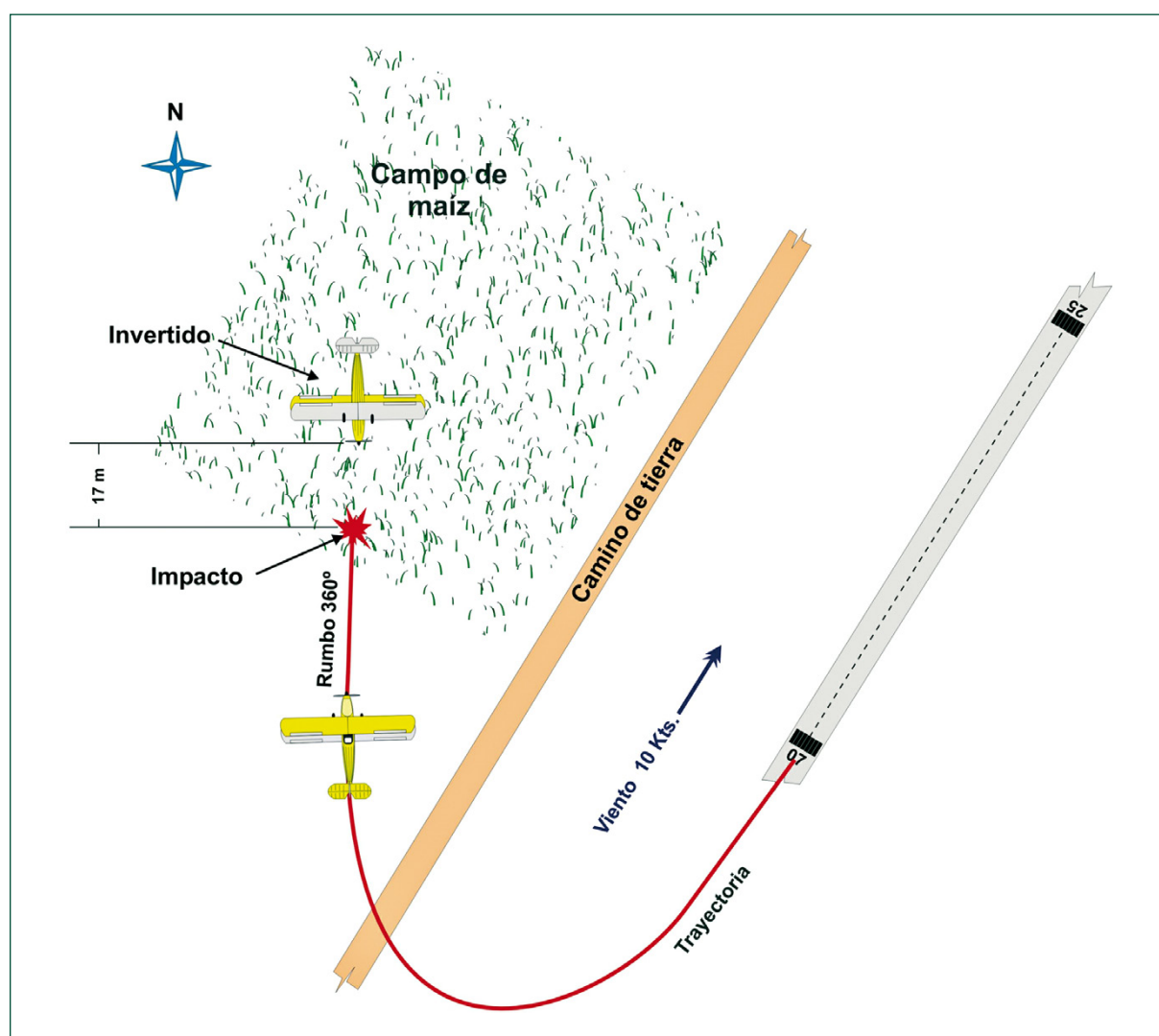


Figura 1. Trayectoria de la aeronave

¹ Las horas que aparecen en el informe son horal local. Para obtener la hora UTC hay que restar dos horas a la hora local.

En el tramo de ascenso inicial, el piloto observó que el motor empezaba a fallar y decidió realizar una toma de emergencia en un campo que se encontraba a 700 m de la pista. Realizó un viraje a la derecha y aterrizó. Después de recorrer 17 m sobre el terreno, la aeronave capotó.

La aeronave sufrió daños de importancia y el piloto pudo abandonarla por sus propios medios sin que sufriera lesión alguna.

Dos mecánicos que estaban de servicio en el aeródromo, que presenciaron el accidente, informaron de que el despegue se realizó normalmente y que después de que la aeronave viró escucharon una serie de explosiones con emisiones de humo negro seguidas de humo blanco que duraron hasta que la aeronave impactó con el suelo.

1.2. Información personal

El piloto, de 35 años de edad, poseía una licencia de piloto comercial de avión. Su experiencia era de 500 h de vuelo y en el tipo de aeronave de 10 h. Aunque las horas de experiencia en el tipo de aeronave eran pocas, el piloto había volado otras aeronaves con patín de cola.

El vuelo del accidente era un vuelo de familiarización porque, según informó el piloto, tenía intención de adquirir una aeronave de este tipo.

1.3. Información de aeronave

La aeronave Grumman Ag-Cat G-164 es un avión biplano con tren fijo de patín de cola. Se utiliza para trabajos agrícolas principalmente. La aeronave del accidente fue fabricada en 1974. El motor que utiliza es un Pratt & Whitney R-1340-AN-1, S/N 14522. Se trata de un motor en estrella de nueve cilindros que desarrolla una potencia de 600 hp.

El día del accidente la aeronave tenía un total de 2.342:30 h de vuelo y el motor 7.088:20 h. En febrero de 1998 se había instalado el motor en la aeronave, con 00:00 desde la revisión general, cuando ésta tenía 1.454:10 h y el motor tenía 6.200 h desde su fabricación.

1.4. Información meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para realizar el vuelo programado. La temperatura era de 15 °C. La visibilidad de más de 10 km. La velocidad del viento, sin ráfagas, de unos 10 kt a 250°.

1.5. Información del aeródromo

El Aeródromo de Palma del Río se encuentra en la provincia de Córdoba, y tiene una pista asfaltada de orientación 07/25.

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

La aeronave presentaba daños de consideración. Se había producido la rotura del tren principal y del larguero del plano que actúa como soporte del mismo. El patín de cola no tenía ninguna deformación.

Al capotar la aeronave, el plano superior se había apoyado sobre el terreno y se había desplazado hacia delante. Por su parte, el empenaje de cola había sufrido deformaciones de importancia tanto en el estabilizador horizontal como en el vertical. Las deformaciones tanto del plano superior como del empenaje de cola evitaron que la cabina se deformara permitiendo que el piloto no sufriera lesiones.

Las dos palas de la hélice estaban dobladas hacia atrás. Una de ellas no presentaba daños ni arañazos. La otra tenía una pequeña deformación en el borde de ataque y ligeros arañazos en intradós y extradós.



Figura 2. Restos de la aeronave

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. *Inspección de los restos de la aeronave*

La inspección de los componentes de los sistemas de mandos de vuelo y de motor no presentaba ninguna anomalía, salvo las provocadas por las deformaciones debidas al impacto con el suelo.

La cabina de pilotaje se encontró en buen estado, sin rotura de los instrumentos. Los de motor tenían indicación de «0», excepto el de presión de admisión, cuya aguja quedó bloqueada en la posición de 32 pulgadas de mercurio.

Todo el combustible, situado en el plano superior, se derramó sobre el terreno, no siendo posible conseguir muestras para detectar una posible presencia de agua en los depósitos. En cualquier caso, según informaron los mecánicos se había realizado el drenaje de los depósitos con resultados satisfactorios.

1.7.2. *Inspección del sistema motopropulsor de la aeronave*

La hélice de la aeronave tenía una de las palas doblada 90° a la mitad de la envergadura, sin que se observaran daños ni arañazos ni en el borde de ataque, ni en el intradós ni extradós. La otra pala estaba doblada aproximadamente 15° a la mitad de la envergadura y presentaba una deformación en el borde de ataque situada a 30 cm del extremo de la pala.

En la inspección del motor se observó la falta del eje del balancín de la válvula de escape del cilindro n.º 2. La válvula estaba cerrada y el balancín con posibilidad de movimiento en cualquier dirección. No se encontró ninguna anomalía en el muelle de cierre de la válvula de escape del citado cilindro. No fue posible recuperar el eje de balancín ni ningún trozo del mismo.

En el interior del tubo de admisión del cilindro n.º 2 se observaron restos de combustión, carbonilla y hollín. También las bujías delanteras de todos los cilindros presentaban signos de combustión irregular, especialmente las de los cilindros 4 y 6, con restos de depósitos redondos de muy pequeño tamaño de color verdoso.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

En la inspección del motor, se observó la falta del eje del balancín que hace actuar a la válvula de escape del cilindro n.º 2, y dicha válvula cerrada por la acción del muelle correspondiente. No ha sido posible determinar las causas del fallo del eje del balancín por no haberse encontrado ningún trozo del mismo para haber procedido a su análisis metalográfico.

En los motores en estrella, las válvulas de admisión y escape se encuentran situadas en la parte exterior de los cilindros, cerradas por la acción de muelles que es necesario comprimir para que permitan su apertura. La fuerza que comprime los muelles es transmitida desde un plato de levas, que se encuentra en el cárter del motor, a través de una varilla empujadora que actúa en un extremo del balancín, situado en la cabeza del cilindro. Este balancín es una palanca cuyo punto de apoyo es el eje que le permite actuar como tal, recibiendo por un extremo la fuerza que recibe de la varilla empujadora, que es transmitida por el otro extremo, comprimiendo el muelle que permite la apertura de la válvula correspondiente. Si esta palanca pierde su punto de apoyo, deja de funcionar como tal y no puede transmitir la fuerza necesaria para comprimir el muelle y abrir la válvula.

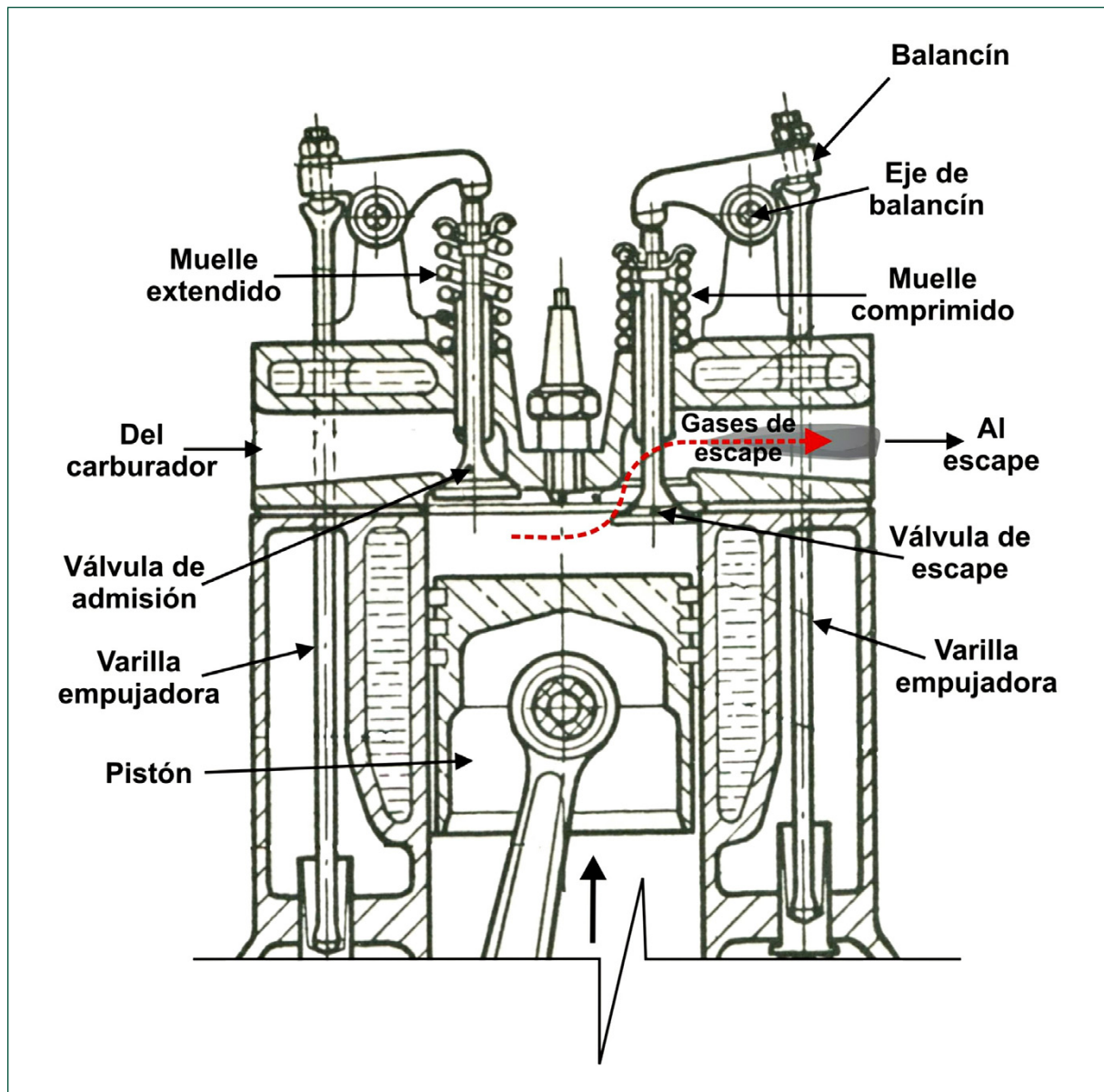


Figura 3. Flujo normal de gases de escape después de la explosión (esta figura se añade a título ilustrativo, no correspondiéndose el diseño representado con el del tipo de motor del accidente)

En el cilindro n.º 2, desde el momento en que se produce el fallo del eje del balancín de la válvula de escape, el balancín deja de actuar en su función de apertura de la válvula, permaneciendo ésta cerrada permanentemente, quedando dentro del cilindro los gases de la combustión, a muy alta temperatura.

La presencia de restos de combustión, carbonilla y hollín en el tubo de admisión del cilindro n.º 2 indican que cuando se abre la válvula de admisión, los gases que se encuentran en el interior del cilindro salen a través de esta abertura al conducto y colector de admisión, donde elevan la temperatura de la mezcla que alimenta los cilindros.

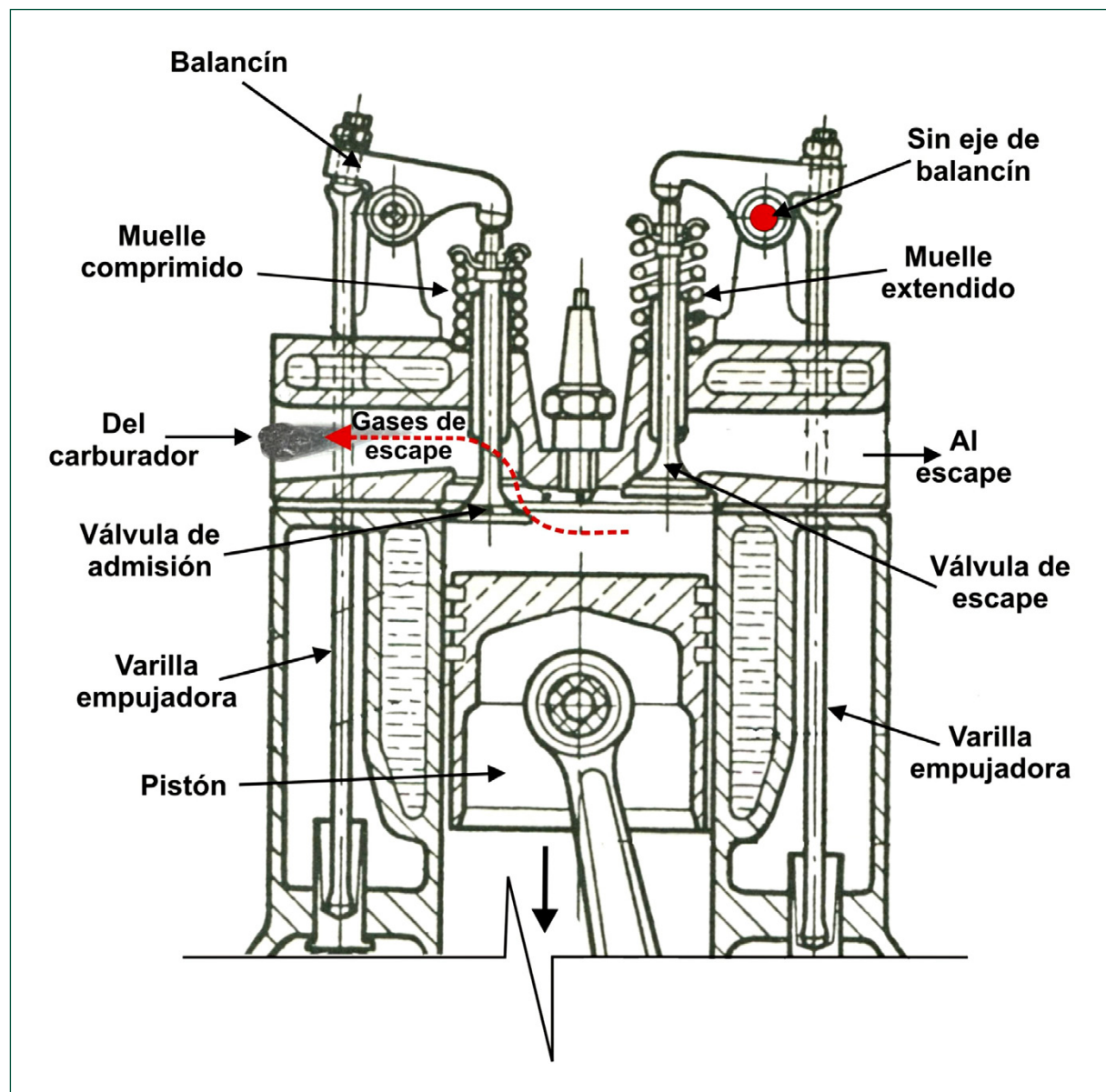


Figura 4. Flujo de gases de escape después de la explosión en ausencia de eje de balancín de la válvula de escape (esta figura se añade a título ilustrativo, no correspondiéndose el diseño representado con el del tipo de motor del accidente)

Los depósitos de tono verdoso encontrados en las bujías suponen la presencia de cobre perteneciente al electrodo central, que ha comenzado a fundirse debido a sufrir muy altas temperaturas en el interior de los cilindros, así como los signos de mala combustión en las mismas son provocadas por una alimentación con muy alta temperatura y restos de gases de escape, lo cual produce un funcionamiento irregular del motor, con explosiones en los conductos de escape y admisión, emisión de humos y una importante pérdida de potencia, que da lugar a la parada del motor.

Los daños que presentaban las palas de la hélice confirmaban ese hecho. Ambas están dobladas hacia atrás y no tienen falta de material en las puntas, indicando con ello que han tocado con el suelo a muy poca velocidad y sin potencia, siendo, probablemente, la que presenta el doblez más en el extremo y daños en la pala, la primera que tocó el suelo, y la otra, sobre la que volteó la aeronave al capotar.

Por todo lo anterior se concluye que la causa probable del accidente fue un fallo del motor producido por la rotura y pérdida del eje del balancín correspondiente a la válvula de escape del cilindro n.º 2. No ha sido posible determinar los motivos de la rotura del eje del balancín al no haberse encontrado ningún trozo de dicho elemento.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 25 de mayo de 2005; 16:00 h local
Lugar	Aeropuerto de Jerez (Cádiz)

AERONAVE

Matrícula	PH-BWA
Tipo y modelo	BEECHCRAFT BONANZA A-36-AT
Explotador	KLM Flight Academy

Motores

Tipo y modelo	CONTINENTAL IO-520-BA
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.760 h
Horas de vuelo en el tipo	4:30 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	En ruta – Maniobrando

INFORME

Fecha de aprobación	25 de abril de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave despegó del Aeropuerto de Jerez a las 15:45 h¹ local hacia el punto ECHO del CTR de Jerez con intención de realizar un vuelo de instrucción IFR en doble mando. A bordo iban tres personas, la instructora, el alumno piloto y un pasajero. Al pasar el punto ECHO y a una altitud de unos 2.000 ft la instructora pidió al alumno que realizara un viraje normalizado o de régimen uno a la derecha.

Durante la realización de esta maniobra un ave impactó con la parte delantera derecha de la aeronave. La instructora recibió la mayor parte del impacto, pero recuperó los mandos y regresó al Aeropuerto de Jerez aterrizando a las 16:05 h local.

1.2. Daños sufridos por las personas a bordo y la aeronave

Según las declaraciones de los ocupantes de la aeronave, en un principio se temió que la instructora tuviera lesiones de gravedad, ya que había recibido la mayor parte del impacto y estaba cubierta por gran cantidad de plumas y sangre. A su llegada al aeropuerto fue trasladada a un hospital donde recibió tratamiento a sus heridas; y finalmente sus lesiones se redujeron a varios cortes en la cara y hematomas en el tórax, consecuencia directa del impacto con el ave.

La aeronave presentaba rotura del parabrisas, daños en la parte derecha del panel de instrumentos, el panel cortafuegos y la puerta derecha (véase figura 1). También se produjeron daños menores en la parte derecha del fuselaje y del timón de profundidad.

1.3. Información sobre la tripulación

La instructora y piloto al mando disponía de una licencia de piloto comercial de avión y contaba con un total de 1.760 h.

La misión del vuelo consistía en una instrucción IFR en doble mando SPIC («Student Pilot in Command») en el cual el alumno piloto ejercía de comandante de la aeronave con el parabrisas de su lado cubierto con una cortinilla IFR y la instructora ejercía de piloto de seguridad sin influencia o control sobre el vuelo de la aeronave.

Las tareas técnicas a realizar consistían en realizar giros cerrados y ascensos con giros. En sus declaraciones los miembros de la tripulación coinciden en indicar que sobre el punto E hicieron un giro de régimen uno a rumbo sur, y poco después de iniciado se

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local salvo que se especifique expresamente lo contrario.



Figura 1. Daños del impacto del ave en la aeronave

produjo el impacto. Ninguno de ellos, ni el pasajero, mencionan que mirasen fuera antes de iniciar el viraje para comprobar que estaban libres de obstáculos y también el área a la que se dirigían.

1.4. Información sobre la aeronave. Datos técnicos

Modelo:	Beechcraft Bonanza A36AT
Número de serie:	e-2581
Año de fabricación:	1991
Motor:	Continental IO-520-BA
Número de serie:	810394-R

1.5. Espacio aéreo de Jerez

El espacio aéreo de Jerez cuenta con una zona de control (CTR) formada por un círculo de 7 NM de radio centrado en el punto de referencia del aeródromo (ARP) y cuyos límites verticales van desde la superficie hasta los 1.000 ft (véase figura 2). La unidad responsable de la gestión de este espacio aéreo controlado es el Control de Aproximación de Sevilla (APP Sevilla).

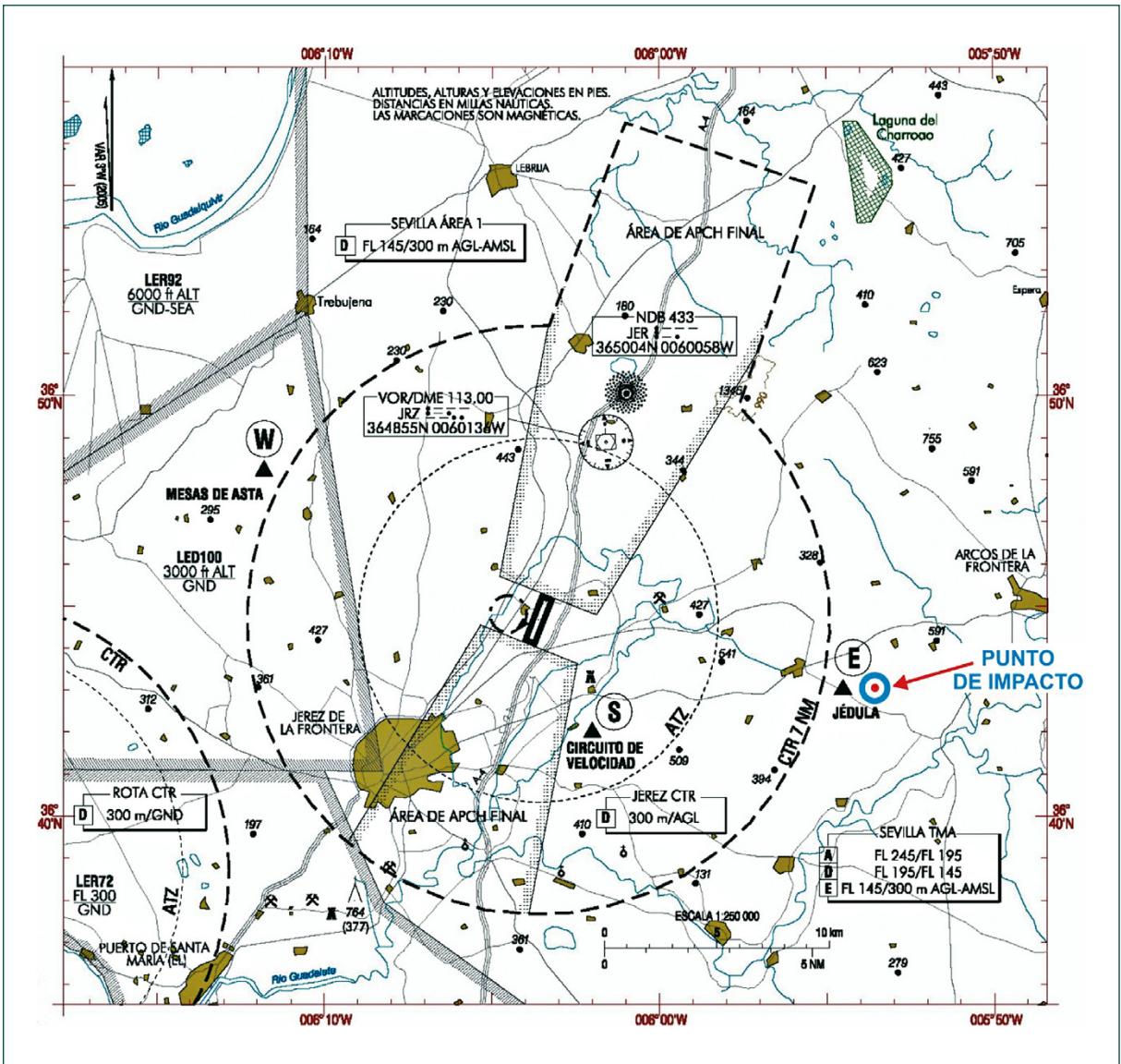


Figura 2. Localización del punto de impacto con el ave

El punto ECHO está establecido como punto de entrada al CTR y está situado a unas 7,5 NM al este del ARP. El lugar donde el ave impactó con la aeronave se produjo una vez pasado este punto, en el exterior del CTR.

1.6. Identificación del ave y descripción de las migraciones y concentraciones de aves

El ave fue identificada mediante algunas plumas que quedaron en el interior de la aeronave por personal cualificado del Aeropuerto de Jerez, que determinó que éstas pertenecían a un ejemplar adulto de cigüeña.

El Aeropuerto de Jerez está ubicado en una zona de concentración y asentamiento de cigüeñas. Según el personal cualificado, existen varios nidos de cigüeñas localizados en los alrededores del aeropuerto, aunque están siendo retirados poco a poco para evitar posibles colisiones. Estos nidos fueron examinados después del incidente, comprobándose que no faltaba ningún ejemplar.

Según la información de la que se dispone, las migraciones de aves se realizan entre los 150 y 800 m (500 y 2.600 ft, aproximadamente) dependiendo de la intensidad del flujo, de la especie y de la climatología. Los periodos migratorios se localizan en otoño y primavera, fuera de la fecha en la que sucedió el incidente. La migración diurna y en general la mayor actividad de las aves planeadoras (cigüeñas, rapaces) se realiza preferentemente durante las horas de mayor calentamiento de la superficie terrestre debido a que necesitan corrientes térmicas para volar, por lo que se aconseja a los pilotos volar preferentemente en las primeras horas del día en estas zonas próximas a pasillos migratorios o concentraciones de aves planeadoras.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La aeronave despegó del Aeródromo de Jerez a las 15:45 h local hacia el punto ECHO con intención de realizar los ejercicios relativos a la instrucción IFR en doble mando SPIC. A bordo iban tres personas, la instructora de vuelo, el alumno piloto y un pasajero. Al pasar el punto ECHO (a unas 7,5 NM del aeródromo) y a unos 2.000 ft de altitud, según las declaraciones de las personas a bordo, la instructora pidió al alumno que realizara una de las tareas de la misión de la instrucción IFR, en la cual el alumno debía tener su parabrisas cubierto con la cortinilla IFR, y que consistía en un viraje a la derecha. Durante la realización de esta maniobra se produjo el impacto con el ave que procedía por la parte derecha de la aeronave.

Según la información de la que se dispone, así como de la declaración del personal cualificado del aeropuerto, a pesar de que el Aeropuerto de Jerez está ubicado en una zona de concentración y paso de aves, estos movimientos están localizados. Sabiendo que el ejemplar que colisionó con la aeronave no pertenecía a los nidos más cercanos del aeródromo, pendientes de ser eliminados por ser potencialmente más peligrosos, y que el impacto se produjo fuera de la zona del CTR, se puede concluir que la colisión del incidente fue realmente fortuita.

Sin embargo, y debido a las condiciones peculiares de este entorno en el cual la presencia de aves entre el suelo y 3.000 ft aproximadamente es más frecuente, se podría sugerir intentar evitar la realización de vuelos en las horas de mayor calentamiento de la superficie terrestre. No obstante, el explotador ha informado de avistamientos de cigüeñas a casi cualquier hora del día y hasta altitudes de 7.000 ft.

A pesar de que los tripulantes no mencionaron que mirasen fuera antes de iniciar el viraje, la escuela de vuelo ha indicado que en sus operaciones siempre siguen los procedimientos y listas de chequeo y tienen una buena observación del exterior en todo momento. Se sugiere revisar las listas de los procedimientos para completarlas con puntos referentes a mirar fuera del avión antes de la realización de virajes pronunciados y ascensos/descensos de alto régimen.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	16 de julio de 2005; 11:30 h local
Lugar	Pista eventual en Isla Mayor (Sevilla)

AERONAVE

Matrícula	EC-EBQ
Tipo y modelo	PIPER PA 36-375 «Bravo»
Explotador	Trabajos Aéreos Marismeños, S. A. (TAMSA)

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-720-D1CD
Número	L-978-54A

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	28 años
Licencia	Piloto comercial; habilitado agroforestal en aeronaves españolas
Total horas de vuelo	1.130 h
Horas de vuelo en el tipo	285 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Aplicaciones agrícolas
Fase del vuelo	Despegue

INFORME

Fecha de aprobación	21 de junio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

1.1.1. *Reseña del vuelo y descripción del accidente*

El accidente ocurrió a las 11:30 h (local)¹, aproximadamente, en la etapa final de la carrera de despegue del primero de los vuelos que la aeronave tenía previsto realizar el día 16 de julio de 2005. Los vuelos eran todos para fumigación aérea y la aeronave era el modelo PA 36-375 «Bravo», fabricado por PIPER, matrícula EC-EBQ. Este modelo tiene tren triciclo con rueda de cola, y la tolva para el agente fumigador, con capacidad para 1.076 litros, está situada en la proa, entre el motor y la cabina. La figura 1 presenta una vista en alzado de la aeronave.

Como todos los vuelos del día, el del accidente se realizaba bajo reglas VFR y era un vuelo local y de corta duración ya que la fumigación se efectuaba en una finca cercana. El despegue se realizaba desde la pista eventual de Herba, situada en la finca de «Veta de La Palma».

El piloto había llegado esa mañana a la pista desde la próxima de TAMSA (a unos 10 minutos de vuelo), utilizando ya la aeronave que resultó accidentada, y asistió a la operación de carga de la misma que se realizó en la plataforma de la cabecera norte de la pista con la ayuda de un tractor y una tolva, como es habitual. La carga fue de un agente fumigante sólido, granulado fino de alta densidad, que se distribuía bien en la tolva de la aeronave. Por ello, el piloto estima que es aceptable la medición del visor de esta tolva, que fue de 750 kg.

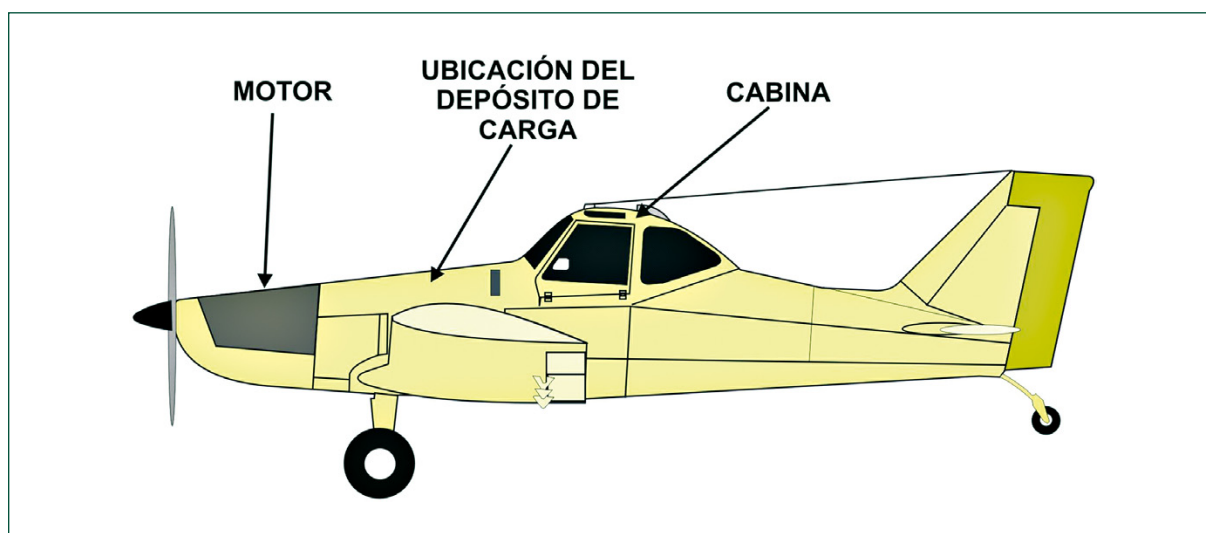


Figura 1. Vista de la aeronave en alzado

¹ Todas las referencias horarias en el informe serán locales, salvo que expresamente se indique otra cosa.

En el momento del despegue, las condiciones meteorológicas eran adecuadas para vuelos VFR, como es normal en la zona en esa época del año, con temperatura ligeramente superior a los 30 °C, humedad relativa superior al 40% y QNH 1.017 hPa. En el momento del despegue, según el piloto, existía un viento continuo del sur, de intensidad ligera, contra el que encaró la aeronave para el despegue.

Según el piloto, antes de iniciar el despegue comprobó la potencia del motor a punto fijo, manteniendo los frenos aplicados. La prueba resultó satisfactoria y procedió al despegue en la dirección casi sur de la pista.

La información disponible indica que la aeronave rodó bien al principio, levantando la cola casi inmediatamente. Sin embargo, el piloto estima que, al intentar subir, no sintió resistencia en el mando y, por tanto, que no llegó a alcanzar la velocidad de rotación. En estas condiciones, decidió abortar el despegue y frenar, rodando, si era necesario, por el camino de tierra que continúa por la derecha de la zona de pista de tierra compactada (véase trayectoria estimada y croquis de la pista en la figura 2 y apartado 1.1.2).

En un principio, la maniobra se desarrolló como se esperaba y el cambio de dirección fue controlado, pero la situación cambió cuando, al acercarse al camino, el ala derecha tropezó con el carrizo existente entre el camino y la ribera del canal. El roce con las cañas fue frenando el ala y desvió a la aeronave hasta que la rueda derecha entró en el canal. Al hundirse la rueda en el agua, el tren derecho se frenó bruscamente y la aeronave capotó, ayudada por la inercia de la carga que está situada, prácticamente, sobre las ruedas principales. La aeronave quedó, finalmente, en posición invertida, en sentido contrario a su movimiento y con el ala derecha en el agua del canal.

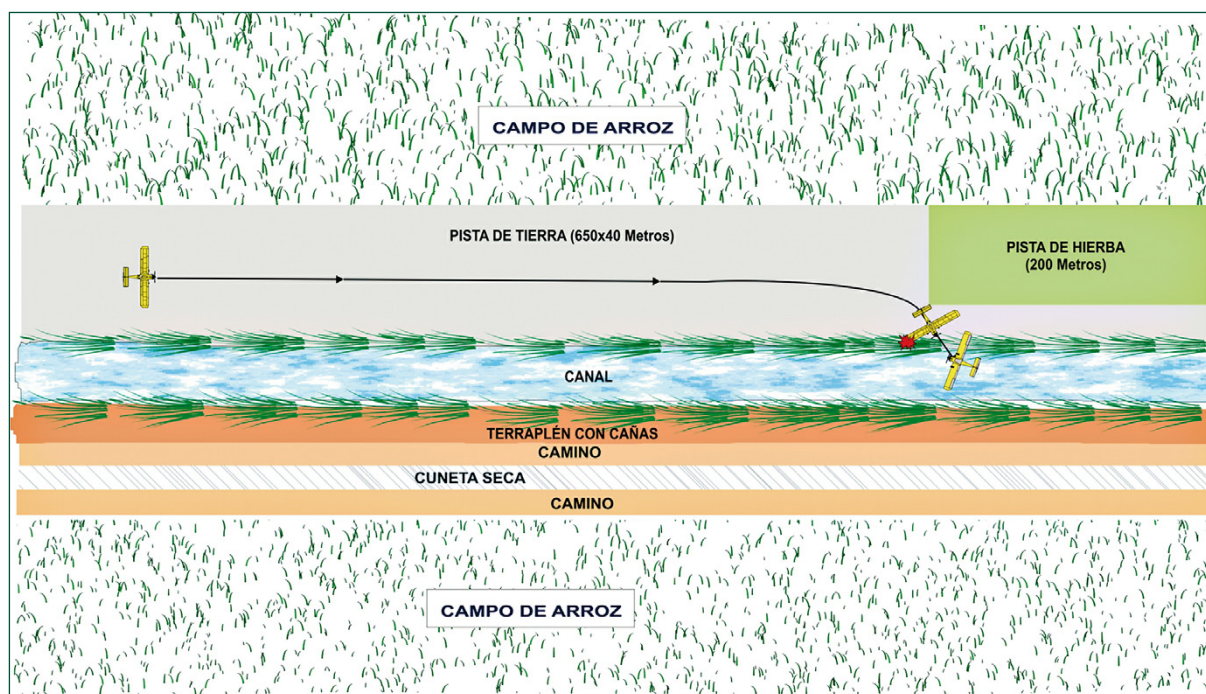


Figura 2. Trayectoria estimada de la aeronave



Figura 3. Posición final de la aeronave

La figura 3 muestra con detalle la posición final de los restos de la aeronave. Como se puede observar, los flaps están en su posición totalmente extendidos.

1.1.2. Información sobre la pista de despegue

La pista utilizada por la aeronave para el despegue, es una instalación eventual, que se ha convertido, prácticamente, en fija, que está situada en la finca «Veta de La Palma», a unos 10 km al sur/suroeste del pueblo de Isla Mayor (Sevilla). La pista está rodeada de arrozales y es muy utilizada, durante todo el año, para realizar vuelos de trabajos agrícolas.

La primera parte de la pista es de tierra y piedra compactada, está bien nivelada y cuidada y tiene unas dimensiones aproximadas de 40 m de anchura y 650 m de longitud. Esta parte compactada se continúa en otra parte de pista, de unos 200 m de longitud, que es de hierba y está sin nivelar, con superficie irregular y con piedras, aunque sin arbustos ni obstáculos mayores.

La orientación de la pista es de 220° aproximadamente.

Como se ve en la figura 2, la pista discurre paralelamente a un canal de riego, de unos 7 m de anchura, sobre el que, finalmente, quedó la aeronave. La parte de tierra compactada continúa, por su lado derecho, en un camino, que es por el que intentó des-

viarse el piloto. La alambrada, situada en la prolongación de la pista y representada en la figura 2, está en un plano inferior a ésta y tiene altura suficiente para rozar con el ala si la aeronave hubiera llegado a ella.

En la figura 2 se representa también la situación del carrizo, con cañas de más de dos metros, con el que rozó la aeronave.

1.1.3. *Daños a la tripulación y a la aeronave*

El piloto no sufrió daños y se logró soltar por sus propios medios, abrir la puerta y salir del agua y del canal.

La aeronave resultó con daños importantes que parecen recuperables. En la figura 4 se pueden apreciar estos daños, una vez recuperada la aeronave del canal. Por los daños y deformaciones de la hélice, el motor estaba prácticamente parado en el momento de la salida de pista.

1.2. Información de la tripulación

Los datos principales del piloto, único ocupante de la aeronave, están recogidos en el «Resumen de datos» de la primera página de este informe.



Figura 4. Daños en la aeronave

El piloto, de nacionalidad italiana, tenía en vigor una licencia de piloto comercial de avión con habilitación para aviones con un motor alternativo (válida hasta 11-03-2007) y para trabajos agroforestales en aeronaves españolas (válida hasta 13-06-2007).

La validez del reconocimiento médico extensivo era hasta 16-12-2007, y la del examen médico hasta 15-04-2006.

1.3. Información de la aeronave, adicional a la indicada en el «Resumen de datos»

1.3.1. Aeronavegabilidad y características técnicas de la aeronave

La aeronave disponía del certificado de aeronavegabilidad restringido n.º 2542, con fecha de nueva emisión de 21 de abril de 2005 y plazo de validez de un año.

En dicho certificado, la aeronave está clasificada para su empleo en vuelos VFR para trabajos agrícolas, modalidad de fumigación y prestación normal. Esta prestación define que la aeronave está autorizada para efectuar el vuelo normal, con exclusión de cualquier maniobra acrobática.

Las «Hojas de características», adjuntas al certificado de aeronavegabilidad indicado, especifican, además, los siguientes datos importantes de la aeronave para este informe:

- Peso en vacío: 1.185 kg.
- Peso máximo de despegue: 2.175 kg.
- Capacidad de carga: 1,076 m³/976 kg.
- Capacidad de combustible: 336,86 litros.
- Tripulación mínima: 1 piloto.
- Aeronave autorizada sólo para vuelos VFR.

1.3.2. Historial y mantenimiento de la aeronave

- La última anotación en el Cuaderno de la Aeronave (fechado 18-02-1987) corresponde al vuelo de 10 minutos en la fecha del accidente desde la pista de Tamsa a la de Herba. Con este vuelo, la aeronave totalizaba un global de 3.760 h, 10 minutos de vuelo. El vuelo anterior fue el día 8 de julio de 2005.
- Los valores indicados también figuran anotados en la «Cartilla del motor» como correspondientes al tiempo de funcionamiento del motor.
- En los documentos indicados figura que se realizaron las inspecciones de 500 h de aeronave y 100 h de motor en la fecha del 10 de marzo de 2005 a las 3.717,10 h de vuelo. Las inspecciones se realizaron por una empresa autorizada.

- El historial de mantenimiento de la aeronave refleja que se ha cumplimentado el Programa de Mantenimiento de la aeronave n.º 1 de fecha 17-02-1987, habiéndose realizado las correspondientes inspecciones y revisiones dentro de los plazos establecidos.
- En dicho historial se especifica que, desde 1987, se han efectuado las siguientes revisiones generales:
 - Revisión general por accidente, el 03-01-91 a las 2.769 h de avión.
 - Revisión de 500 h, el 01-04-98 a las 3.054 h de avión.
 - Revisión general de avión, el 19-04-01 a las 3.270,30 h de avión.
 - Revisión general de hélice, el 22-04-02 a las 3.373 h de avión.
 - Revisión general de motor, el 10-04-03, a las 3.472,10 h de avión.
 - Revisión de 500 h, el 10-03-05 a las 3.717,10 h de avión.

1.4. Declaración del piloto

Los testimonios y opiniones del piloto están recogidos a lo largo del informe. Estuvo de acuerdo en que el despegue se realizaba con los flaps extendidos. En su opinión, no había alcanzado la velocidad de rotación al final del recorrido de despegue y la aeronave se comportaba como si la carga fuera superior a los 750 kg indicados. El piloto estima que no hubo pérdida de potencia de motor y que no recuerda ningún funcionamiento anómalo del mismo.

1.6. Otras informaciones

1.6.1. Estimación del peso de la aeronave

El peso «cero fuel» de la aeronave en la operación del accidente era:

Peso vacío básico:	1.185,00 kg
Carga útil:	750,00 kg
Piloto:	85,00 kg
Peso «cero fuel» en la operación:	<u>2.020,00 kg</u>

El peso de la aeronave en la operación del accidente sería, por tanto, el valor obtenido de 2.020 kg para el peso «cero fuel» más el peso del combustible que se hubiese cargado. Su valor, por tanto, estaría entre el peso «cero fuel» y el peso máximo autorizado de despegue (2.175 kg).

Como el vuelo del accidente era el primero de fumigación del día y, anteriormente, sólo había realizado un vuelo «ferry» de 10 minutos, se considera que la aeronave llevaría el combustible suficiente para varios vuelos y, por tanto, el peso estaría próximo al máximo autorizado de despegue.

El máximo combustible que podría llevar la aeronave sería la diferencia entre el peso máximo indicado y el «cero fuel» (2.175 y 2.020 kg), o sea, 145 kg de combustible, equivalente a 180 litros. Como información adicional, esta cantidad de combustible es suficiente para más de dos horas de vuelo, suponiendo un consumo medio horario aproximado de 60 kg (75 litros), según datos del manual de operaciones del piloto para la aeronave.

1.6.2. Estimación de carrera de despegue

Puesto que el peso de la aeronave en la operación está contenido entre los valores de «cero fuel» y el MTOW, la longitud de la carrera de despegue correspondiente estará, también, entre los valores de carrera que se determinen para dichos pesos.

Estas carreras se han calculado siguiendo las instrucciones del manual de operaciones del piloto, ya citado, y se han representado, en rojo, sobre la figura 5, que es copia de

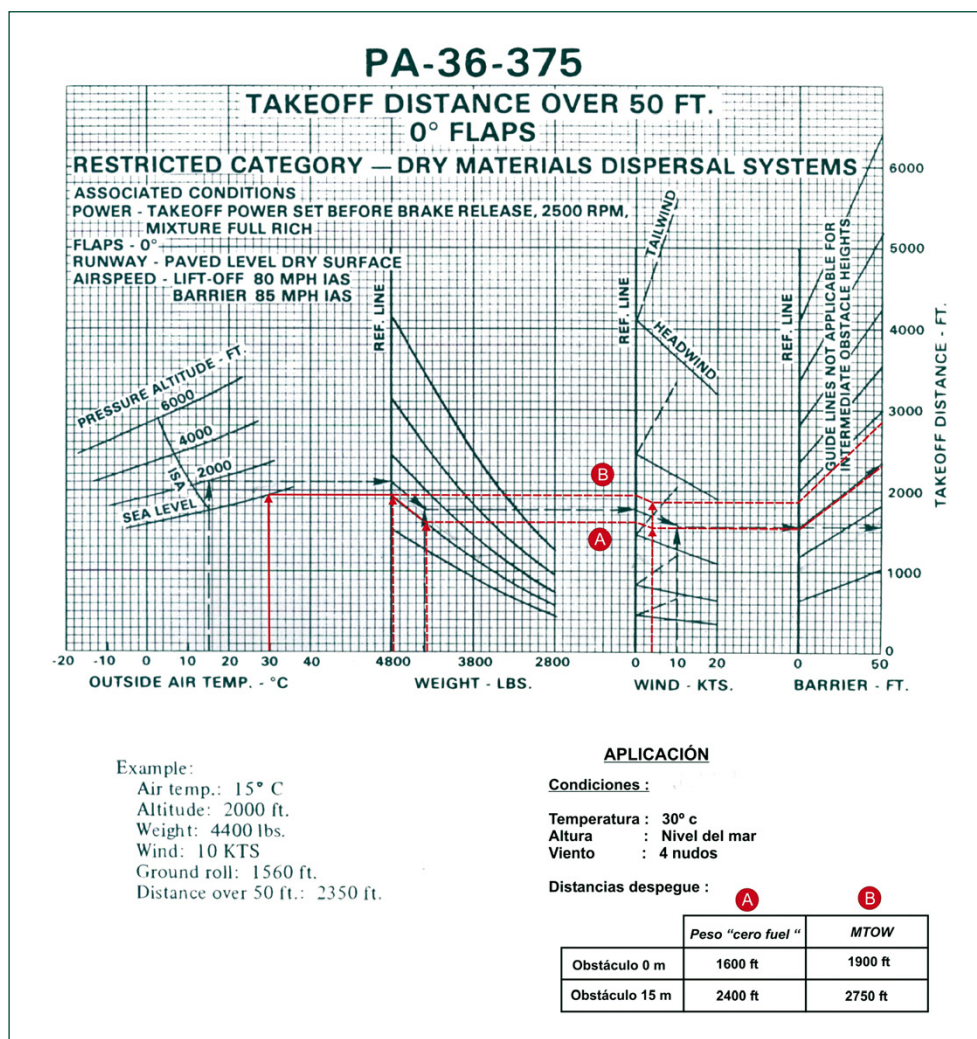


Figura 5. Longitud de la carrera de despegue sin flaps

la contenida en dicho manual. El caso A corresponde al peso «cero fuel» y el caso B, al MTOW. Los valores resultantes, considerando hasta el momento de separación de ruedas del suelo (altura de barrera cero pies, en la figura), son 1.600 ft (490 m) para el primero y 1.900 ft (580 m) para el segundo.

Por tanto, el valor de la carrera de despegue en la operación del accidente estará contenido entre dichos valores y, casi con toda seguridad, más cerca del último, según lo indicado.

Ambos valores son, pues, inferiores a los 650 m de longitud de pista de tierra compactada que tiene la pista de la «Veta de La Palma» y el más probable, correspondiente al MTOW, está a sólo 70 m de este límite.

Como se puede ver, la figura corresponde al caso de flaps retraídos que es el único considerado en el manual de operaciones indicado.

El procedimiento normal de despegue, incluido en dicho manual, no indica ninguna operación con los flaps en la primera parte del despegue y sólo pide que se ajusten después del mismo (págs. 4-5 del manual indicado).

A pesar de lo anterior, se ha encontrado que es práctica generalizada entre los pilotos de fumigación agrícola, como se indica posteriormente, terminar el despegue con los flaps completamente extendidos.

1.6.3. *Procedimientos de abortar un despegue*

El manual de operaciones del piloto, ya citado, incluye procedimientos para abortar un despegue entre los procedimientos de emergencia de su sección 3. El aborto de despegue se considera causado sólo por fallo de motor y los procedimientos difieren según que la aeronave esté en vuelo o todavía en tierra.

Para este último caso, que es el que corresponde al del accidente considerado, el manual define también dos tipos de procedimiento según haya o no suficiente pista disponible. Para el caso de pista insuficiente, el procedimiento indica cortar gases, mezcla, controles de combustible, magnetos, bomba de combustible y el interruptor «maestro» y ajustarse y bloquear el arnés de seguridad. Asimismo, indica abandonar la aeronave tan pronto como sea posible después de que la aeronave se detenga.

El manual citado no incluye ninguna operación con los flaps si la aeronave está en tierra y sólo las incluye en los casos de abortar el despegue cuando la aeronave está en el aire. En estos casos, el manual indica que se saquen los flaps.

1.6.4. *Prácticas de operación con el modelo PA 36 en trabajos de fumigación*

Según informaciones recogidas en el entorno de pilotos experimentados en el manejo de este modelo en tipos de operaciones similares al del accidente, se recomienda que, para despegar este modelo, hay que tirar de la palanca y mantenerla en esta posición. El despegue con flaps extendidos desde el principio de la carrera puede alargar ésta por el aumento de resistencia que producen. Aprovechando la alta potencia del motor y la capacidad de aceleración de la aeronave, con entrenamiento, se puede acortar la carrera de despegue haciendo uso de los flaps. La práctica recomendada es iniciar la carrera de despegue con «cero flaps» para acelerar mejor, pasar a «medio flaps» a los 200 m aproximadamente y, finalmente, despegar a «full flaps». De este modo se podría acortar la carrera en hasta 100 m.

Dado que la fumigación se realiza normalmente a poca distancia de la pista, lo usual es despegar a plena carga (superior a los 800 kg) y poco más de 100 litros de combustible. Se suele repostar en cada aterrizaje con uno o dos depósitos de 25 litros, que tienen en pista.

Al aplicar los frenos en tierra, la aeronave (véase figura 1) tiene tendencia a capotar a partir de cierta velocidad. Este efecto es natural dada la distribución de masas y la posición de la tolva de carga a cierta altura sobre las ruedas. El efecto es más acusado con los flaps fuera porque disminuye la actitud al levantar más la cola.

Resulta conveniente en estos trabajos realizar un examen de la pista a pie antes del inicio de los vuelos y/o hacer el primer vuelo con carga reducida para estimar el comportamiento del avión en la pista.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

Como se ha comprobado, «la aeronave y el piloto disponían de la correspondiente documentación en la fecha del accidente», es decir, estaban dentro de su plazo de validez.

Asimismo, se ha comprobado que «el mantenimiento de la aeronave se había realizado adecuadamente por una empresa debidamente autorizada, siguiendo el programa aprobado y con resultado satisfactorio».

Por otra parte, el piloto declaró, tras el accidente, que no estimó ninguna pérdida de potencia de motor ni ningún funcionamiento anómalo del mismo. Por tanto, se considera remota «la posibilidad de que un fallo en la aeronave hubiese influido en la generación del accidente».

El peso de la aeronave en la operación del accidente sería el peso «cero fuel», 2.035 kg según se ha determinado en el apartado 1.6.1, más el peso de combustible carga-

do en la aeronave. Por tanto, dado que el accidente ocurrió durante la carrera de despegue para el primer vuelo de fumigación del día, que el consumo de combustible de la aeronave es del orden de los 60 kg por hora, que se suele repostar combustible para varios vuelos, y que anteriormente sólo había realizado un vuelo «ferry» de 10 minutos, se puede considerar que el «peso de la aeronave en el momento del accidente era cercano al peso máximo autorizado de despegue, o sea, 2.175 kg».

Por las consideraciones realizadas sobre el peso, la carrera de despegue de la aeronave en la operación era aproximadamente de 580 m, que se han determinado para el MTOW, con flaps retraídos, en las condiciones atmosféricas del día y hora del accidente, y por tanto, dada la longitud de la pista compactada (650 m), el piloto despegaba con un sobrante de longitud de pista de sólo 70 m en relación a las prestaciones recogidas en el manual de vuelo.

El cálculo de las distancias indicadas se ha realizado en la hipótesis de flaps retraídos, según considera el manual de operaciones del piloto. En el accidente, el piloto estuvo de acuerdo en que el despegue se intentó con flaps extendidos y así se confirma en la figura 3. Según la información recogida de pilotos expertos en este tipo de aeronave, el uso de los flaps, salvo entrenamiento específico, produce, en general, el alargamiento de la carrera de despegue y, por tanto, haría que el despegue, si se conseguía, se realizaría muy cerca del final de la pista compactada.

En resumen, las circunstancias fueron que el piloto inició el despegue con los flaps extendidos y, posiblemente, confiado en la buena apariencia y estado de la pista, pero sin haber comprobado su longitud efectiva previamente en la preparación del vuelo. Ante la cercanía al extremo compactado de la pista sin alcanzar la velocidad de rotación, el piloto decidió abortar el despegue y parar el motor.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Sábado, 18 de marzo de 2006; 14:15 h local
Lugar	Aeropuerto de Cuatro Vientos (Madrid)

AERONAVE

Matrícula	EC-ZHP
Tipo y modelo	MORAGON M1
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	JABIRU 80 CV
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	54 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	145 h
Horas de vuelo en el tipo	145 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Crucero

INFORME

Fecha de aprobación	26 de julio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave Moragon M-1, matrícula EC-ZHP, despegó del Aeropuerto de Cuatro Vientos para realizar un vuelo visual con destino al Aeródromo de Casarrubios, donde iba a ser objeto de una puesta a punto. Tras realizar una ascensión completamente normal, alcanzó los 3.000' y tomó rumbo hacia Casarrubios. Cuando el piloto contactó con torre para indicarle que abandonaba el circuito, notó como el motor redujo súbitamente su potencia de forma considerable. El piloto, alertado por el anormal funcionamiento del motor, realizó una maniobra de 180° comunicando emergencia a torre de Cuatro Vientos. Acto seguido, a 650' sobre el terreno y con el campo a la vista, se paro el motor. El piloto tras sacar flaps viró suavemente a final, alcanzando los terrenos del aeródromo a una altura de unos 15 m y una velocidad de 50 km/h. Superada una primera barrera de árboles, el piloto intentó mantener el avión en vuelo para poder alcanzar la pista. A una velocidad de 40 km/h y a una altura de 3 m, la aeronave entró en pérdida, precipitándose al suelo a 90 m del inicio de la pista 10. En el impacto contra el suelo, a la aeronave se le desprendió el tren principal, además de doblarse completamente hacia la izquierda la pata de morro. El piloto salió por sus medios, completamente ileso. La asistencia de los Servicios de Extinción de Incendios fue inmediata.

La aeronave sufrió el desprendimiento del tren fijo principal y la pata de morro totalmente doblada hacia la izquierda.

1.2. Información general del estado de la aeronave

La aeronave, una Moraron M1 con n.º de serie 02055/1719, se fabricó en el año 2002. Esta equipada con un motor Jabiru 2200 A s/n 22A1285 y una hélice bipala de madera. Su peso máximo al despegue es de 500 kg. Dispone de dos depósitos de combustible de 35 l de capacidad sin sistema de drenaje.

La aeronave llevaba 5 meses inmovilizada a la fecha del accidente. La hélice estaba agrietada y sin barniz. El borde marginal del ala derecha presentaba un agujero que estaba protegido con cinta adhesiva. Los bomberos del Aeropuerto de Cuatro Vientos habían advertido días antes que el tren principal presentaba problemas de fijación.

1.3. Declaración del piloto

Inicia su testimonio el piloto indicando que el día del accidente a las 11:45 h había presentado un Plan de Vuelo con destino al aeródromo de Casarrubios, con despegue previsto para las 12:15. Posteriormente procedió a realizar una inspección visual especialmente intensa del avión, dado que el extremo del plano derecho de la aeronave había impactado con el césped donde estaba aparcada. El piloto concretó que estos daños,

una vez subsanados provisionalmente, no representaban a su juicio riesgo alguno para un vuelo de corta duración, ya que no estaban afectados ninguno de los mandos de control ni se observaban daños estructurales. A continuación realizó la comprobación del tren delantero, que presentaba defectos en el carenado de fibra de la rueda de morro, y que también, según su juicio, no dificultarían el rodaje de la aeronave. Continúa diciendo que dado el extenso proceso de verificaciones tuvo que contactar de nuevo con la torre hacia las 12:35 solicitando un retraso en su plan de vuelo de unos 20 minutos. Así hacia las 12:55 el piloto solicitó a torre instrucciones de rodaje, y despegó sin ningún contratiempo.

Una vez en el aire, indicó el piloto, la aeronave se comportó perfectamente, con un ritmo de ascenso adecuado que en breve espacio de tiempo le permitió alcanzar los 3.000'. A continuación, ya con rumbo a Casarrubios, contactó con la torre para informar de que abandonaba el circuito. Nada más cortar la comunicación, el motor que hasta entonces había funcionado correctamente, redujo su potencia en un 33% según sus propias estimaciones. Dado que el ruido del motor era totalmente anormal, el piloto decidió realizar una maniobra de 180° para regresar al aeropuerto de Cuatro Vientos, a la vez que notificó de su situación a la torre. Tenía en ese momento el aeropuerto a la vista, con el motor en marcha y se incorporaba al último tercio de viento en cola derecha de la 10. En este punto, y a unos 650' sobre el terreno, el motor definitivamente se paró. Su velocidad era de unos 100 km/h. Inmediatamente decidió sacar flaps con objeto, según su testimonio, de mantener altura hasta encontrarse en final. Debido a la baja velocidad el piloto realizó el viraje a final muy abierto para evitar en la medida de lo posible una entrada en pérdida, por eso indicó que su trayectoria final se desviaba unos 10-15° de la teórica de los 100°. Cuando ya se encontraba en la vertical de los límites del aeropuerto, la velocidad era de 50 km/h y la altura estaba en torno a los 15 m. Posteriormente, indica que una vez superados unos árboles, bajó el morro para ganar velocidad y no perder sustentación, siempre tratando de mantener el avión en vuelo para intentar alcanzar terreno asfaltado. La aeronave entró en pérdida con una velocidad de 40 km/h a tres metros de altura y a unos 100 m del inicio de la zona asfaltada. El piloto reconoció haberse empeñado en tomar sobre el asfalto, pudiéndolo haber hecho en la zona de césped previa que estaba ya libre de obstáculos. Consiguió salir por su propio pie, y comprobó la ausencia de daños personales. Posteriormente fue asistido por los SEI, que actuaron según sus propias palabras de una forma rápida y eficiente.

Finaliza su testimonio el piloto, indicando que todos los sistemas eléctricos mantuvieron su funcionamiento, que los flaps en tierra se recogieron perfectamente, y destacó las condiciones de aeronavegabilidad del avión, especialmente su fiabilidad y resistencia.

1.4. Ensayos e investigaciones

Según indicaciones del piloto, el tiempo transcurrido entre el arranque y la parada del motor fue de aproximadamente 15 minutos, 6 de éstos en vuelo.



Figura 1. Posición llaves de combustible



Figura 2. Estado del gascolator

De la observación directa de los restos de la aeronave, se desprende, que el depósito izquierdo que estaba con la llave abierta, estaba vacío, y el depósito derecho que efectivamente tenía combustible, alrededor de 20 l, tenía la llave cerrada. Además se observó también que el filtro de decantación (tipo gascolator) se encontraba con mucha suciedad y la cuba del carburador estaba totalmente seca.

Posteriormente se realizó una prueba de motor con el combustible contenido en el depósito derecho. En ella se pudo constatar que el arranque fue inmediato, y el funcionamiento correcto y sin contratiempo alguno.

Por otra parte, a una de las palas de la hélice le faltaba el refuerzo del borde de ataque, y dado que el piloto manifestó que si que estaba antes de iniciar el vuelo, es de suponer que su desprendimiento se produjo en vuelo.

Se ha determinado a través del análisis de una muestra del combustible que se trataba de gasolina de 87,1 octanos de automoción, que no coincide con la AVGAS de grado 100 especificada en la hoja de características y Manual de Vuelo.

2. CONCLUSIONES

El incidente tuvo su origen en la pérdida de potencia y posterior parada total del motor en vuelo. La causa del fallo estuvo en la falta de abastecimiento de combustible al motor motivada por haberse consumido totalmente el combustible del depósito seleccionado para alimentar al motor.

Otros factores, como el empleo de un combustible distinto del especificado para el avión y el estado descuidado de la aeronave previo al vuelo, con defectos significativos que

afectaban a partes como el tren de aterrizaje, la hélice y el ala, se considera que aumentaban los riesgos de accidente por encima de límites razonables.

El hecho de que el piloto se empeñara en alcanzar la zona asfaltada de la pista para aterrizar después de la parada de motor, en lugar de tomar en el terreno libre de obstáculos inmediatamente anterior a la cabecera, contribuyó a agravar los daños de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 7 de junio de 2006; 18:10 h local
Lugar	Aeropuerto de Valencia

AERONAVE

Matrícula	EC-CMO
Tipo y modelo	PIPER PA-28
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING O-320-E3D
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	37 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	80 h
Horas de vuelo en el tipo	60 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Menores
Otros daños	Deflectores de ruido

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	Rodaje

INFORME

Fecha de aprobación	26 de julio de 2006
---------------------	----------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

La aeronave, a bordo de la cual iban el piloto y tres pasajeros, aterrizó en el aeropuerto de Valencia, después de haber realizado un vuelo local de 1:30 h de duración. Abandonaron la pista por la salida H6 virando 90° a la izquierda, y se dirigieron al aparcamiento de aviación general 2 virando 90° a su derecha, intentando localizar la calle de rodaje J. El piloto giró la aeronave hacia su izquierda para pasar entre los puestos de estacionamiento números 23 y 24, en cuyo fondo hay una barrera metálica antirruído. En esta zona de la plataforma, la citada barrera tiene un hueco, y el piloto dirigió la aeronave hacia él con objeto de atravesarla para dar la vuelta. Al hacerlo, el plano derecho de la aeronave golpeó contra la barrera, lo que provocó que la aeronave girase bruscamente hacia su derecha, chocando con el morro contra la misma y quedando detenido en la posición que se muestra en la figura 1.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave resultó con daños menores, en la punta del plano derecho y en la hélice la cual quedó con una de las palas ligeramente doblada hacia atrás y con la otra seccionada cerca de su extremo.



Figura 1. Secuencia fotográfica del movimiento y posición final de la aeronave

1.3. Información sobre el aeródromo

1.3.1. Información general

El Aeropuerto de Valencia, se encuentra situado a ocho kilómetros al oeste de la capital, en la localidad de Manises, teniendo una elevación de 68,67 m, y como punto de referencia el situado en las coordenadas 39° 29' 22" N y 0° 28' 54" W.

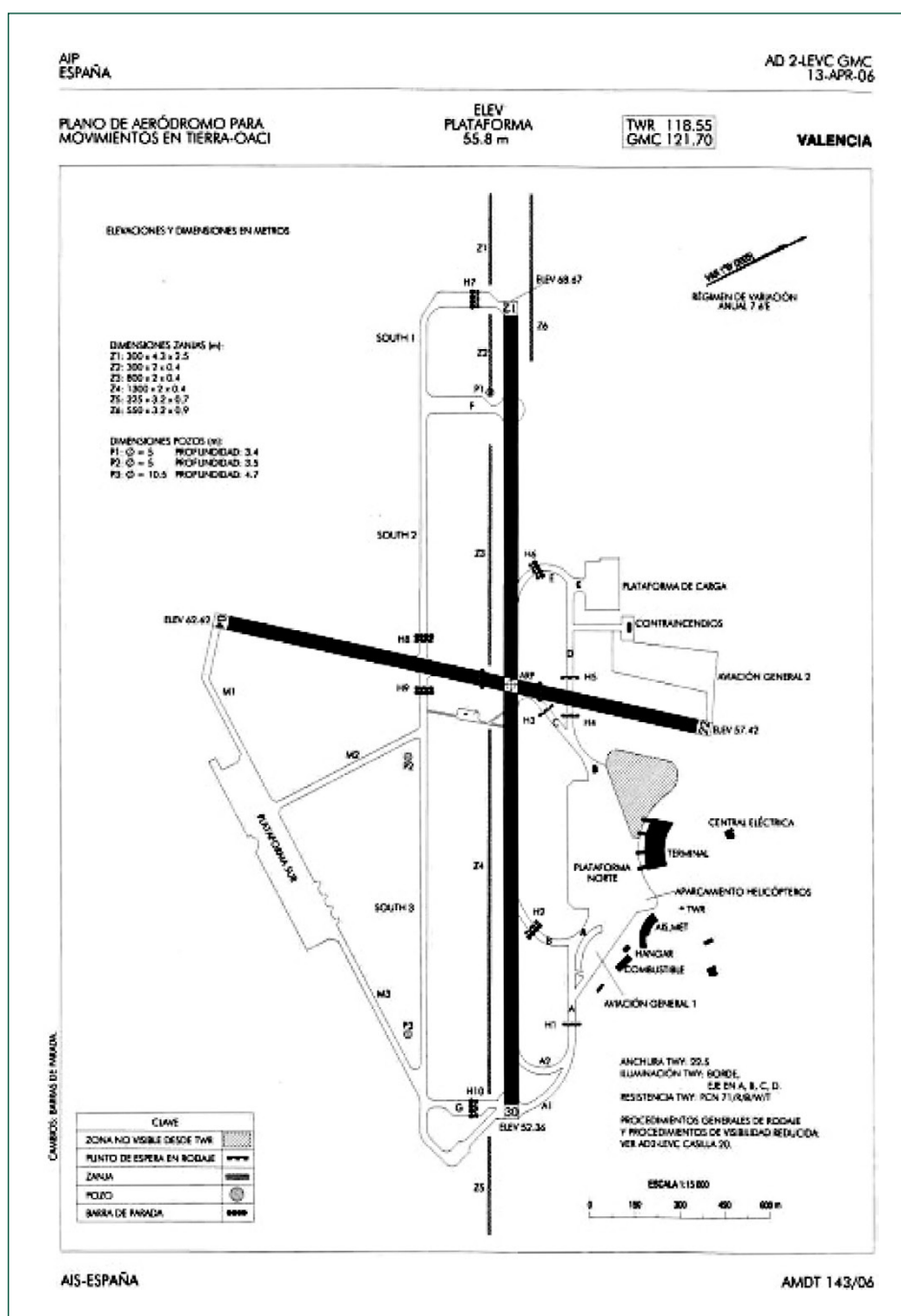


Figura 2. Plano de aeródromo antes de las obras

El tráfico es mayoritariamente regular y nacional. En el año 2005, el aeropuerto registró un tráfico de 4.639.314 pasajeros, 87.045 operaciones y 12.217 toneladas de mercancías, de los cuales la aviación general tiene un lugar destacado ya que anualmente se producen numerosos movimientos de aviación privada y de trabajos aéreos relacionados con la agricultura. Actualmente se están ejecutando importantes actuaciones en infraestructura que afectan al campo de vuelos, al área terminal de pasajeros y también a la plataforma, cuya ampliación incluye la construcción de nuevas calles de rodaje, nuevas puertas de acceso y reestructuración de puestos de estacionamiento. Las obras de la plataforma se desarrollan hasta el 31 de diciembre de 2006 en cinco fases. En el momento del accidente estaba en ejecución la fase III. Los trabajos que se han desarrollado hasta el momento son los siguientes:

FASES I y II

- Calle de rodaje D no utilizable por aeronaves de tipo E y F.
- Cierre de la calle de rodaje D.
- Nueva calle de rodaje temporal J, uniendo la plataforma de aviación general 2 y la plataforma norte.
- Supresión de la vía de servicio que une el edificio de servicio de extinción de incendios con la pista 12/30 y construcción de una vía de servicio profesional que une el edificio de extinción de incendios con la plataforma de carga.

FASE III

- La puerta C de acceso a la plataforma se denominará D.
- Nueva puerta C de acceso a plataforma.
- Nuevo trazado de la calle temporal J.
- Nueva calle de rodaje temporal T, uniendo la plataforma de Plataforma norte y ampliación de la plataforma construida.
- Nueva ubicación de los puestos de estacionamiento 21, 22, 23 y 24 y eliminación de los antiguos.
- Eliminación temporal del puesto de estacionamiento 1.
- Puesto de estacionamiento 2 fuera de servicio.
- Construcción de la vía de servicio definitiva que une el edificio de extinción de incendios con la ampliación construida de la plataforma.

1.3.2. *Información sobre el movimiento de la aeronave después del aterrizaje*

La aeronave aterrizó por la pista 12 y abandonó la misma por la salida H6, realizando posteriormente un viraje hacia la derecha de 90° dirigiéndose a la plataforma de aviación general 2. Con motivo de las obras de ampliación de la plataforma que estaban en

su fase III de ejecución se había cerrado la calle de rodaje «D», la cual daba acceso a la plataforma de aviación general y a la plataforma de carga. En sustitución se había habilitado la calle de rodaje temporal «J» que en principio (fase II) unía directamente la plataforma de aviación general 2 y la plataforma norte, pero que en el momento del accidente (fase III) comunicaba la zona oeste de la antigua calle de rodaje «D» con la plataforma de aviación general 2, según se puede ver en la figura 3. Para acceder a esta nueva calle de rodaje «J» hay que dejar a la izquierda los puestos de estacionamiento 21, 22, 23 y 24 que también habían sido trasladados. El avión fue rodando mientras el piloto buscaba la nueva calle de rodaje «J». Durante el rodaje llegó a posicionarse frente a los puestos de estacionamiento 23 y 24 y realizó un viraje de 90° a su izquierda para dirigirse a los mismos siguiendo una indicación horizontal de acceso a la calle «J».

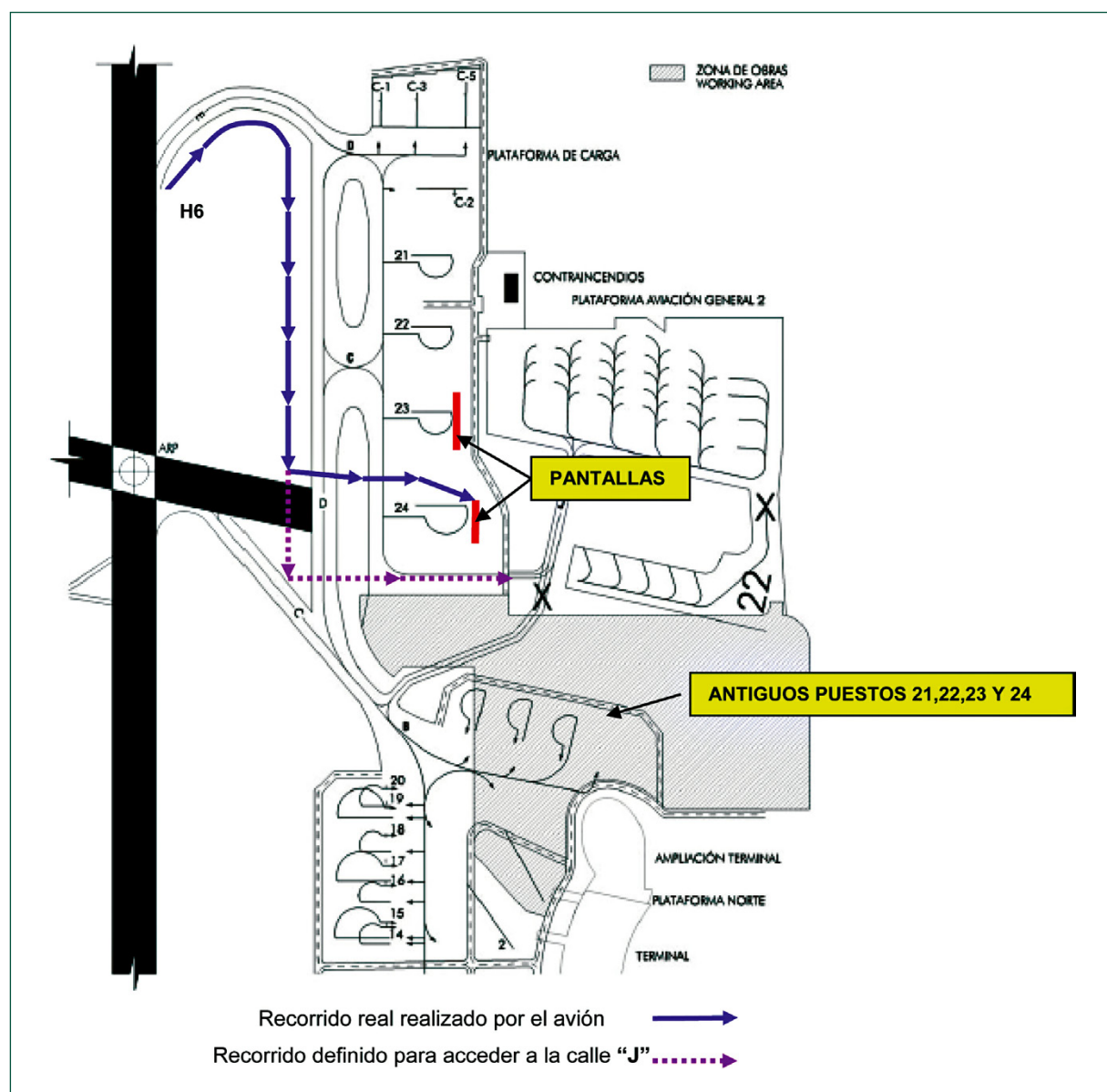


Figura 3. Recorrido de la aeronave en tierra (plano Fase III de las obras)

Posteriormente atravesó unas pantallas antirruído que se hallaban detrás de los puestos de estacionamiento 23 y 24, y en ese momento es cuando la punta del plano derecho se enganchó con una de las pantallas haciendo girar a la aeronave hacia la derecha, la cual describió media circunferencia con centro en el punto de enganche y radio de giro igual a su envergadura, que es 35'6" (11,63 m), hasta que golpeó con la pantalla. El hueco tiene una anchura ligeramente superior a la envergadura del avión.

2. ANÁLISIS

Los procedimientos generales de rodaje en el aeródromo que vienen recogidos en el AIP que publica AENA dicen textualmente en el punto AD2 20.1a) que «Evitar colisiones con otras aeronaves u obstáculos es responsabilidad de los pilotos en rodaje en plataforma y en la zona no visible desde la torre».

En este caso se dan las circunstancias de que la experiencia del piloto era escasa y de que no conocía bien el aeropuerto.

A todo ello hay que añadir el grado de confusión que genera una zona de obras que lleva consigo el cierre y modificación de alguna calle de rodaje, y su sustitución por otra provisional, la cual a su vez ha sido objeto de modificaciones posteriores.

En principio, cuando abandonó la pista por la salida H6, rodó correctamente hacia la calle «J», pero al ver una indicación horizontal y comprobar que delante de él había un desnivel, confundió el acceso a esta calle de rodadura e intentó pasar entre dos barreras antirruído que había junto a los puestos de aparcamiento 23 y 24 que habían sido modificados. Un error de cálculo respecto de la anchura al intentar atravesar el hueco entre las dos pantallas antirruído le hizo que golpease contra una de ellas, quedase enganchado y perdiera el control de la aeronave.

3. CONCLUSIONES

La causa del accidente fue un probable error de cálculo o tal vez una posible falta de atención al atravesar el hueco que separaba las dos pantallas antirruído. El cambio de trazado y denominación de las calles de rodaje por hallarse la plataforma en obras de ampliación, el hecho de haber operado pocas veces en el aeropuerto y también la escasa experiencia contribuyeron a generar cierta confusión en el piloto que influyeron en el incidente.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-041/2004	10-07-2004	EC-FCC	Cessna 402-B	Valencia Airport	59
IN-018/2005	25-05-2005	PH-BWA	Beechcraft Bonanza A-36-AT	Jerez Airport (Cádiz)	69

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

°C	Degree(s) Celsius
ARP	Airfield Reference Point
CTR	Control Zone
ft	Feet
h	Hour(s)
hPa	Hectopascal(s)
IFR	Instrument Flight Rules
kg	Kilogram
KSI	Thousand pounds per square inch
kt	Knot(s)
LH	Left hand
m	Metre(s)
MLG	Main landing gear
MTOW	Maximum takeoff weight
NM	Nautical mile
P/N	Part number
PF	Pilot flying
QNH	Altimeter sub-scale setting to make it to indicate the altitude of the airport above mean sea level during takeoff and landing
SPIC	Student Pilot in Command

DATA SUMMARY
LOCATION

Date and time	Saturday, 10 July 2004; 08:40 h local
Site	Valencia Airport

AIRCRAFT

Registration	EC-FCC
Type and model	CESSNA 402-B
Operator	Victor Echo

Engines

Type and model	TELEDYNE CONTINENTAL TSIO-520-E
Number	2

Crew

	Pilot in command	Copilot
Age	28 years	36 years
Licence	Commercial Pilot (Airp.)	Commercial Pilot (Airp.)
Total flight hours	1,147 h	1,100 h
Flight hours on the type	627 h	200 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Important
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial Air Transport – Non scheduled domestic – Cargo
Phase of flight	Taxiing to runway

REPORT

Date of approval	26 July 2006
------------------	---------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Event description

The airplane had arrived to Valencia Airport from Palma de Mallorca, and it was going to initiate the flight back to Palma with 300 kg of newspapers. There were two flight crew members on board. The pilot in command was the pilot flying (PF). When it was ready to enter runway 12 for takeoff, the pilot released the brakes, increased the power of the engines, and started taxiing. A few meters afterwards the left main landing gear leg collapsed, the LH wing and the LH horizontal stabilizer touched the ground and the tip of the LH propeller blades also hit the runway pavement.

The failure of the leg was caused by the shearing of the bellcrank pivot bolt.

1.2. Injuries to persons

Both occupants were uninjured.

1.3. Damage to aircraft

During a first visual inspection of the aircraft it was noticed that it had suffered major damage on the LH wing that was deformed, on the LH horizontal tail, left landing gear well and doors, and left propeller that had the blades totally deformed. Although the left engine did not show obvious exterior damage, the possibility existed that it could have been affected by the shock caused by the propeller impact against the ground.

1.4. Personnel information

The following table shows the most relevant data on licensing and experience of the piloto in command:

Information on the pilot in command	
Age	28 years
Nationality	Spanish
Licence	Commercial Pilot (Airplane)
<i>Type rating (validity)</i>	Single engine (land) (21-06-2005)
	Multiengine (land) (15-02-2005)
	Instrumental (15-02-2005)
	Flight instructor (09-10-2004)
	Class rating instructor (01-07-2006)

Information on the pilot in command (<i>continue</i>)		
<i>Flight experience</i>	Total	1,147 h
	On type	627 h
	Last 90 days	125 h
	Last 30 days	52:05 h
<i>Duty period</i>	Start of current period	01:45 h local time
	Previous rest	19:45 h

1.5. Aircraft information

1.5.1. General information

General information		
Registration	EC-FCC	
Make	Cessna Aircraft Co.	
Model	402-B	
Serial number	402B1013	
Year of manufacture	1976	
<i>Engine</i>	Make	Teledyne Continental
	Model	TSIO-520-E
	Serial number	812552-R y 812660-R
<i>Hélice</i>	Make	McCauley
	Model	3AF32C87
<i>Certificate of airworthiness</i>	Class	Restricted
	<i>Empleo</i>	Categoría: TPP TPM
		Prestación: Normal. Aeronave idónea para vuelo instrumental CAT 1
	Number	3178
	Issued	20-02-2003
	Expiry date	04-12-2004
	Latest renewal date	05-12-2003

Technical specifications		
<i>Dimensions</i>	Span	14.50 m
	Height	2.99 m
	Length	11.00 m
<i>Limitations</i>	MTOW	2,857.7 kg
	Minimum flight crew	One pilot

1.5.2. *Maintenance records*

The first element that broke and started the sequence of the left landing gear collapse was the bellcrank pivot bolt. The «Cessna Supplemental Inspection Document» (SID) 32-10-03 dated 1-09-2002 establishes the need of an initial inspection with 1,000 landings or 3 years and then repetitive inspections every 500 landings or 3 years to detect possible shear failures on the bolt.

The latest maintenance check carried out on the aircraft on 7 July 2004 was a 100-hour inspection with several special items.

On 14 August 2003 they had performed a structural inspection in which, among other tasks, the bellcrank pivot bolts of both legs of the main landing gear had been replaced with brand new bolts.

During the next 11 months elapsed between the replacement and the accident, the aircraft had been flown for 352 h and completed 384 landings.

Therefore, the left bolt had still a potencial service life of 616 landings or 25 months before the next required inspection.

1.6. **Meteorological information**

The information provided by the National Institute of Meteorology for Valencia Airport was as follows:

- Wind: 100°/4 kt.
- Cavok.
- Temperature: 23 °C.
- Dew point: 17 °C.
- QNH: 1,020 hPa.
- No significant changes expected.

1.7. Tests and research

1.7.1. Inspection of the landing gear

After the aircraft was moved to a hangar of the company that owned the aircraft, it was put on jacks and it was carried out a visual inspection of the landing gear related mechanisms, and of the other aircraft damages on propeller, left wing and horizontal stabilizer.

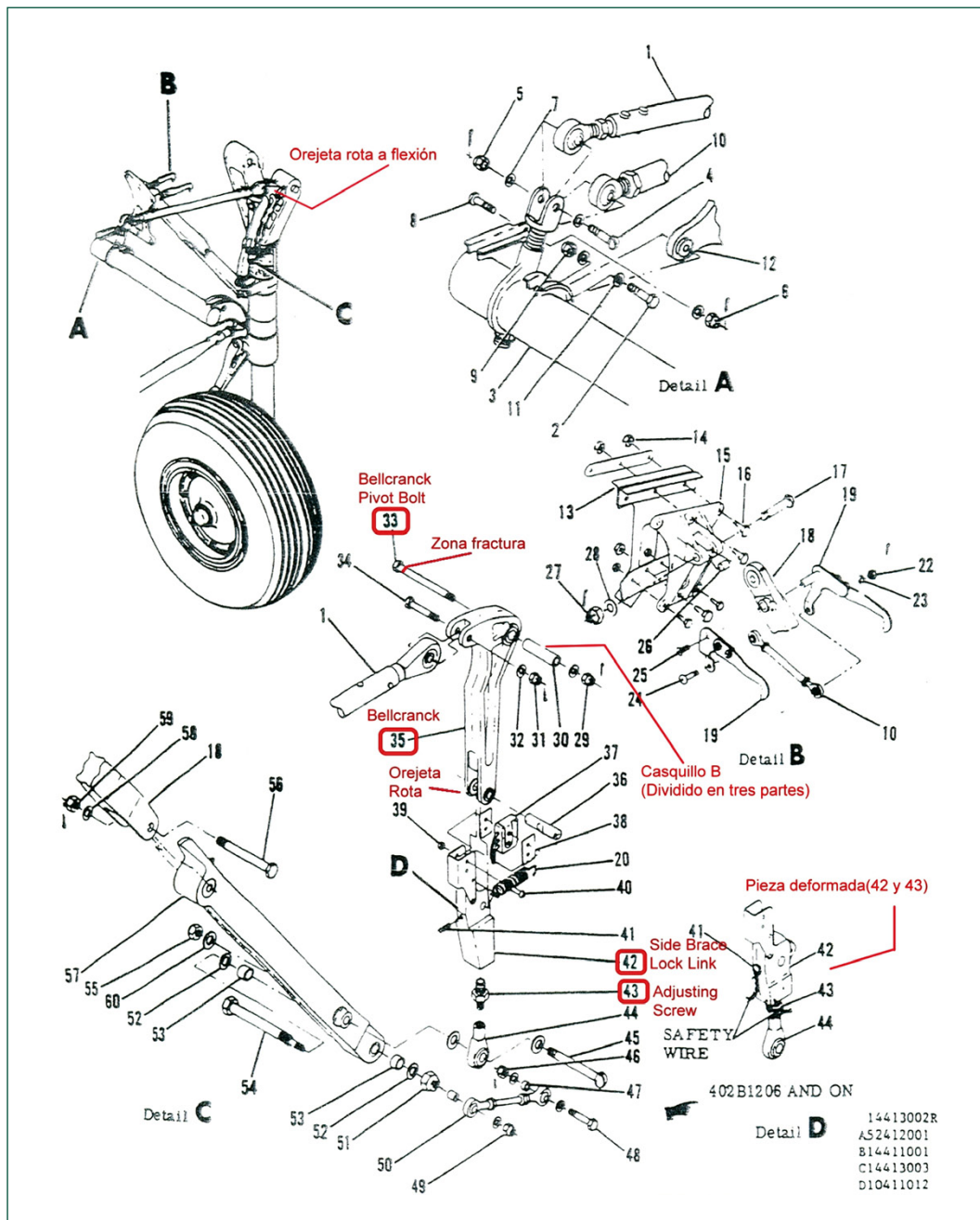


Figure 1. Schematics of the breakdown of the main landing gear leg

It was noticed the breakage of the bellcrank pivot bolt (see attached Drawing 1, item 33) that fits the bellcrank (35) to the leg of the gear through two fittings welded to that leg. One of those fittings (the rearmost when looking in the sense of the flight) was still attached to the leg together with the head of the broken bolt. The forward fitting was broken due to bending and remained partially held by the nut of the bolt (33).

Additionally, one of the two lower fittings of the bellcrank (35) was torn by bending.

The adjusting screw (43) was also deformed.

Several severed and/or deformed parts of the collapsed gear leg were reserved for further detailed inspections.

As a precautionary measure, it was checked whether the other leg was also damaged (which could have indicated a possible common misrigging of the mechanisms of both legs during their maintenance). The counterparts of the parts damaged on the left leg were disassembled from the right leg and no crack or noticeable deformation was observed, especially on the bellcrank pivot bolt, and therefore such possibility was discarded.

1.7.2. *Inspection of the bolt*

The severed bolt, called bellcrank pivot bolt, P/N NAS 464P4-26, was sent to a laboratory to determine the causes of its failure.

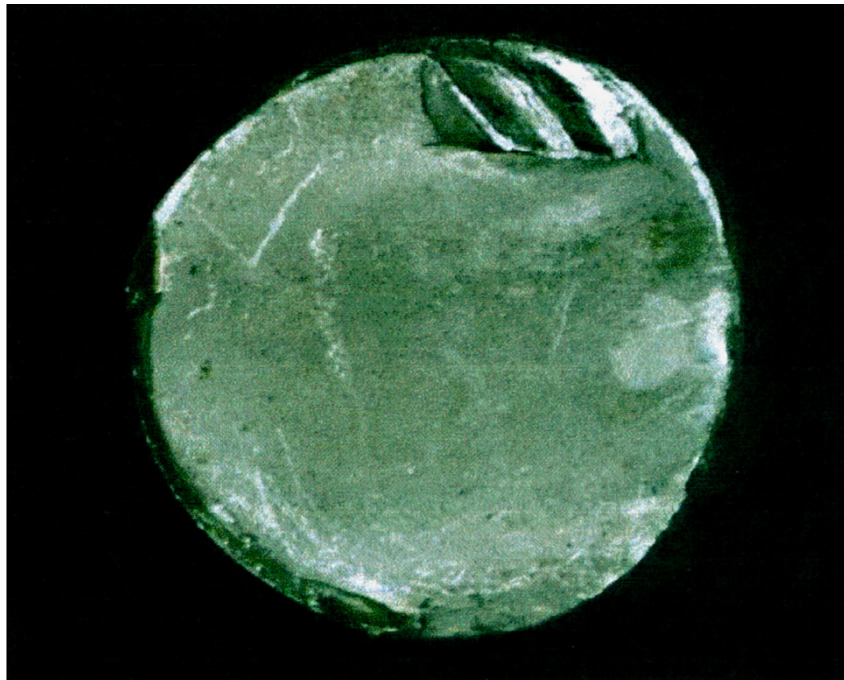


Photo 1. Macrographic view of the fracture surface

The fractographic evaluation carried out on the fracture surface of the bolt concluded, at a macrofractographic level, that there had been a static failure mainly due to shear loads, which was later confirmed at microfractographic level when domes were detected representing the fracture effects of shear loads.

The chemical composition is conformed the specification NAS464 and the associated technical specification NAS498.

By means of optical emission spectrometry it was determined that the chemical composition of the bolt corresponded to a low-alloy steel of type AISI 8740, with a medium level of strength as obtained by Rockwell-C hardness measures of 142 KSI (kilo pounds per square inch).

The specification NAS464 establishes that the strength level must be between 160 KSI and 180 KSI.

The bolt evaluated had an actual strength of 142 KSI, which is a 11,25% lower than the minimum required by that specification.

1.7.3. *Records of the bolt*

It was intended to obtain the history of the broken bolt since the moment of its manufacture, and the following findings were established:

Honeywell TPG/Tristar sent the bolt to Cessna Aircraft Company, located in Wichita (Kansas, USA) in March 2003.

Cessna Aircraft Company sent later on the bolt to Hill Aircraft, located in Atlanta (Georgia, USA).

It is possible, although it was not definitely determined, that this company sent the subject bolt to «Nortavia-Transportes Aéreos, S. A.», an aircraft maintenance center located in Portugal, where they installed it on the accident aircraft on 14 August 2003.

1.8. Additional information

Cessna was asked regarding the quality control procedures applied to these bolts, and they answered that their purchasing agreements with all of their vendors require that any parts shipped to use meet the specifications applicable to the part. The parts are tested by the bendor before release and are generally shipped with a conformity report stating the parts meet specification. Their purchasing agreements also state that even if a conformity report is not send with the parts, by sending the parts to Cessna the vendor is stating the parts conform to the specification applicable to the parts.

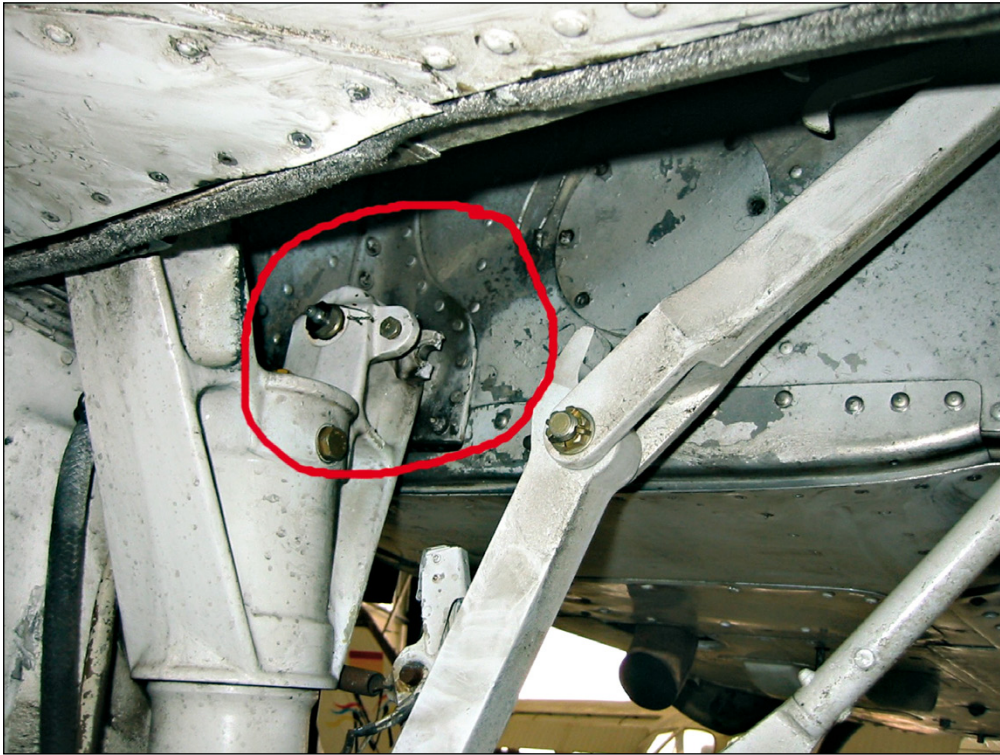


Photo 2. Detail of the broken fitting

Regarding the possibility that other defective bolts would have been installed on other aircraft, Cessna informed that they were not aware of any other previous case in which this bolt had failed.

2. ANALYSIS

From the data obtained, it can be concluded that the collapse of the LH landing gear was due to the following process:

- a) The sequence of the breakages started with the fracture of the bellcrank pivot bolt (item 33 of Drawing 1 above) because, otherwise, the rear fitting (when looking in the sense of flight) of the left leg of the main landing gear would not have remained undamaged with the head of the bolt still inside.
- b) The front fitting then bent and broke due to bending moments, as happened to one of the lower fittings of the bellcrank (35) that was joined to the side brace lock link (42). The adjusting screw (43) was also deformed.
- c) From that moment on, the geometry of the mechanical assembly of the overcenter (that maintains locked the landing gear) was disturbed, and the leg retracted on its door and produced a series of breaks and deformations in several components of the left landing gear.

In view of the normal state of the mechanical components of the other leg of the main landing gear, especially the bellcrank pivot bolt, it cannot be concluded that it is necessary to recommend to lower the period of 500 landings or three years required by the Cessna Supplemental Inspection Document (SID) 32-10-03 dated 1-09-2002.

3. CONCLUSION

3.1. Findings

The fact that the counterpart components of the right MLG leg did not show any abnormality discards the possibility of a common misrigging of both legs.

The collapse of the left leg MLG leg was due to the fracture of the bellcrank pivot bolt (33) due to the fact that its strength was lower than the minimum established in the applicable specifications, NAS464 and in the related technical specification NAS498.

According to the information provided by the operator, the maintenance of this element had been carried out following the instructions of the manufacturer of the aircraft, and at the moment of the accident it still had a potential service life of 616 landings or 25 months before the next scheduled inspection.

3.2. Cause

This incident was caused by the shearing of the bellcrank pivot bolt of the left main landing gear leg. This failure was probably due to the fact that the strength of the bolt was lower than the minimum required by the specification.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 11/06. It is recommended that Cessna Aircraft Company requires Honeywell TPG/Tristar to review their quality control systems of the elements and components provided as spare parts to be assembled in aircraft manufactured by Cessna Aircraft Company to further ensure that those parts comply with the specifications of the type design.

DATA SUMMARY
LOCATION

Date and time	Wednesday, May 25th 2005; 16:00 local time
Site	Jerez Airport (Cádiz)

AIRCRAFT

Registration	PH-BWA
Type and model	BEEHCRAFT BONANZA A-36-AT
Operator	KLM Flight Academy

Engines

Type and model	CONTINENTAL IO-520-BA
Number	1

Crew
Pilot in command

Age	24 years
Licence	Commercial aircraft pilot
Total flight hours	1,760 h
Flight hours on the type	4:30 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			2
Passengers			1
Third persons			

DAMAGES

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Flight Training – Dual
Phase of flight	En route – Manoeuvring

REPORT

Date of approval	25 April 2006
------------------	----------------------

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. Description of the event

The aircraft took off from Jerez airport at 15:45 h¹ local time towards point ECHO of Jerez CTR, intending to carry out an IFR dual training flight. There were 3 people on board, the flight instructor, the student pilot and a passenger. When going through point ECHO and at around 2,000 ft of altitude, the flight instructor asked the student to perform a rate one turn to the right.

During the accomplishment of this maneuver, a bird struck the front right part of the aircraft. The flight instructor received most of the impact but she managed to recover the controls and returned to Jerez airport, where they landed at 16:05 h local time.

1.2. Damages suffered by the aircraft and injuries to people on board

As per statements of the aircraft occupants, at the beginning they were afraid the flight instructor was seriously hurt, as she had received most of the impact and was covered with lots of feathers and blood. At their arrival to the airport, she was sent to hospital, where she received treatment for her wounds and finally her injuries diminished to some cuts on the face and bruises in the thorax, as a direct consequence of the impact with the bird.

The aircraft had the windscreen broken, damages on the right side of the control panel, to the firewall and to the right door (see Figure 1). Also some minor damages were produced on the right side of the fuselage and to the elevator.

1.3. Crew information

The flight instructor and pilot in command have got a license of commercial aircraft pilot and had a total flight time of 1,760 h.

The mission of the flight was a dual IFR instructional flight classified as SPIC (Student Pilot in Command), during which the student pilot was acting as pilot in command, having the windscreen of his side covered with an IFR screen and the flight instructor acting as the safety pilot without influence or control on the flight of the aircraft.

The technical tasks consisted of performing tight turns and climbing turns. According to the crew statements, they are agree that when they were over point E, they did a rate one turn to South heading, and soon afterwards it was initiated the impact happened.

¹ Time reference used in this report is local time except other wise specifically indicated.



Figure 1. Damages of the bird impact with aircraft

None of them, nor the passenger, mention to watch out of aircraft before to proceeding with the turn to check that they were free of obstacles and so the area where they are going to.

1.4. Aircraft information – Technical data

Model:	Beechcraft Bonanza A36AT
Serial number:	e-2581
Year of manufacture:	1991
Engine:	Continental IO-520-BA
Serial number:	810394-R

1.5. Jerez airspace

Jerez airspace has a Control Zone (CTR) formed by a circle of 7 NM of radius, with the center in the Airfield Reference Point (ARP) and whose vertical limits go from surface up to 1,000 ft (300 m) (see Figure 2). The unit in charge for the management of this controlled airspace is the Seville Approach Control.

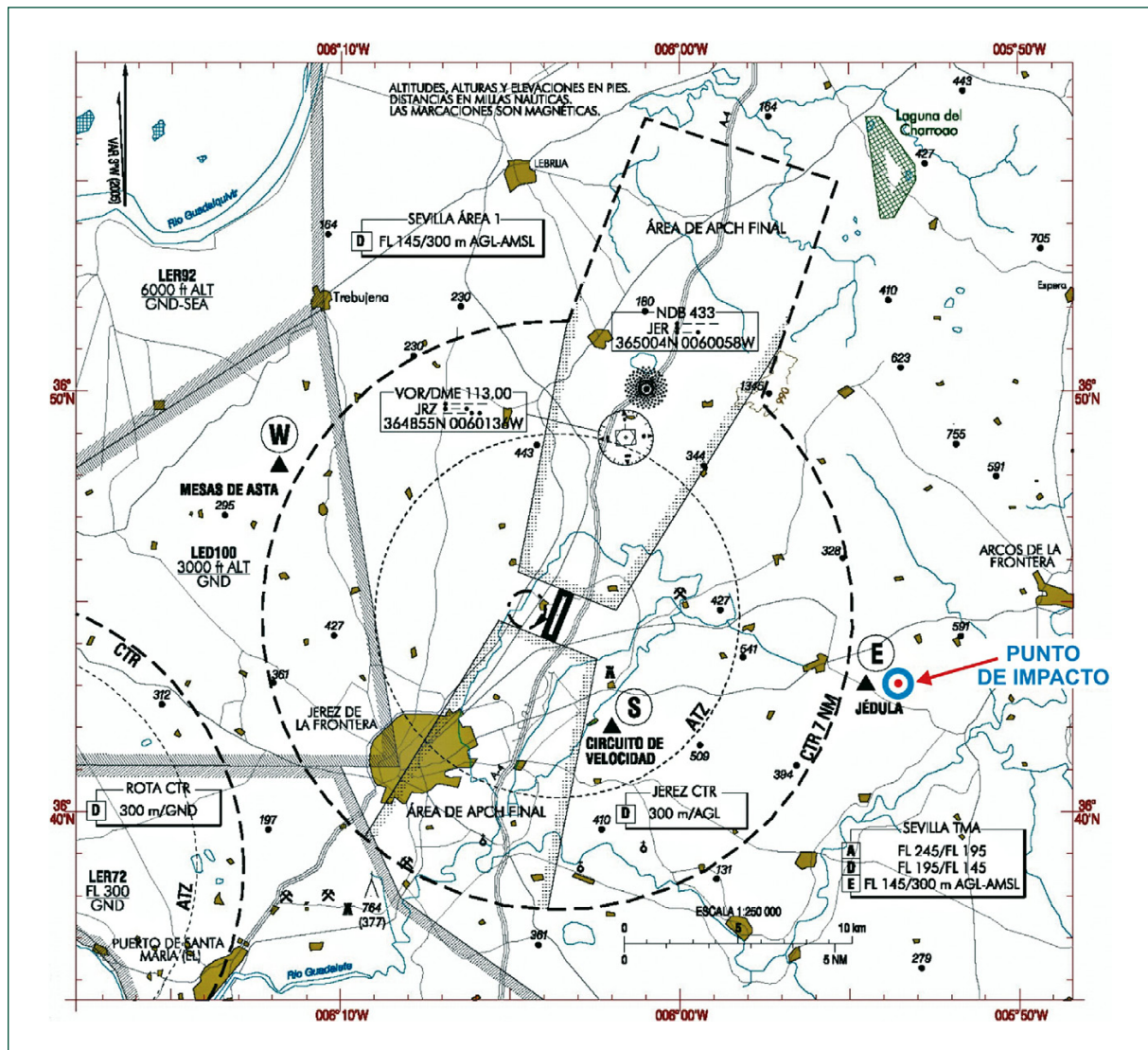


Figure 2. Location of the point of the bird strike

Point ECHO is established as an entering point to the CTR and it is placed to approximately 7.5 NM eastwards from the ARP. The place where the bird struck the aircraft is located beyond that point.

1.6. Bird identification and description of birds migrations and concentrations

The bird was identified, thanks to some feathers that stayed inside the aircraft, by qualified Jerez airport personnel. They determined that those feathers belonged to an adult specimen of stork.

Jerez airport is situated in a zone of concentration and settlement of storks. According to the qualified personnel, there are some stork nests located in the surroundings of the air-

port, though they are being removed little by little in order to avoid possible collisions. These nests were checked after the incident, being verified that no specimen was absent.

According to the available information, migration of birds take place at an altitude between 150 and 800 m (500 and 2,600 ft approximately), depending on the intensity of the flow, on the species and on the weather conditions. Migration periods are concentrated in autumn and spring, out of the date in which the incident happened. The day-time migration and generally speaking, the main activity of the gliding birds (storks, birds of prey) takes place mostly during the hours of highest warming of the terrestrial surface, due to the fact that they need thermal streams to fly. Therefore pilots are advised to fly preferably during the early hours of the day in these zones close to migration corridors or to concentrations of gliding birds.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

The aircraft took off from Jerez airport at 15:45 local time towards point ECHO, intending to carry out the tasks concerning the dual IFR training flight with SPIC. There were 3 people on board, the flight instructor, the student pilot and a passenger. When going through point ECHO (approximately at 7.5 NM from airfield) and at some 2,000 ft of altitude, according to the statements of people on board, the flight instructor asked the student to proceed with one of the tasks of the IFR training mission, consisting in a turn to the right, during which the student had to have his windscreen covered with the IFR screen. While proceeding with this maneuver, there was an impact with the bird that was proceeding from the right side of the aircraft.

According to the available information, as well as per statements of the qualified airport personnel, though Jerez airport is located in a zone of concentration and way of birds, these movements are limited to certain paths. Knowing that the specimen that crashed against the aircraft did not belong to the nearest nests of the airfield, which are pending to be removed as they are potentially more dangerous, and also that the impact was produced out of the CTR zone, it can be concluded that the collision of the incident just happened by chance.

However, and due to the particular conditions of this environment, in which the presence of birds between the ground and approximately 3,000 ft is more frequent, it can be suggested trying to avoid the accomplishment of flights during the hours of major warming of the terrestrial surface. Nevertheless, the operator has informed about sightings storks almost at any time of the daylight period and up to altitudes of 7,000 ft.

Despite of the fact that the crew do not mention that they watched out of the aircraft before to proceeding with the turn, the flight academy has indicated that in their operations they always stick to the procedures and checklists and that they have a good lookout at all times. It is suggested revising the checklists of the procedures to complete them with items concerning the previous visual inspection of the closest airspace before proceeding with steep turns and high rate climbs or descents.