

CIAIAC

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

Boletín Informativo

7/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

BOLETÍN INFORMATIVO

7/2007



MINISTERIO
DE FOMENTO

SECRETARÍA GENERAL DE
TRANSPORTES

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN
DE ACCIDENTES E INCIDENTES
DE AVIACIÓN CIVIL

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

NIPO: 161-08-009-5
Depósito legal: M. 14.066-2002
Imprime: Diseño Gráfico AM2000

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	
(*)	IN-062/2005	16-10-2005	HA-LOM EC-HAF	Boeing 737-800 Airbus 320-214	Nivel de vuelo 280 aproximadamente .. a 40 NM del VOR Zaragoza	1
	IN-028/2006	23-05-2006	EC-DDI	Socata Rallye 150ST	Aeropuerto de Alicante	15
(*)	IN-042/2006	14-07-2006	EC-JCQ	Tecnam P2002-JF	Borjas Blancas (Lleida)	27
	A-018/2007	30-04-2007	EC-IQX	Piper PA-46 350P	15 NM al norte de la isla de Ibiza	53
	A-035/2007	25-07-2007	EC-CZG	Cessna FR 172 J	Aeródromo Los Martínez del Puerto (Murcia)	59

ADENDA	69
--------------	----

(*) 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°	Grado(s)
00 °C	Grados centígrados
ACC	Centro de control de área
AD	Directiva de aeronavegabilidad
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
AIP	Publicación de información aeronáutica
ASB	Boletín de servicio de alerta
ATC	Control de tránsito aéreo
ATPL	Licencia de piloto de transporte de línea aérea
CIAIAC	Comisión de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil
CJL	Sector Castejón Bajo
cm	Centímetro(s)
CPL(A)	Licencia de piloto comercial de avión
DGAC	Dirección General de Aviación Civil
DH	Distancia horizontal
DV	Distancia vertical
E	Este
EASA	Agencia Europea de Seguridad Aérea
EDDL	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Dusseldorf
FL	Nivel de vuelo en pies
fpm	Pies por minuto
ft	Pie(s)
ft/min	Pies por minuto
ft-lb	Pies por libra
GPS	Sistema de posicionamiento global
h	Hora(s)
hh:mm:ss	Horas, minutos y segundos
HRC	Dureza Rockwell C
IAS	Velocidad indicada
ILS	Sistema de aterrizaje instrumental
INM	Instituto Nacional de Meteorología
IRA	Habilitación de vuelo instrumental de avión
ITT	Temperatura entre turbinas
kg	Kilogramo(s)
KIAS	Nudos de velocidad indicada
km	Kilómetro(s)
km/h	Kilómetros por hora
kt	Nudo(s)
l/h	Litros por hora
LECM	Centro de control de área de Madrid
LECU	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Cuatro Vientos
LEMED	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Madrid-Barajas
LHBP	Indicativo de lugar del Aeropuerto de Budapest
m	Metro(s)
min	Minuto(s)
mm	Milímetro(s)
METAR	Informe meteorológico aeronáutico ordinario
N	Norte
NM	Milla(s) náutica(s)
NOSIG	Sin cambios significativos previstos
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
PAC	Predicción de alerta de conflicto
PPL(A)	Licencia de piloto privado de avión
QNH	Ajuste de la escala de presión para hacer que el altímetro marque la altura del aeropuerto sobre el nivel del mar en el aterrizaje y en el despegue
RA	Aviso de resolución

Abreviaturas

RCA	Reglamento de circulación aérea
rpm	Revoluciones por minuto
S/N	Número de serie
SAR	Servicio de búsqueda y salvamento
STAR	Llegada normalizada por instrumentos
STC	Certificado de tipo suplementario
TA	Tiempo de alarma
TACC	Centro de control de área terminal
TCAS	Sistema anticolidión y de alerta de tráfico
TMA	Técnico de mantenimiento de aeronaves
UTC	Tiempo universal coordinado
VAC	Violación de alerta de conflicto
VFR	Reglas de vuelo visual
VOR	Radiofaro omnidireccional de VHF
ZGZ	Sector Zaragoza

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Domingo, 16 de octubre de 2005; 13:15 h UTC¹
Lugar	Nivel de vuelo 280 aproximadamente a 40 NM del VOR Zaragoza

AERONAVES

Matrícula	HA-LOM	EC-HAF
Tipo y modelo	BOEING 737-800	AIRBUS 320-214
Explotador	Malév Hungarian Airlines	Iberia

Motores

Tipo y modelo	CFM-56-7B26	CFM-56-5B4/P
Número	2	2

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	43 años	39 años
Licencia	ATPL	ATPL
Total horas de vuelo	9.813:49 h	9.693 h
Horas de vuelo en el tipo	3.066:09 h	1.388 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			4			6
Pasajeros			91			145
Otras personas			0			0

DAÑOS

Aeronave	Ninguno	Ninguno
Otros daños	Ninguno	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Transporte aéreo comercial – Regular Internacional – De pasajeros	Transporte aéreo comercial – Regular Internacional – De pasajeros
Fase del vuelo	En ruta – Nivelado	En ruta – Descenso

INFORME

Fecha de aprobación	28 de noviembre de 2007
---------------------	--------------------------------

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

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El domingo, 16 de octubre de 2005, la aeronave Boeing-737-800 con indicativo de vuelo MAH 581 volaba desde Madrid hacia Budapest (LEMD-LHBP). En sentido contrario, el Airbus-320-214, con indicativo de vuelo IBE 3523, realizaba el vuelo Dusseldorf-Madrid (EDDL-LEMD). A las 13:15 horas aproximadamente y controladas ambas aeronaves por el sector Zaragoza (ZGZ) del Centro de Control de Área de Madrid (LECM), el MAH 581 a nivel de vuelo FL280 en vuelo nivelado, tuvo un aviso de resolución (Resolution Advisory, RA) de descenso del TCAS, debido a un tráfico detectado (IBE 3523). Según la información radar, la distancias mínimas entre ambas aeronaves en el momento de la alerta RA del TCAS, fueron de 400 ft en vertical y 6 NM en horizontal.

De acuerdo con las comunicaciones con LECM, unos veinticinco segundos antes de que apareciera este aviso (a las 13:14:24), el controlador había detectado el posible conflicto y ordenó a las aeronaves (al IBE 3523 en español y al MAH 581 en inglés) alterar sus respectivos rumbos 20° a la izquierda.

El IBE 3523 colacionó en principio un viraje de 20° a la derecha por lo que el controlador le reiteró la instrucción de giro a la izquierda y la tripulación del IBE 3523 corrigió su maniobra. El MAH 581 inició la maniobra evasiva informando a control de que estaba teniendo resolución TCAS. Más tarde comunicó su intención de rellenar un informe relativo al incidente ATS.

No se registraron daños en ninguna de las aeronaves ni a sus respectivos ocupantes.

1.2. Información personal

1.2.1. Comandante MAH 581

Sexo, Edad:	Varón, 43 años
Nacionalidad:	Húngaro
Licencia:	ATPL
Habilitación de tipo:	B737 Comandante
Examen médico válido hasta:	07-05-2006
Verificación de competencia válida hasta:	31-03-2006
Horas totales de vuelo:	9.813:49 h
Horas en el tipo:	3.066:09 h

Horas en las últimas 72 h:	11:28 h
Horas en los últimos 30 días:	65:06 h
Periodo de actividad previo a la fecha del incidente:	5:25 h (15-10-05)
Periodo de descanso previo a la fecha del incidente:	25:33 h

1.2.2. *Copiloto MAH 581*

Sexo, Edad:	Varón, 54 años
Nacionalidad:	Húngaro
Licencia:	ATPL
Habilitación de tipo:	B737 Copiloto
Examen médico válido hasta:	09-02-2006
Verificación de competencia válida hasta:	31-03-2006
Horas totales de vuelo:	10.018:49 h
Horas en el tipo:	4.725:47 h
Horas en las últimas 72 h:	5:53 h
Horas en los últimos 30 días:	68:19 h
Periodo de actividad previo a la fecha del incidente:	12 h (13-10-2005)
Periodo de descanso previo a la fecha del incidente:	58:01 h

1.2.3. *Comandante IBE 3523*

Sexo, Edad:	Varón, 39 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	ATPL
Habilitación de tipo:	A320
Examen médico válido hasta:	27-08-2006
Verificación de competencia válida hasta:	25-05-2006

Horas totales de vuelo:	9.693 h (a 30-09-2005)
Horas en el tipo:	1.388 h (a 30-09-2005)
Horas en las últimas 72 h:	8:31 h
Horas en los últimos 30 días:	45:40 h
Periodo de actividad previo a la fecha del incidente:	5:30 h (15-10-2005)
Periodo de descanso previo a la fecha del incidente:	14 h

1.2.4. Copiloto IBE 3523

Sexo, Edad:	Varón, 33 años
Nacionalidad:	Española
Licencia:	ATPL
Habilitación de tipo:	A320
Examen médico válido hasta:	26-10-2006
Verificación de competencia válida hasta:	18-06-2006
Horas totales de vuelo:	6.943 h (a 30-09-2005)
Horas en el tipo:	135 h (a 30-09-2005)
Horas en las últimas 72 h:	8:31 h
Horas en los últimos 30 días:	58:34 h
Periodo de actividad previo a la fecha del incidente:	5:30 h (15-10-2005)
Periodo de descanso previo a la fecha del incidente:	14 h

1.2.5. Controlador de Centro de Control Madrid (LECM)

Experiencia total como controlador de la circulación aérea:	29 años
Habilitación local como controlador de ruta en LECM:	4-2-1992

El controlador era también técnico-instructor en el ACC de Madrid desde el 1-9-2005.

Reconocimiento médico
valido hasta:

13-7-2007

Actividad el día del incidente:

Según consta en la correspondiente Hoja de Control, firmó su entrada en la Sala de Control para comenzar el servicio oficialmente asignado desde las 13:00 h hasta las 20:00 h. Formaba parte de equipo al que se le había asignado el sector ZGZ Zaragoza teniendo bajo su cargo y responsabilidad como instructor a un alumno

Descanso anterior: 24 h

Los registros de AENA indicaban que había recibido formación continua.

1.3. Información proporcionada en la pantalla radar. Alertas de conflicto

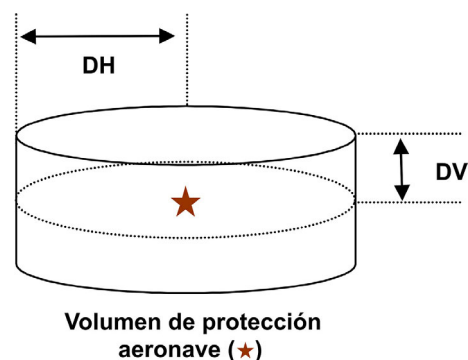
La información radar que se presenta en la pantalla del controlador relativa a la infracción de la separación entre aeronaves se emite en forma de «alertas de conflicto». La finalidad de estas alertas es prever o detectar el momento a partir del cual la proximidad entre dos o más aeronaves se encuentra por debajo de unos valores considerados como peligrosos.

Existen dos tipos de alerta de conflicto:

- PAC (Predicción de Alerta de Conflicto).
- VAC (Violación de Alerta de Conflicto).

La «Predicción de Alerta de Conflicto» representa los avisos que emite el sistema cuando prevé que una aeronave va a invadir el volumen de seguridad de la otra en un tiempo inferior al tiempo de alarma (TA). El TA es el tiempo de antelación previsto a la entrada de una aeronave en ese volumen de seguridad y está definido previamente en el sistema. El volumen de seguridad está definido por un cilindro en cuyo centro se encuentra la aeronave, las medidas de este cilindro son configurables en el sistema. En la versión actual de este sistema los parámetros configurados son:

Nivel vertical	Distancia horizontal (NM) DH	Distancia vertical (ft) DV
0-307	7,2	800
307-1.000	7,2	1.700



La «Violación de Alerta de Conflicto» representa los avisos que emite el sistema cuando se produce la entrada de una aeronave en el volumen de seguridad definido alrededor de otra.

Cuando se detecta una alerta del conflicto en el sistema, el número de alertas, el momento en que aparecen y las distancias mínimas entre aeronaves quedan registradas en la base de datos. De este modo se pueden recuperar los datos relevantes en un suceso de infracción de separación entre aeronaves.

1.4. Trayectorias de las aeronaves y comunicaciones mantenidas

La aeronave MAH 581 realizaba el ascenso desde LEMD a través de la ruta UN-870, con rumbo 080° (ver Figura 1), aunque en el momento del incidente se encontraba en vuelo nivelado a FL 280.

La aeronave IBE 3523 procedía en descenso hacia LEMD a través de la aerovía UW-100 con rumbo 240° realizando la llegada normalizada por instrumentos (STAR) TERSA UNO BRAVO.

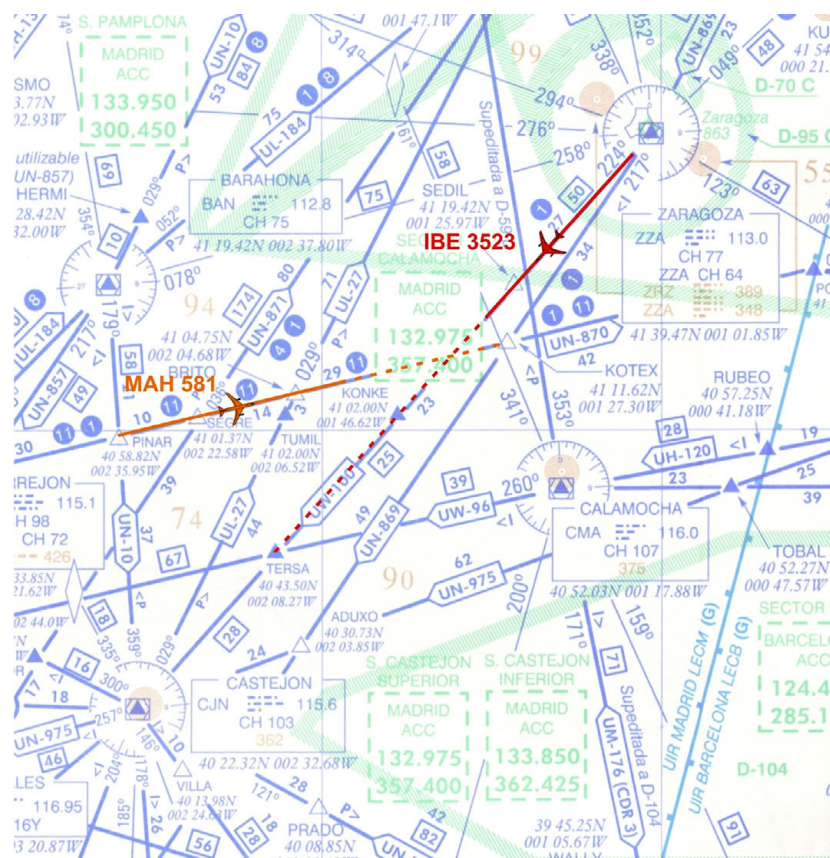


Figura 1. Rutas previstas por las dos aeronaves

Según las comunicaciones con control, a las 12:54:46 LECM estableció contacto radar con IBE 3523 y le proporcionó la pista en servicio del aeropuerto de Madrid-Barajas (33L) y la información sobre el procedimiento normalizado de entrada STAR (TERSA 1B) que debía utilizar. Las instrucciones fueron colacionadas a continuación por IBE 3523.

12:54:46 LECM «IBERIA TRES CINCO DOS TRES MUY BUENAS CONTACTO RADAR, TERSA UNO BRAVO TRES TRES IZQUIERDA EN SERVICIO, PROCEDA EN CURSO A TERSA»

12:54:53 IBE 3523 «TRES TRES EN SERVICIO TERSA UNO BRAVO A TERSA TRES CINCO DOS TRES»

A las 13:07:32 LECM autorizó a IBE 3523 a nivel de vuelo 250 y de nuevo la tripulación colacionó el nivel autorizado.

13:07:32 LECM «IBERIA TRES CINCO DOS TRES DESCienda A NIVEL DE VUELO DOS CINCO CERO»

13:07:33 IBE 3523 «DOS CINCO CERO, TRES CINCO DOS TRES»

A las 13:08:15 LECM estableció contacto radar con MAH 581, le autorizó a ascender a nivel de vuelo 280 y le pidió que informara del FL (Flight Level) que deseaba. El MAH 581 colacionó el nivel asignado (FL 280) y pidió FL 380. LECM le pidió que mantuviera FL 280 inicialmente y que ya le llamaría para autorizarle a un nivel superior. MAH 581 colacionó la instrucción de mantener FL 280.

13:08:15 LECM «MALEV FIVE EIGHT ONE MADRID BUENAS TARDES RADAR CONTACT CLIMB TO FLIGHT LEVEL TWO EIGHT ZERO REPORT FINAL REQUESTED»

13:08:21 MAH 581 «CLIMBING TWO EIGHT ZERO AND THE...REQUESTING EH...LEVEL THREE, THREE EIGHT ZERO PLEASE»

13:08:28 LECM «ROGER, INITIALLY MAINTAIN TWO EIGHT ZERO AND I'LL CALL YOU BACK FOR HIGHER, MALEV FIVE EIGHT ONE»

13:08:32 MAH 581 «...MAINTAIN TWO EIGHT ZERO, MALEV FIVE»

A las 13:14:24 LECM contactó con IBE 3523 para reiterarle que el nivel de vuelo autorizado había sido de 290 (en ese momento el IBE 3523 estaba a FL 286 según la información radar) y le pidió que virara por su izquierda veinte grados para conseguir separación. El IBE 3523 colacionó que iniciaba el viraje 20° a la derecha por lo que inmediatamente el controlador le corrigió y le reiteró que el viraje era a la izquierda, esta vez 15°. Una vez colacionada esta nueva orden el controlador pidió a MAH 581

que virara igualmente a su izquierda 20° y cuando la tripulación comenzó a colacionar la instrucción les apareció el aviso TCAS RA de descenso.

13:14:24 LECM	«IBERIA TRES CINCO DOS TRES LE CONFIRMO ESTABA AUTORIZADO A NIVEL DE VUELO DOS NUEVE CERO, VIRE POR SU IZQUIERDA VEINTE GRADOS PARA SEPARACIÓN AHORA»
13:14:29 IBE 3523	«VIRANDO AHORA MISMO POR LA DERECHA VEINTE GRADOS, TRES CINCO DOS TRES EH...LE COLACIONAMOS...»
13:14:35 LECM	«ES POR LA IZQUIERDA IBERIA TRES CINCO DOS TRES, POR SU IZQUIERDA QUINCE GRADOS AHORA»
13:14:39 IBE 3523	«POR LA IZQUIERDA QUINCE GRADOS NUEVO RUMBO UNO NUEVE CINCO TRES CINCO DOS TRES»
13:14:43 LECM	«MALEV FIVE EIGHT ONE TURN LEFT TWO ZERO DEGREES FOR TRAFFIC SEPARATION NOW»
13:14:49 MAH 581	«...FIVE EIGHT ONE EH T-C-A-S TO DESCEND»

De acuerdo con la información radar, a las 13:14:25 apareció en la pantalla radar la primera alerta de conflicto PAC (Predicción de Alerta de Conflicto). Esta información es coherente con el momento en que el controlador comenzó a dar instrucciones para conseguir la separación entre ambas aeronaves. Según esta información, sobre las alertas de conflicto, a las 13:14:53 se produjo el primer VAC (Violación de Alerta de Conflicto) con la mínima separación entre ambas aeronaves: 400 ft en vertical 6 NM en horizontal (ver Figuras 2 y 3). Unos segundos antes MAH 581 estaba informando de la aparición del TCAS RA.

En el informe de notificación de incidentes ATS presentado por MAH 581, el comandante declaró que todas las comunicaciones entre control e IBE 3523 se realizaron continuamente en español, por lo que la tripulación del MAH 581 no supo en ningún momento en que situación estaba el IBE 3523 con respecto a ellos ni las intenciones de su tripulación.

Por otro lado, el comandante del IBE 3523 alegaba en su informe de notificación de incidentes ATS que el nivel de vuelo asignado por control era 250 y no 290 como informó el controlador posteriormente cuando tuvo que dar instrucciones para conseguir la separación.

El controlador de servicio rellenó un informe sobre supervisión del ACAS. En éste declaraba que el IBE 3523 estaba descendiendo para FL 290 y MAH 581 estaba a FL 280. El IBE 3523 continuó con el descenso y a FL 286 se le ordenó en español que girara

Trayectoria de vuelo de las aeronaves

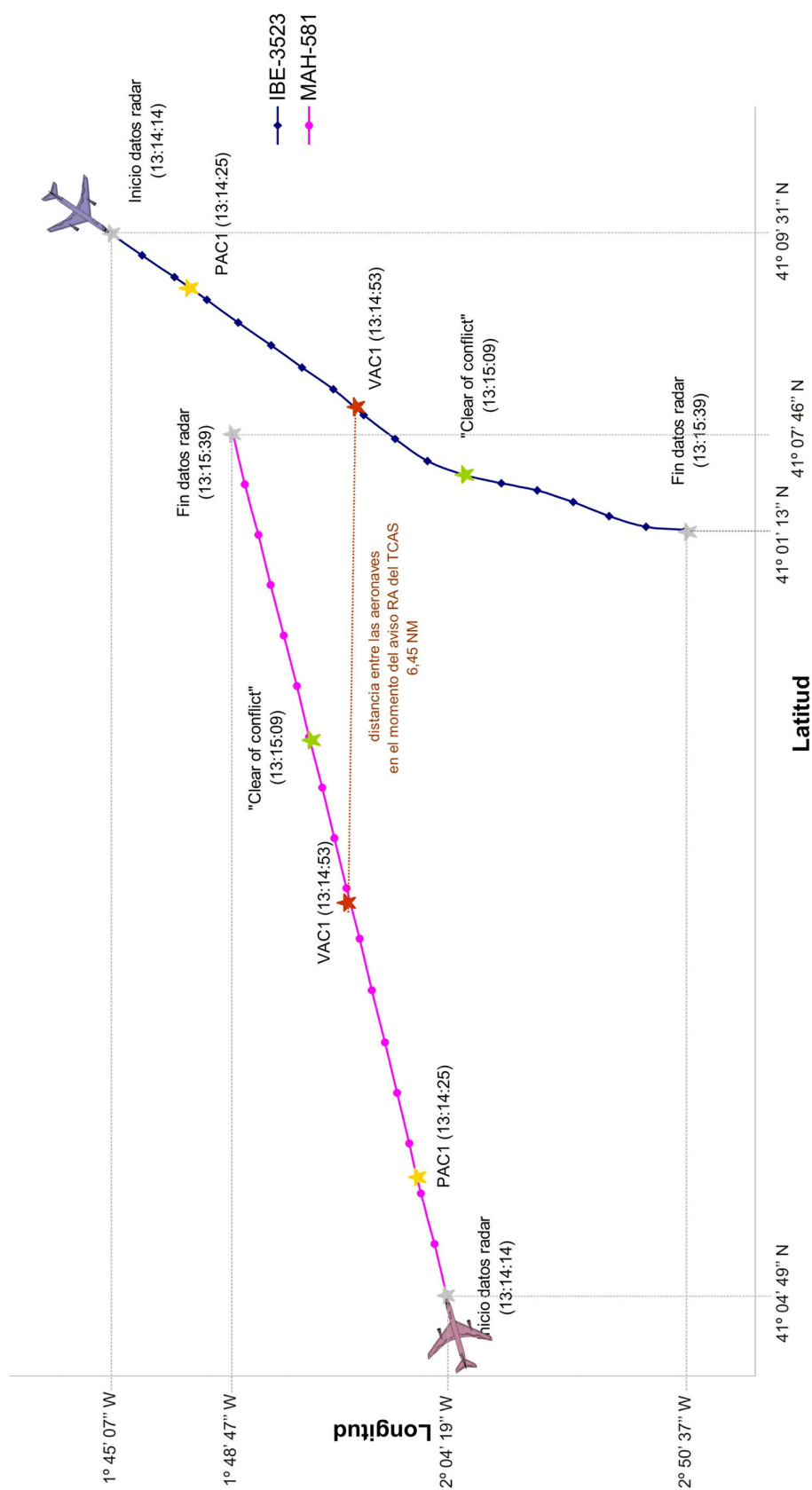


Figura 2. Trayectoria de vuelo de las aeronaves

Perfil de vuelo de las aeronaves

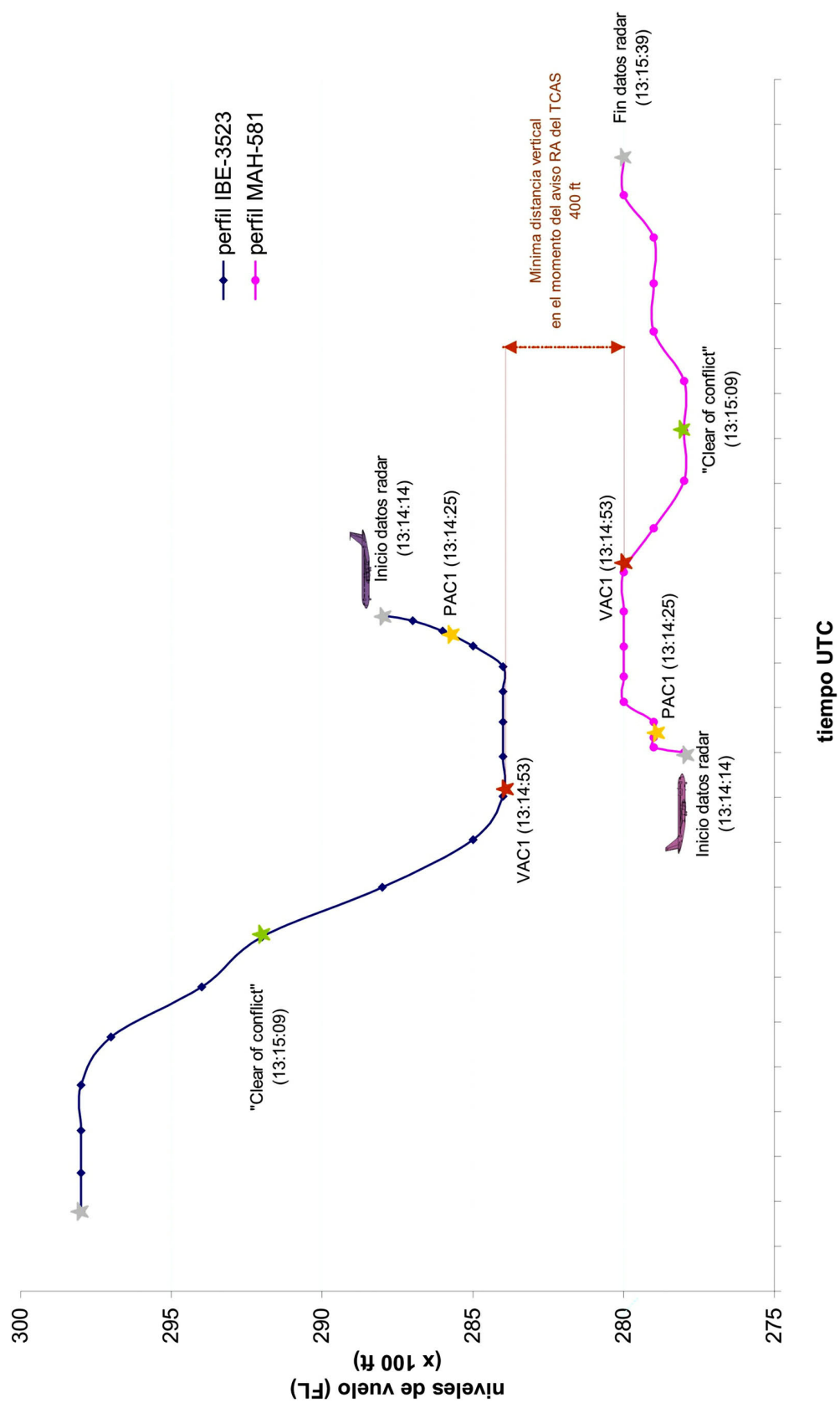


Figura 3. Perfil de vuelo de las aeronaves

20 grados a la izquierda, la misma instrucción en inglés fue dada a continuación al MAH 581 para que realizara un viraje de 20° a la izquierda.

Según la información extraída de las comunicaciones de LECM con todo el tráfico implicado durante el transcurso del control a IBE 3523 y MAH 581, se puede observar que el controlador llevaba los vuelos de varios IBE en ese momento y varias entradas TERSA 1 BRAVO. Durante la aproximación al punto TERSA el nivel de vuelo que va asignando a los diferentes vuelos es de 290. Aproximadamente a las 13:06:31 el controlador habló con el sector adyacente (Sector Castejón Bajo (CJL)) para pedir un nivel de vuelo más bajo para un IBE 3477 que acababa de comunicar que ya estaba alcanzando el nivel de vuelo 290:

13:05:59 IBE 3477	«IBERIA TRES CUATRO SIETE SIETE APROXIMÁNDONOS A NIVEL DOS NUEVE CERO»
13:06:028 LECM	«IBERIA TRES CUATRO SIETE SIETE, RECIBIDO, MANTENGA NIVEL DE VUELO DOS NUEVE CERO AL ALCANZAR DEBIDO A TRÁFICO, ESPERE MÁS BAJO EN UN MINUTO»
13:06:0814 IBE 3477	«COPIADO TRES CUATRO SIETE SIETE MANTENDREMOS DOS NUEVE CERO»
13:06:25 LECM	«¿ZARAGOZA...?, ¿ME DAS UN POCO MÁS BAJO PARA EL IBERIA TRES CUATRO SIETE SIETE?¿DOS SIETE TE VALE?... DOS CINCO CERO, GRACIAS»

A continuación el controlador autorizó a IBE 3477 a nivel de vuelo 250 y unos 36 segundos más tarde, tras un par de comunicaciones con otros vuelos, dio también esta autorización al IBE 3523 que se encontraba realizando la misma ruta por detrás del IBE 3477.

13:06:49 LECM	«IBERIA TRES CUATRO SIETE SIETE REAUTORIZADO A NIVEL DE VUELO DOS CINCO CERO Y LLAME A MADRID EN UNO TRES TRES OCHO CINCO, HASTA LUEGO»
13:06:56 IBE 3477	«PARA EL NIVEL DE VUELO DOS CINCO CERO Y MADRID EN TRES TRES OCHO CINCO, HASTA LUEGO. IBERIA TRES CUATRO SIETE SIETE»

Otras comunicaciones no relevantes

13:07:32 LECM	«IBERIA TRES CINCO DOS TRES DESCienda A NIVEL DE VUELO DOS CINCO CERO»
13:07:33 IBE 3523	«DOS CINCO CERO, TRES CINCO DOS TRES

1.5. Idioma a emplear en las comunicaciones

1.5.1. Disposiciones nacionales

El Reglamento de la Circulación Aérea (RCA) ha sufrido modificaciones en cuanto a requisitos del idioma se refiere, a fecha de 5 de septiembre de 2006 (según Orden PRE 2733/2006 de 28 de agosto, por la que se introducen modificaciones en el Reglamento de Circulación Aérea, aprobado por el Real Decreto 57/2002, de 18 de enero, relativas a la gestión de afluencia de tránsito aéreo y las telecomunicaciones). A continuación se presentan los puntos referentes a este tema subrayando el texto de nueva incorporación con respecto al RCA en vigor en el momento del incidente

10.5.2.1.1. Idioma que debe usarse.

10.5.2.1.1.1 Las comunicaciones aeroterrestres en radiotelefonía se efectuarán en el idioma que la estación terrestre usa normalmente o en inglés.

Nota: El idioma normalmente usado por la estación en tierra no tiene que ser necesariamente el del Estado en que está emplazada. Podría convenirse regionalmente en un idioma común como requisito para las estaciones terrestres de la región en cuestión.

10.5.2.1.1.2 Se usará el inglés a petición de toda estación de aeronave en todas las estaciones terrestres que sirvan a aeropuertos designados y a rutas usadas por los servicios aéreos internacionales.

10.5.2.1.1.3 Los idiomas disponibles en una determinada estación en tierra, se indicarán en las publicaciones de información aeronáutica y demás información aeronáutica que se publique respecto a esas instalaciones.

Estas modificaciones han sido redactadas de acuerdo al Anexo 10 de OACI y perfilan el anterior texto haciendo más evidente el uso general del idioma inglés sobretodo en el caso de que se realice a petición de una aeronave. No obstante, la posibilidad del uso exclusivo del idioma inglés en aeropuertos internacionales o en operaciones en las que un piloto de habla no española se encuentre involucrado, no está contemplado.

1.5.2. Casos previos tratados por la Comisión

De acuerdo con las disposiciones en vigor en España, parece coherente que sea el inglés el idioma utilizado en situaciones en las estén involucradas tripulaciones extranjeras, de este modo la composición del escenario de tráfico para todas ellas sería más claro y homogéneo. Por otra parte se debe considerar también la poca fluidez de este idioma

en algunos pilotos españoles que pueden operar en zonas comunes (por ejemplo de aviación general). Este tema ya se trató con anterioridad en incidentes ocurridos en otros Estados y en España concretamente a resultas del incidente IN-060/2002 que dio lugar a la siguiente recomendación de seguridad:

REC 25/03. Se recomienda a la DGAC que establezca un grupo de trabajo con la participación de AENA y representantes de los operadores, asociaciones profesionales de pilotos, y asociaciones profesionales de controladores, que estudie la posibilidad de regular el uso únicamente de idioma inglés en las comunicaciones ATC siempre que un piloto que no hable español se encuentre involucrado, y las condiciones de la correspondiente implementación de dicha regulación.

La CIAIAC no tiene constatación hasta el momento de medidas tomadas como respuesta a esta recomendación de seguridad, no obstante, se considera que las modificaciones incorporadas al Reglamento de la Circulación Aérea mencionadas en el apartado anterior se ajustan a los requisitos del Anexo 10 de OACI y están orientadas a conseguir el cumplimiento de esta recomendación.

1.6. Normativa sobre formación de controladores

En relación con la formación de nuevos controladores y los procedimientos que detallan la instrucción, a fecha 27 de abril de 2006 se ha emitido la Directiva Europea 2006/23 relativa a la licencia comunitaria de controlador de tránsito aéreo. Esta Directiva está pendiente de su transposición a la normativa nacional, en la que se hace referencia a la obligación por parte del proveedor de servicios de control de tráfico aéreo de realizar el llamado «Plan de Formación de Unidad», en el que se detallan los procedimientos y el calendario necesarios para permitir que se apliquen los procedimientos de la unidad a un área concreta bajo la supervisión de un instructor de formación en el puesto de trabajo. Este Plan deberá ser aprobado en cada Estado miembro por su «autoridad nacional de supervisión». La fecha límite de incorporación de esta Directiva al ordenamiento interno de cada Estado es el 17 de mayo de 2008.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

De acuerdo con las comunicaciones con control el IBE 3523 fue autorizado a nivel de vuelo 250 y no a 290 como se alegó posteriormente por parte de control. Para poder contrastar la información se recurrió a las fichas de progresión de vuelo, en las cuales el controlador anota los niveles de vuelo pedidos por la tripulación y los realmente asignados. En este caso el nivel de vuelo, escrito a mano, no está claro que sea 250 o 290. No obstante, la instrucción del nivel de vuelo 250 autorizado por control fue a continuación colacionada por el IBE 3523 y no fue corregida por control. No se ha podido confirmar si el control estaba siendo realizado por el Instructor o sólo por el

alumno y si, en este último caso, existía una continua monitorización por parte del Instructor que pudiera haber evitado errores en la asignación de niveles.

El controlador identificó el conflicto a través de la emisión en la pantalla de las alertas de conflicto PAC y procedió inmediatamente a dar instrucciones a ambas aeronaves para conseguir la separación. Ambas actuaron según instrucciones de control en un primer momento y posteriormente siguiendo instrucciones de sus respectivos TCAS.

Debe añadirse que la conversación en español mantenida entre LECM y este vuelo provocó el total desconocimiento de MAH 581 de la situación del tráfico intruso y de las intenciones de éste.

En relación con la organización, funciones y formación del personal de control hay que tener en cuenta los siguientes aspectos:

- El escenario operativo en el momento del incidente era complejo en cuanto a número de movimientos, igual tipo de operación e indicativos de vuelo similares.
- El turno de tarde comenzaba oficialmente a las 13:00 h y el incidente se produjo escasos minutos más tarde (aprox. 13:15 h), por lo que se considera que la atención y la visualización del escenario operativo por parte del controlador en ese momento no era la óptima.
- No se tiene la certeza de qué figura (alumno o instructor-alumno) se encontraba realizando el servicio de control de las aeronaves en ese sector.
- Se desconocen los detalles en cuanto a la metodología y criterios utilizados para asignar los horarios de alumnos en instrucción en la sala y el nivel de exigencia de los escenarios para la realización de estas prácticas. Por eso se realiza una recomendación a AENA.

Una vez presentada y analizada la información, se considera que la causa que inició la infracción de la separación entre aeronaves, con la consiguiente alerta del TCAS y posterior maniobra de evasión, fue la asignación incorrecta del nivel de vuelo 250 a IBE 3523, posiblemente por la situación confusa del controlador de haber asignado ese nivel de vuelo segundos antes a otro vuelo similar (IBE 3477), situación añadida a un escenario operativo complejo, durante una instrucción y minutos después de entrar en servicio tras un cambio de turno. La actuación de ambas aeronaves fue correcta así como la posterior acción llevada a cabo por el controlador una vez detectado el conflicto.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

REC 52/07. Se recomienda a AENA que, en tanto se produce la transposición y entrada en vigor de la Directiva Europea 2006/23, establezca los criterios y metodología a aplicar para la asignación de alumnos en instrucción en los diferentes puestos operativos.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Martes, 23 de mayo de 2006; 21:10 h local
Lugar	Aeropuerto de Alicante

AERONAVE

Matrícula	EC-DDI
Tipo y modelo	SOCATA RALLYE 150ST
Explotador	Air Sureste

Motores

Tipo y modelo	TEXTRON LYCOMING O-320-E2A
Número	L-47535-27A

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	24 años
Licencia	PPL(A), desde 25-08-2004, y CPL(A), desde 11-10-2005
Total horas de vuelo	270:45 h
Horas de vuelo en el tipo	41:45 h, todas ellas realizadas en los últimos 30 días

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			2
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Pata de morro, puntas de hélice dobladas y con rasponazos y dos impactos, en plano horizontal izquierdo, con perforación
Otros daños	Menores en la pista del aeropuerto

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Instrucción – Doble mando
Fase del vuelo	Carrera de aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de noviembre de 2007
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

El incidente ocurrió a las 21:10 h¹ (local) del 23 de mayo del 2006, durante el aterrizaje de la aeronave matrícula EC-DDI, modelo Rallye 150-ST, por la cabecera 10 de la pista del Aeropuerto de Alicante. Como estaba previsto, el vuelo realizado había sido local, de entrenamiento y con una duración de dos horas y media. La aeronave se había repostado previamente para una autonomía de cinco horas y media y, en el vuelo, llevaba dos ocupantes a bordo, el piloto y un alumno. El despegue se realizó a las 19:30 h (local).

Durante el vuelo, se efectuaron todas las maniobras programadas, consistentes en virajes a 30° y 45°, vuelo lento, ascensos, descensos, etc., y, ante la buena progresión del alumno, se incluyó, además, un fallo simulado de motor y varios circuitos de aterrizaje.

En la reunión preparatoria del vuelo, se dispuso de la información meteorológica, suministrada por la oficina correspondiente del aeropuerto, y se evaluó que las condiciones eran adecuadas para el vuelo VFR previsto.

Según el informe del piloto al mando, el vuelo fue completamente normal en todas las maniobras realizadas. La tripulación realizó el aterrizaje tras un circuito normal y el piloto al mando autorizó que se realizase en configuración limpia, sin flaps fuera con el alumno a los mandos. Según este informe, el descenso para el aterrizaje se realizó a 140 km/h (velocidad de maniobra sin flaps) y la toma se efectuó sobre el tren principal. Al bajar el morro, los dos ocupantes notaron una vibración, calificada como no muy grande, y el piloto indicó al alumno que corrigiese «tirando» de la palanca hacia atrás para aliviar el peso sobre la rueda de morro. El piloto tomó el mando, poco después,

al oír dos golpes, similares a impactos, que estimó que procedían del tren.



Figura 1. Aeronave recuperada y arriostada al suelo

Según el informe indicado, el piloto al mando pensó que tenía alguna rotura en el tren delantero y continuó el aterrizaje manteniendo el morro lo más alto posible. La caída del morro sólo ocurrió cuando la aeronave perdió velocidad y no pudo mantener el morro arriba. Entonces, la aeronave se apoyó sobre el cuerpo

¹ La referencia horaria en este informe es la hora local. Hora UTC = Hora local – 2.

de la pata de morro arrastrándose por la pista hasta que se detuvo en ella, poco antes de la mitad de su longitud. El conjunto de la rueda de morro y su brazo se había desprendido y fue localizado, posteriormente, sobre la pista.

Los dos ocupantes de la aeronave resultaron ilesos y la aeronave con daños, calificados como importantes, en el tren de morro, que se arrastró por la pista, en la hélice, cuyas puntas de palas resultaron dobladas y con arañosos, y en el plano izquierdo de cola con restos de varios impactos de los que uno había perforado el revestimiento inferior y otro el borde de ataque.

1.2. Información sobre el piloto al mando

Licencia:	CPL(A), válida hasta 11-10-2010
Habilitaciones:	• Monomotor de pistón (terrestre), válida hasta 11-10-2007 • Polimotor de pistón (terrestre), válida hasta 11-10-2006 • Vuelo instrumental (avión), válida hasta 11-10-2006 • Instructor de vuelo (avión), válida hasta 27-02-2009
Examen médico:	Validez: hasta 22-11-2006

1.3. Información de la aeronave

1.3.1. General

La aeronave matrícula EC-DDI, en la que ocurrió el incidente, era el número de serie 3139 del modelo RALLYE 150-ST y fue fabricada y entregada por SOCATA en el año 1978.

Según la información suministrada por el operador, la aeronave era de su propiedad desde hacía un año, aproximadamente, y contabilizaba un total de 3.459:20 h en el día del incidente.

1.3.2. Mantenimiento de la aeronave

La última revisión periódica, efectuada sobre la aeronave, se realizó el 12 de mayo del 2006 a las 3.445:55 h de utilización y correspondió a una revisión del Tipo B de 100 horas. La aeronave, por tanto, disponía de un potencial de 36:25 h hasta la próxima revisión de 50 h.

No existen antecedentes notables registrados en el historial de la aeronave.

1.3.3. Descripción del tren delantero y de la pata de morro

Las aeronaves del modelo de la del incidente tienen un tren de aterrizaje triciclo fijo con pata delantera en la proa o morro.

La figura 2 es la fotografía de una pata de morro en la que se han identificado las posiciones de los elementos principales: eje de la pata, amortiguador principal, situación del conjunto de autocentrado/antishimmy, herraje de cogida y el brazo de la rueda.

La rueda de morro gira libremente en su eje y su configuración es del tipo rueda libre trasera, es decir, que su eje de giro se encuentra situado detrás del eje de la pata y, por tanto, éste «tira» de ella en los movimientos en tierra (configuración «caster»).

La aeronave no dispone de sistema de dirección de tren y ésta se consigue mediante frenado diferencial de las ruedas principales. Para conseguir la orientación de la rueda de morro en los movimientos en tierra, el plano de la rueda puede girar sobre el eje de la pata hasta 50° a cada lado. Este recorrido está limitado por topes en el brazo que chocan contra un saliente del herraje de cogida

La pata dispone de un sistema de autocentrado de la rueda en la orientación del plano de simetría de la aeronave (véase figura 3). El sistema está constituido por una uñeta con muelle (2) que se apoya por un extremo en el cuerpo (3) del sistema y, por el otro, es forzada por el muelle a apoyarse en la ranura existente en la caperuza de sujeción (4). La rueda está centrada cuando la uñeta está en la ranura.

El cuerpo (3) se instala en el herraje de cogida a la pata y sirve, también, de soporte para el amortiguador de oscilaciones o «antishimmy».

Este sistema está formado por dos pequeños émbolos con muelle (1) que se desplazan en las dos cámaras cilíndricas existentes en el cuerpo (3). Las cámaras están llenas de aceite y se comunican a través de un pequeño orificio. Los émbolos se apoyan en dos tetones, diametralmente opuestos, que sobresalen en la parte superior de la caperuza (4). Al vibrar la rueda, los tetones desplazan los émbolos comprimiendo el aceite de una de las cámaras que actúa como amortiguador al pasar por el orificio.



Figura 2. Pata de morro

El montaje de la pata se realiza introduciendo el vástago (7, color amarillo), que es troncocónico y forma parte del brazo de la rueda (8), en el herraje de cogida (6, color azul) que está fijado a la pata. El vástago se introduce por la parte inferior del herraje hasta que su cabeza sobresale por la parte superior y, a continuación, se acopla en ella la caperuza de sujeción (4, color rojo) y se fija mediante el perno de fijación (5, también en rojo) en el taladro que atraviesa la caperuza y la cabeza del vástago. El perno es de 6 mm de diámetro y sobresale por el extremo contrario a su cabeza y se fija mediante la arandela y tuerca, también en rojo en la figura 3.

Con el montaje descrito, la caperuza impide que el vástago se pueda salir del herraje de cogida pero, sin embargo, permite que gire dentro de él apoyándose en las dos bandas de apoyo que tienen tanto el vástago como el herraje soporte. Estas bandas actúan como rodamientos y transmiten las cargas laterales y de apoyo de la pata de morro. La caperuza sólo sujeta el conjunto de la rueda y su brazo para que no se salga del herraje y transmite las cargas de torsión del autocentrado y «antishimmy».

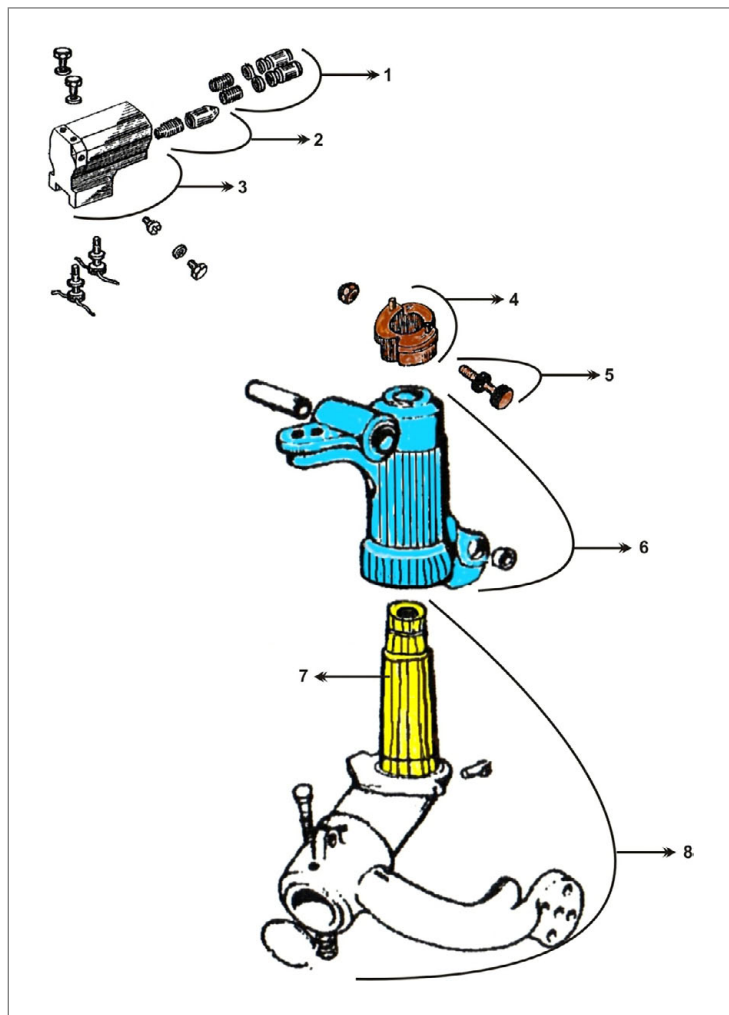


Figura 3. Esquema de parte inferior de pata de morro

1.3.4. Historial de «Shimmy» en esta aeronave

Se ha investigado sobre este problema en la documentación de la aeronave por su implicación en el incidente que se está considerando. En la investigación, se ha encontrado lo siguiente:

- Con fecha 16-02-2006 y Orden de Trabajo n.º 34/06, se realizó una revisión especial a la aeronave en las instalaciones de la compañía autorizada que normalmente hacía su mantenimiento. La aeronave totalizaba, en esa fecha, 3.418:45 h y la revisión fue

motivada principalmente para corregir problemas detectados en la pata de morro, aunque se aprovechó también para arreglar otras anomalías. Los problemas relacionados con la pata de morro se registraron bajo los conceptos de «cambiar la dirección de la rueda» y que la aeronave «hace mucho shimmy». Las acciones correctoras realizadas fueron, para el primero, cambiar las de posición al observar desgaste lateral de los neumáticos, y, para el segundo, rellenar el amortiguador «antishimmy», compensar y equilibrar la rueda de morro, limpiar los rodamientos del tren delantero y quitar las holguras en dicho tren. El informe del operador sobre esta revisión indica que, una vez terminada, la aeronave entró en servicio de nuevo comprobándose que el problema no se reproducía.

- El citado informe incluye, sin embargo, entre sus comentarios, que «este modelo de avión... suele sufrir el fenómeno shimmy cuando se aterriza a velocidades altas o se aplica demasiado peso sobre la pata de morro».

1.3.5. Limitación de la aeronave en el aterrizaje

En la lista «Normal Operating Checklist» del Manual de Vuelo para la SOCATA Rallye 150 ST figura, entre las velocidades de maniobra de la aeronave, que la velocidad de «touchdown» en el aterrizaje debe ser de 100 km/h.

1.4. Información meteorológica

El METAR en el Aeropuerto de Alicante, para las 21:00 h (local), indicaba: viento 080°/12 kt, visibilidad 9.999, nubes FEW 030 y BKN080, temperatura 20/14 °C (ambiente/rocío), QNH 1.018 y NOSIG (no cambios significativos previstos en las próximas dos horas).

Por tanto, las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo VFR realizado.

1.5. Información sobre el aeropuerto

El aterrizaje del incidente se estaba realizando por la cabecera 10 de la pista que era la configuración de tráfico existente en ese momento.

La pista del Aeropuerto de Alicante está asfaltada y sus dimensiones son de 3.000 m de longitud por 45 m de anchura. Dispone de sistema de iluminación para aproximación Cat. 1 por ambos extremos y de un sistema de aterrizaje ILS.

1.6. Información sobre los restos de la aeronave

En la inspección en pista, tras el incidente, se encontró que la aeronave había perdido la rueda de morro y el brazo de sujeción de la misma al herir al cuerpo de

la pata del tren. Estos elementos se encontraron sobre la pista, formando un conjunto, a unos 200 m detrás de la posición en la que se había detenido la aeronave.

Al analizar el conjunto, se comprobó que había roto la punta del vástago del brazo que se introduce en el herraje de cogida a la pata y que habían desaparecido la cabeza de esta punta, la caperuza que se instala sobre ella y evita que se salga el vástago y el perno de fijación de la caperuza (véase figura 3: «Esquema de la pata de morro»). Estas piezas no se encontraron en la búsqueda que se realizó por la pista y sus alrededores.

En la inspección se comprobó, además, que la rotura se había producido por la sección del perno de fijación de la caperuza y que existía un inserto en el núcleo del vástago.

También se comprobó que el neumático tenía daños y desgastes de los que algunos eran anteriores al incidente, que podían haber favorecido la aparición de «shimmy».

Tras la rotura y desprendimiento del conjunto de la rueda y su brazo, la aeronave se había desplazado por la pista arrastrándose sobre el herraje de cogida del vástago a la pata de morro. En el arrastre, el herraje sufrió algún desgaste por el rozamiento con la pista y se produjeron algunos daños en la misma que fueron calificados como menores. Asimismo, en este arrastre, resultaron dañadas y dobladas las puntas de las palas de la hélice al impactar con el suelo.

También se apreciaron daños por golpe en el revestimiento inferior del ala izquierda y dos impactos con perforación en el plano horizontal izquierdo, uno en el borde de ataque y otro en el revestimiento inferior.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. *Declaraciones del piloto*

El piloto señaló que en la reunión prevuelo, se había realizado, en primer lugar, junto con el alumno, una valoración de las condiciones meteorológicas existentes y las futuras previstas, obtenidas de la oficina correspondiente del aeropuerto, comprobándose, específicamente, que las condiciones eran adecuadas para el vuelo VFR y que el viento cruzado sobre la pista, en el despegue y previsto para el aterrizaje, eran inferiores a las limitaciones de la aeronave. Seguidamente, también conjuntamente con el alumno, se habían programado las maniobras previstas para el vuelo. Tanto en la inspección prevuelo como en el rodaje y despegue, la tripulación no observó nada significativo. El vuelo transcurrió con normalidad y en el aterrizaje, las operaciones fueron, también, normales hasta que ocurrió el incidente. Según fue acordado previamente, la toma fue realizada por el alumno con la aeronave en configuración limpia (sin calaje de flaps). Tras recibir la autorización para proceder a base izquierda de la pista 10, el alumno procedió a hacer el preaterrizaje (altitud 1.000 ft en ese momento) e ir por derecho, a base; en la maniobra de

«base» perdió 150 ft y, tras el viraje a «final», ajustó con los gases la senda de descenso, manteniendo, en todo momento, la velocidad de 140 km/h. El piloto le indicó que, para la recogida, tomase como referencia el final de la pista. La toma se realizó sobre el tren principal y, a medida que la aeronave se deceleraba, la rueda de morro se fue posando sobre la pista suavemente, según la calificación del piloto en su informe, apareciendo, según el piloto, oscilaciones de «shimmy». El piloto indicó que estas vibraciones de la rueda aparecían frecuentemente en los aterrizajes, sin especificar desde cuándo, aunque no lo había comunicado al centro de mantenimiento después de la revisión de febrero. Cuando las oscilaciones fueron más notables y la rueda comenzó a vibrar, el piloto indicó al alumno que aliviase la presión sobre la rueda, tirando de la palanca, y, finalmente, tomó los controles al oír dos sonidos que parecían impactos. El piloto mantuvo el morro en alto mientras le fue posible y, cuando se apoyó en tierra, al disminuir la velocidad, se dio cuenta que había perdido el tren delantero, completo o en parte.

1.7.2. *Estudio de las roturas del tren*

Como se ha indicado en la descripción del tren (véase punto 1.3.3), la caperuza impide que el vástago del brazo de rueda se pueda salir del herraje de cogida y, por tanto, si en el incidente se ha desprendido el conjunto del brazo y la rueda, como sucedió, es porque se pierde la caperuza bien porque se rompa o bien porque se caiga por rotura o pérdida del perno de fijación o por rotura de la cabeza del vástago.

Como se ha indicado, en la inspección realizada en la propia pista, tras el incidente, se encontró que había roto la cabeza del vástago por la sección del taladro del perno de fijación y esa rotura había permitido que se cayesen de la aeronave la caperuza, el perno de fijación y el extremo roto de la cabeza del vástago y que el conjunto de la rueda y su brazo se saliese del herraje de cogida.

Las piezas desprendidas (caperuza, perno y extremo de la cabeza del vástago) no se encontraron a pesar de la intensa búsqueda que se realizó por la pista y sus alrededores. En esta búsqueda, sólo se encontró la uñeta de autocentrado y su muelle.

La figura 4 corresponde a la fotografía de un brazo de rueda nuevo, similar al roto en el incidente, en la que se ha marcado la sección del taladro del perno, que es por donde se produjo la rotura, las bandas de apoyo y el taladro para el perno de fijación de la caperuza. Lógicamente, al tratarse de un brazo nuevo, el taladro no está ovalizado. En la figura se puede ver la longitud del trozo que se desprendió y, además, se puede observar que el vástago es completamente macizo, sin aligeramientos ni insertos en su eje y que no hay ningún fijador pasante en la parte troncocónica del vástago.

El estudio en laboratorio reveló que

1. La rotura del brazo de la rueda (figura 5) se había producido en la zona de la pieza en la que existe el taladro para el perno de fijación de la caperuza al vástago.



Figura 4. Brazo nuevo de rueda morro

2. El inserto, visible en la sección de rotura, está constituido por un cilindro de 14,7 mm de diámetro que llena parcialmente un hueco cilíndrico de 15 mm de diámetro interior que se ha mecanizado en la parte troncocónica del vástago. En la parte interior del hueco, que no llena el cilindro, se ha apreciado la presencia de virutas



Figura 5. Vista del vástago y su rotura

- metálicas, procedentes del mecanizado de la pieza, y grasa seca. El cilindro está fijado al vástago por el fijador pasante identificado en la figura. Por el otro extremo, el cilindro se extendía, al menos, hasta la zona de la rotura. La zona troncocónica del brazo sin rotura parece maciza y de una pieza, en inspección ocular, y no se han detectado cavidades interiores al ensayar con técnicas no destructivas (ultra sonidos).
3. El brazo sin rotura lleva marcado en relieve el número de parte de la pieza y su material base (AU4G1, que es la designación francesa de una aleación de aluminio, magnesio y cobre, similar a la 2024), mientras no existe marcación en la pieza con rotura. No obstante, los ensayos de dureza realizados sobre la pieza con rotura y el inserto muestran valores similares entre sí y con la pieza sin rotura y, por tanto, tendrán resistencias a tracción similares. Los ensayos de conductividad eléctrica en la pieza con rotura y el inserto muestran resultados distintos e indican que la composición química y/o el tratamiento térmico aplicado, seguramente este último, son diferentes.
 4. El hecho de que, en la zona central de la huella del taladro del perno (figura 5), se aprecien claramente las líneas producidas durante el mecanizado y vayan desapareciendo al acercarnos a los bordes de la pieza, así como la conicidad que presenta el taladro en sus zonas exteriores, parecen indicar que el perno montado en su interior ha ido progresivamente aplastando y deformando localmente, durante el funcionamiento del conjunto, la superficie del taladro de manera tanto más acusada cuanto más cerca de la cara exterior de la pieza. Dicho desgaste se debe, probablemente, a un movimiento relativo de torsión entre el perno y las piezas que pueden haber producido una holgura progresiva en el conjunto.
 5. Los caracteres microfractográficos observados en la zona de rotura, tanto del inserto como del anillo exterior del vástago, corresponden a procesos de rotura dúctil por sobrecarga. No se han encontrado indicios de rotura progresiva. Las abundantes áreas de la fractura que aparecen aplastadas indican que las superficies de rotura contactaron entre sí durante el proceso de rotura o con posterioridad.
 6. Los caracteres fractográficos presentes en la pieza y en el inserto son totalmente similares.
 7. La zona próxima a la sección de rotura presentaba una ligera deformación por flexión, compatible con un desplazamiento, hacia atrás en la aeronave, del conjunto de la rueda. Durante este proceso de flexión, el movimiento relativo entre el vástago y la caperuza hizo que el borde de ésta se clavara en el vástago produciendo unas marcas visibles.
 8. El informe indica, además, que uno de los topes de recorrido lateral de la rueda en la pieza rota era de tipo distinto al otro, que, a su vez, era igual a los dos topes de la pieza sin rotura.

Las conclusiones del informe sobre la rotura son:

- La rotura en el brazo de la rueda fue de tipo dúctil, producida por una sobrecarga.
- La zona próxima a la rotura presenta una deformación por flexión que, previsiblemente, está relacionada con el proceso de rotura de la pieza.

- La configuración de la pieza rota difería de la del diseño de tipo del avión. Había sido modificada taladrando y colocando en su interior un inserto.

2. CONCLUSIONES

- El incidente ocurrió cuando la aeronave tipo RALLYE 150-ST, fabricada por SOCATA, matrícula EC-DDI, volvía de realizar un vuelo local de entrenamiento, con el alumno a los controles bajo la supervisión del piloto al mando.
- Las condiciones atmosféricas eran adecuadas para el vuelo VFR que se estaba realizando y el viento cruzado en la pista estaba dentro de las limitaciones de la aeronave.
- Según había sido acordado entre el instructor y el alumno, el aterrizaje se efectuó en configuración limpia (flaps retraídos) por la cabecera de la pista 10 del Aeropuerto de Alicante, que era la configuración de tráfico que estaba establecida. Según indicado por el piloto, la velocidad antes del viraje a «final» era de 140 km/h y, por tanto, la velocidad de toma debió ser superior al límite de 100 km/h, establecido para la aeronave.
- La toma se realizó sobre las ruedas principales y, al apoyar el tren de morro, se produjo un fenómeno de «shimmy» (oscilaciones combinadas de torsión y laterales relacionadas con la rigidez torsional del tren delantero) que, normalmente, se producía en la aeronave.
- Las vibraciones de la pata fueron aumentando favorecidas posiblemente por la alta velocidad del aterrizaje, la falta de equilibrado dinámico de la rueda de morro (con daños en el neumático) y por el crecimiento de holgura entre el perno de fijación de la caperuza y su taladro en el vástago.
- No se ha podido precisar con exactitud desde cuándo existía esta holgura pero el tamaño de la ovalización de la huella del taladro del perno en la sección de rotura del vástago y los comentarios del piloto sobre la frecuente aparición de «shimmy» en los aterrizajes, indican que existía desde hacía algún tiempo.
- El desarrollo de la holgura es un proceso que se autoalimenta, a mayor holgura más pronto y más fuerte aparece el «shimmy» y, por tanto, será mayor la carga transmitida por los émbolos del «antishimmy» a los tetones de la caperuza, crecerá la ovalización del taladro del perno de fijación y la holgura se hará mayor, debilitando el vástago por la sección del taladro del perno. Si las oscilaciones no se detienen a tiempo, como en el caso de este incidente, el proceso llegará a que los émbolos lleguen a separarse de los tetones y el golpeteo que originan sobre éstos, hará aumentar la holgura del perno a mayor velocidad. El proceso terminará cuando se rompa el perno, la caperuza o la cabeza del vástago por esta sección.
- El vástago del brazo de la rueda de morro había sido objeto de una modificación de diseño sobre la que no se encontró referencia documental. En ese cambio se había introducido un inserto de 14,7 mm de diámetro en un agujero de 15 mm mecanizado en el núcleo del vástago.

3. CAUSAS

La causa inmediata del incidente fue la rotura de la cabeza del vástago del brazo de la rueda de morro por la sección del taladro para el perno de fijación de la caperuza que sujeta este brazo al herraje de cogida a la pata de morro.

La rotura fue causada por la aparición de un «shimmy» con grandes oscilaciones que se desarrolló durante un aterrizaje a velocidad alta y por la existencia de holguras no corregidas en el taladro del perno citado.

La reparación realizada de introducir un inserto en el núcleo del vástago citado debilitó posiblemente dicha sección y aceleró el desarrollo del «shimmy». Esta reparación no estaba referenciada ni incluida en la documentación de la aeronave.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 14 de julio de 2006; 13:15 h local¹
Lugar	Borjas Blancas (Lleida)

AERONAVE

Matrícula	EC-JCQ
Tipo y modelo	TECNAM P2002-JF
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	ROTAX 912S2
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	40 años
Licencia	Piloto privado de avión
Total horas de vuelo	6.500 h
Horas de vuelo en el tipo	2.200 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Daños menores
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Vuelo de posicionamiento
Fase del vuelo	Ruta

INFORME

Fecha de aprobación	24 de octubre de 2007
---------------------	------------------------------

¹ La referencia horaria utilizada en este informe es la hora local.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El viernes 14 de julio de 2006 la aeronave EC-JCQ, con piloto y un segundo ocupante a bordo, despegó a las 10:30 h del Aeropuerto de Sabadell con destino Madrid-Cuatro Vientos tras la instalación de un motor ROTAX 912S2 nuevo.

A los pocos minutos del despegue se produjo un aumento de la temperatura de aceite y ligeras vibraciones que obligaron al piloto a regresar a Sabadell. La aeronave fue revisada por el taller que había realizado la instalación del motor y volvió a despegar a las 12:45 h tras haberle cambiado una tubería del sistema de combustible y comprobar en tierra que todos los parámetros de motor estaban dentro de los límites.

Transcurridos 30 minutos del despegue, en vuelo nivelado, la aeronave volvió a sufrir incrementos en la temperatura de aceite hasta 120°. Después de un breve periodo en que el piloto llevó a la aeronave a un descenso de 100 fpm en un intento por bajar la temperatura, las revoluciones del motor descendieron a 1.300 rpm, se produjeron pérdidas intermitentes de potencia y apareció un sonido metálico.

El piloto después de declarar emergencia a ACC Barcelona, realizó un aterrizaje de emergencia resultando las dos personas a bordo ilesas y la aeronave con daños menores localizados en el tren de morro.

1.2. Información sobre la aeronave

La aeronave EC-JCQ Tecnam P2002 JF era operada para actividades de escuela. Había sido fabricada en el año 2004 y matriculada el 29-11-2004 en España. El peso máximo al despegue era de 580 kg y estaba dotada con una hélice bipala de paso fijo y un motor de cuatro cilindros Rotax 912S2 certificado.

Por problemas de pérdidas de aceite durante el periodo de garantía en el motor anterior, el motor Rotax 912S S/N 4923307 que equipaba la aeronave en el momento del incidente acababa de ser instalado. Desde su instalación había operado un total de 45 minutos.

La factura de compra del motor mostraba que el motor había sido distribuido por Rotax dos días antes de producirse el incidente y que era nuevo.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto, de 40 años de edad, tenía una licencia de piloto privado de avión con un total de horas de vuelo de 6.500 y 2.200 en el tipo. Los últimos tres meses había volado 49 horas, y el último mes 35. El día previo al incidente había operado 1 hora.

1.4. Investigación

1.4.1. Inspección del motor

En la investigación el motor se sometió a una inspección visual y a un desmontaje. El estado general del motor era bueno y no se detectó ningún impacto ni deformación exterior así como fugas visibles de líquidos. Los niveles de aceite, agua y combustible eran los adecuados. El desmontaje del motor mostró las siguientes anomalías:

- La hélice ofrecía mucha resistencia al movimiento.
- La extracción de la reductora permitió descubrir el tornillo magnético con gran cantidad de partículas metálicas.
- El cuerpo superior de la bomba de aceite presentaba marcas de rozamiento circulares.
- Las cámaras de combustión mostraron signos evidentes de oxidación y además se encontraron restos de partículas metálicas y marcas de rozamiento.
- El cigüeñal no giraba y presentaba marcas de rozamiento en las muñequillas.
- El taqué hidráulico de la válvula de escape del cilindro número 1 estaba atascado. Al extraerlo se encontró una perforación en la superficie de contacto del taqué con la leva (figura 1).
- El árbol de levas presentaba pérdida de material y desgaste en la leva correspondiente a la válvula de escape del cilindro número 1 cuyo taqué estaba perforado (figura 1).
- El soporte del árbol de levas en el cárter presentaba marcas de rozamiento.

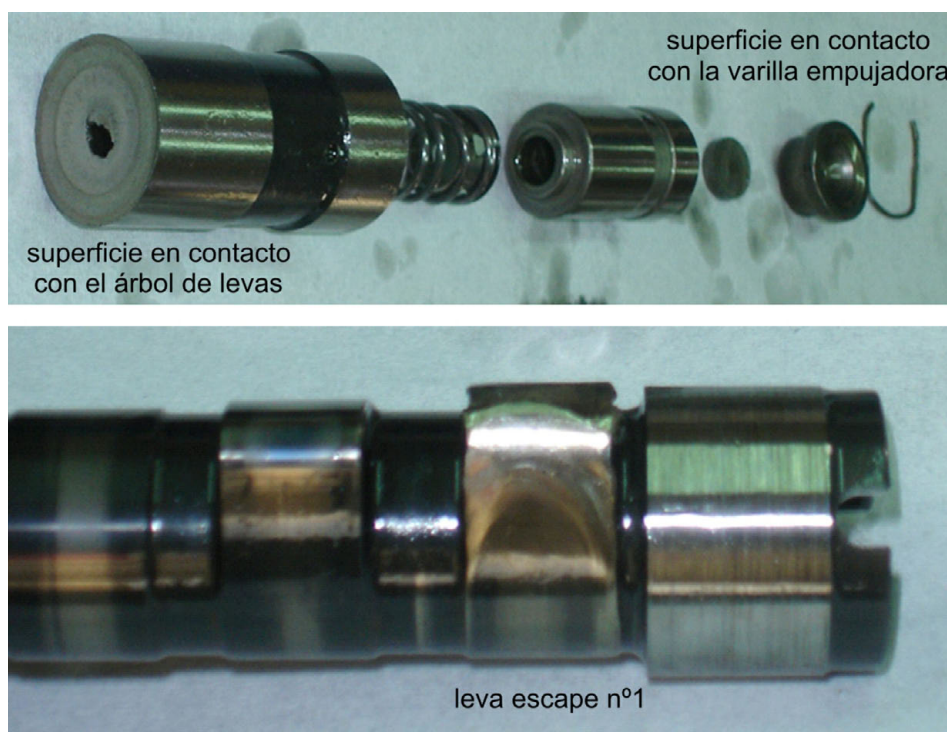


Figura 1. Taqué hidráulico y leva del árbol de levas de la válvula de escape del cilindro n.º 1

1.4.2. *Inspección por el fabricante Rotax*

Los taqués, el árbol de levas, el cigüeñal, los cilindros, los dos semicárteres y el sensor de presión de aceite del motor de la aeronave EC-JCQ fueron enviados para una inspección a instalaciones del fabricante Rotax bajo la supervisión de la Comisión de Investigación de Accidentes de Austria.

Los análisis mecánicos y metalográficos realizados a los taqués mostraron valores de dureza superiores al mínimo de diseño en todos los taqués a excepción del perforado, en el cual se obtuvo un valor entre 53-54 HRC inferior al mínimo de 55 HRC. Este valor, según el fabricante, no es concluyente ya que, debido a la perforación que presentaba el taqué, no se pudo realizar en el lugar en el que determina el procedimiento (a 1,54 mm del centro).

Respecto a la leva del árbol de levas correspondiente al escape del cilindro número 1, que también presentaba una evidente pérdida de material, el análisis de dureza mostró que tenía un valor de 724 HV10, lo que cumplía con las características mínimas de diseño de 680 HV10.

Los daños y marcas encontradas en el resto de elementos del motor, según el fabricante, fueron producidos como consecuencia de la presencia de partículas metálicas. El sensor de presión de aceite funcionaba correctamente.

1.4.3. *Medidas tomadas por el fabricante Rotax y EASA*

Según la Comisión de Investigación de Accidentes de Austria, el fabricante ya tenía constancia de incidentes similares en los que, en algunos casos, se había llegado a producir la parada total del motor por problemas en los taqués. Estos problemas parecían ocurrir durante las 50 primeras horas de operación del motor desde nuevo o desde la última revisión general.

Según la información proporcionada por el fabricante, el desgaste y pérdida de dureza aparecidos son consecuencia del rozamiento y calentamiento entre ambas piezas, producido por una combinación de una excesiva rugosidad en la superficie de los taqués hidráulicos y del aceite utilizado. Las consecuencias que según Rotax se producen son una pérdida de potencia y/o un comportamiento anormal del motor que permiten reaccionar al piloto.

Las acciones internas tomadas por Rotax ante este problema fueron las siguientes:

- La realización de un tratamiento de pulimentación de la superficie de los taqués hidráulicos en contacto con las levas para disminuir la fricción entre ambas piezas.
- La mejora del lubricante utilizado en las pruebas de calibración y funcionamiento del motor.

- La implementación del control de las dimensiones de los taqués y la inspección visual de la rugosidad de los taqués.
- La comprobación de la tensión del muelle del taqué y la revisión visual del color y de la correcta instalación de dicho muelle.
- La instalación en motores de nueva fabricación de taqués hidráulicos pulimentados para evitar el excesivo rozamiento.

Las medidas externas consistieron en la emisión el 13 de octubre de 2006 del boletín de servicio de alerta obligatorio ASB-912-051/ASB-914-034 (anexo I) que debía ser implementado antes de la primera instalación o arranque del motor, dentro de las 5 siguientes horas de funcionamiento y como muy tarde antes del 1-03-2007 y de forma periódica en cada cambio de aceite. El boletín explicaba que podía producirse el desgaste del árbol de levas y los taqués hidráulicos y se requería la comprobación del tornillo magnético. La acumulación de gran cantidad de partículas metálicas en el tornillo magnético requería la parada del motor y la consulta a un distribuidor autorizado. La aplicación del ASB-912-051/ASB-914-034 afectaba a determinados números de serie de los motores certificados (912 A, 912 F, 912 S y 914 F) y a todos los motores en los que se hubiera cambiado el árbol de levas o los taqués hidráulicos en una reparación desde el 1-01-2006.

Para determinados números de serie de los motores no certificados de cuatro tiempos (912 UL, 912 ULS, 912 ULSFR y 914 UL) el mismo día 13-10-2006 el fabricante emitió el boletín ASB-912-051 UL/ASB-914-034 UL (anexo II) en el que se proponían las mismas medidas que para los motores certificados.

Con fecha del 16 de octubre de 2006, y entrada en vigor un día después, EASA emitió la directiva de aeronavegabilidad AD 2006-0316-E (anexo III) que hacía referencia a las medidas tomadas en el boletín de Rotax.

1.5. Información adicional

El día 13 de abril de 2007, la aeronave ULM Tecnam P-92-ECHO EC-IZC tuvo que realizar un aterrizaje de emergencia durante la aproximación final, debido a problemas de potencia y vibraciones, decidiendo apagar el piloto el motor por la cercanía a la pista. La aeronave iba equipada con un motor Rotax 912 UL no certificado S/N 4407941 que había sido suministrado e instalado por el representante oficial de Rotax en España el 18-09-2006. La aeronave había operado 152 horas totales desde su instalación hasta el momento del incidente.

La inspección del motor mostró gran cantidad de partículas metálicas en el detector magnético, que la hélice presentaba dificultades al movimiento y que la válvula de escape del cilindro número 4 se había quedado atascada en la posición de abierta a consecuencia de que el taqué hidráulico correspondiente se había quedado bloqueado



Figura 2. Taqué hidráulico y leva del árbol de levas de la válvula de escape del cilindro n.º 4 de la aeronave EC-IZC

en su alojamiento del cárter. Cuando se desmontó se comprobó que la superficie del taqué en contacto con el árbol de levas había dejado de ser plana para producirse un desgaste de material en forma de cráter. En la leva correspondiente del árbol de levas también se había producido una pérdida de material (figura 2).

El número de serie del motor estaba afectado por el boletín de servicio ASB-912-051 UL/ASB-914-034 UL emitido por Rotax el 13 de octubre de 2006. Además este motor había sido revisado hacía 5 horas por el representante oficial de Rotax en España que, entre otras acciones, le había cambiado el aceite y no había detectado partículas metálicas en el detector magnético.

A pesar de que los daños en el taqué y árbol de levas son similares a los que presentaba la aeronave EC-JCQ, el fabricante considera que no es el mismo problema.

2. ANÁLISIS

Después de 45 minutos de operación total desde su instalación en la aeronave EC-JCQ, el motor nuevo certificado Rotax 912S2 empezó a mostrar pérdidas de potencia, incrementos de temperatura, vibraciones y sonido metálico. El desmontaje del motor mostró que el taqué de la válvula de escape de cilindro número 1 estaba perforado, tenía una dureza menor a la de diseño y que la leva correspondiente presentaba pérdidas masivas de material.

La función del taqué es transmitir el movimiento giratorio del árbol de levas a un movimiento rectilíneo hacia las varillas empujadoras para que éstas realicen la apertura y cierre de las válvulas de escape y admisión de las cámaras de combustión. El mal funcionamiento de los taqués influye en las válvulas produciendo problemas de estanqueidad, de entrada de la mezcla y de evacuación de los gases de escape de la

cámara de combustión, afectando por lo tanto, a la potencia desarrollada por el motor. Las erosiones y perforaciones encontradas en el conjunto árbol de levas-taqué hidráulico debieron producir problemas en la apertura y cierre de la válvula correspondiente causando la pérdida de potencia de la aeronave EC-JCQ. A consecuencia de las pérdidas de material tanto de las levas como de los taqués hidráulicos, se desprendieron partículas que, distribuidas por todo el motor, originaron las marcas de rozamiento y virutas que se encontraron.

Según el fabricante, la causa de la perforación del taqué se encuentra en una excesiva rugosidad en la superficie del taqué lo que junto con el tipo de aceite utilizado para la lubricación produjeron un rozamiento y calentamiento excesivo que llevaron a la pérdida de material y perforación. En este sentido, el fabricante ha mejorado el acabado superficial de los taqués y ha cambiado el aceite utilizado para las pruebas en fábrica del motor. Como quiera que el fabricante considera que las erosiones aparecidas en ambas piezas tienen su origen en los taqués, no ha tomado ninguna medida referente a los árboles de levas y considera que se han tomado las medidas adecuadas para subsanar los problemas aparecidos.

Esta situación explicaría las roturas en los taqués de nueva instalación, es decir, en motores nuevos o en motores a los que se les hubieran cambiado estos elementos. No explica, sin embargo, los problemas aparecidos en motores con más tiempo en servicio, como es el caso de la aeronave EC-IZC, en el que los síntomas en vuelo y los daños en el árbol de levas y taqués eran idénticos. El fabricante, sin embargo, considera que este es un caso distinto que no comparte la misma causa.

Las mejoras introducidas por el fabricante evitarían la aparición de fallos en motores de nueva fabricación o en los que se instalan taqués de nueva fabricación. Sin embargo, en lo que respecta a los motores ya instalados o fabricados, con taqués fabricados antes de la implantación de las mejoras, el fabricante no ha tomado ninguna acción preventiva, salvo la incluida en el boletín ASB-912-051/ASB-914-034 de la inspección del tornillo magnético. Esta medida se basa en esperar a que se produzca un fallo en el conjunto taqué-árbol de levas que, mediante la acumulación de virutas en el tornillo, permita detectar un problema en esa parte del motor. Sin embargo, como ocurrió en los casos de las aeronaves EC-JCQ y EC-IZC, el fallo del taqué resultó ser completo en un periodo de tiempo limitado a un vuelo, no dando tiempo a detectar el problema, por lo que esta medida, además de ser reactiva se considera que pone en peligro la seguridad de las operaciones y es objeto de una recomendación de seguridad.

3. CONCLUSIONES

3.1. Conclusiones

- El motor instalado en la aeronave había sido fabricado y distribuido por Rotax y había operado un total de 45 minutos desde su instalación.

- El taqué hidráulico de la válvula de escape del cilindro número 1, después del suceso, presentaba características de dureza inferiores a las de diseño y una perforación.
- El fabricante considera que el origen de las perforaciones y pérdidas de material de taqués y árbol de levas es una situación de rozamiento y calentamiento en el que los elementos principales son la lubricación y la rugosidad excesiva de la superficie del taqué en contacto con la leva.
- Las medidas tomadas por el fabricante y EASA afectan, en cuanto a los motores en servicio, a la revisión del tornillo magnético como síntoma de un problema en el taqué-árbol de levas.
- A pesar de la similitud de daños en los taqués y árboles de levas encontrados en la aeronave EC-IJC a las 152 horas de operación, el fabricante considera que no tienen la misma causa.

3.2. Causas

Se considera que la pérdida de potencia causante del incidente de la aeronave EC-JCQ fue debida al fallo de la válvula de escape del cilindro número 1 por una mala transmisión del movimiento desde el árbol de levas hasta la varilla empujadora a través del taqué hidráulico y que impidieron una correcta apertura y cierre de la válvula asociada. El origen de estos problemas de funcionamiento se encuentra, según el fabricante, en un excesivo rozamiento y calentamiento entre ambas piezas producido por una excesiva rugosidad en el taqué y por la lubricación.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

La investigación del incidente de la aeronave EC-JCQ ha revelado problemas relacionados con el conjunto taqué hidráulico y árbol de levas que han llevado en los dos casos a producir el fallo de operación de una válvula de escape con la consiguiente pérdida de potencia asociada y la realización de aterrizajes de emergencia.

Tanto el taqué como el árbol de levas sufrieron pérdidas importantes de material llegando a la perforación del taqué en uno de ellos. El fabricante ha reconocido la existencia de problemas relacionados con la rugosidad de los taqués y lubricación que han llevado a la implementación de determinadas mejoras en los procesos de fabricación y en la emisión de dos boletines de servicio y una directiva de aeronavegabilidad.

Las medidas tomadas en octubre de 2006 con la emisión de la Directiva de Aeronavegabilidad, sin embargo, no permiten detectar el fallo del conjunto taqué-árbol de levas antes de que se origine, produciéndose los fallos de forma inmediata (en un solo vuelo) y provocando pérdidas de potencia tales que obligan a aterrizajes fuera de campo sin permitir tiempo de vuelo adicional. Estas medidas tienen un carácter reactivo

y se considera que no se garantiza la aeronavegabilidad continuada de aquellos motores cuyos taqués se fabricaron antes de la implantación de las medidas de mejora por ROTAX.

REC 42/07. Se recomienda a EASA y ROTAX que emprendan medidas encaminadas a garantizar la aeronavegabilidad continuada de los motores ROTAX 912/914 en servicio que estén equipados con taqués hidráulicos fabricados con anterioridad a la introducción de las mejoras en los procesos de fabricación.

ANEXO I

ASB-912-051/ASB-914-034



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG

ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051

ASB-914-034

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.

■ **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.

◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 A from S/N 4,410.681
- 912 F from S/N 4,412.912
- 912 S from S/N 4,923.263
- 914 F from S/N 4,420.595

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 A from S/N 4,410.709
- 912 F from S/N 4,412.920
- 912 S from S/N 4,923.381
- 914 F from S/N 4,420.633

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

1.2) Concurrent ASB/SB/SI and SL

none

1.3) Reason

In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur.

1.4) Subject

Checking of magnetic plug on ROTAX® engine type 912/914 (Series).

1.5) Compliance

- (a) before the first installation or first engine start up
- (b) within the next 5 hours of operation (one-time), but at the latest by March 1, 2007
- (c) at every specified oil change

▲ **WARNING:** Non-compliance with these instructions could result in engine damage, personal injury or death!

1.6) Approval

The technical content is approved under the authority of DOA Nr. EASA.21J.048.

dl03986

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

ASB-912-051
ASB-914-034
Page 1 of 4

Copyright - ROTAX®

1.7) Manpower

Estimated man-hours:

engine installed in the aircraft - - - manpower time will depend on installation and therefore no estimate is available from the engine manufacturer.

1.8) Mass data

change of weight - - - none

moment of inertia - - - unaffected

1.9) Electrical load data

no change

1.10) Software accomplishment summary

no change

1.11) References

In addition to this technical information refer to current issue of

- Illustrated Parts Catalog (IPC)

- Maintenance Manual (MM)

◆ NOTE: The status of Manuals can be determined by checking the table of amendments of the Manual. The 1st column of this table is the revision status. Compare this number to that listed on the ROTAX WebSite: www.rotax-aircraft-engines.com. Updates and current revisions can be downloaded for free.

1.12) Other publications affected

none

1.13) Interchangeability of parts

All used parts which cannot be used must be returned F.O.B. to a ROTAX[®] Authorized Distributor or Service Center.

2) Material Information**2.1) Material - cost and availability**

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Center.

2.2) Company support information

none

2.3) Material requirement per engine

Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

2.4) Material requirement per spare part

none

2.5) Rework of parts

none

2.6) Special tooling/lubricant/adhesives/sealing compound - Price and availability

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Centers. parts requirement:

Fig.no.	p/n	Qty/engine	Description	Old p/n	Application
	877890	1	Torx-Bit T40	-	magnetic drain plug

■ CAUTION: In using these special tools observe the manufacturer's specifications.

3) Accomplishment / Instructions

Accomplishment

All the measures must be taken and confirmed by the following persons or facilities:

- ROTAX®-Airworthiness representative
- ROTAX®-Distributors or their Service Centers
- Persons approved by the respective Aviation Authority

▲ **WARNING:** Proceed with this work only in a non-smoking area and not close to sparks or open flames. Switch off ignition and secure engine against unintentional operation. Secure aircraft against unauthorized operation. Disconnect negative terminal of aircraft battery.

▲ **WARNING:** Risk of scalds and burns! Allow engine to cool sufficiently and use appropriate safety gear while performing work.

▲ **WARNING:** Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

3.1) Instructions

■ **CAUTION:** All work has to be performed in accordance with the relevant Maintenance Manual.

3.1.1) Checking of magnetic plug

See fig. 1 and fig. 2

- Remove the magnetic plug according to relevant Maintenance Manual.
- Inspect magnetic plug in accordance with procedure in relevant Maintenance Manual.

■ **CAUTION:** If a greater quantity of metal particles (more than 3 mm (1/8")) is detected, consultation of an authorized distributor regarding further action is necessary. The engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated.

- Restore aircraft to original operating configuration.
- Connect negative terminal of aircraft battery.

3.2) Test run

Conduct test run including ignition check and inspect for fluid leaks in accordance with the current Maintenance Manual of the respective engine type.

3.3) Summary

These instructions (section 3) have to be conducted in accordance with compliance in section 1.5.
The execution of the mandatory Alert Service Bulletin must be confirmed in the logbook.

Approval of translation to best knowledge and judgement - in any case the original text in German language and the metric units (SI-system) are authoritative.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX®

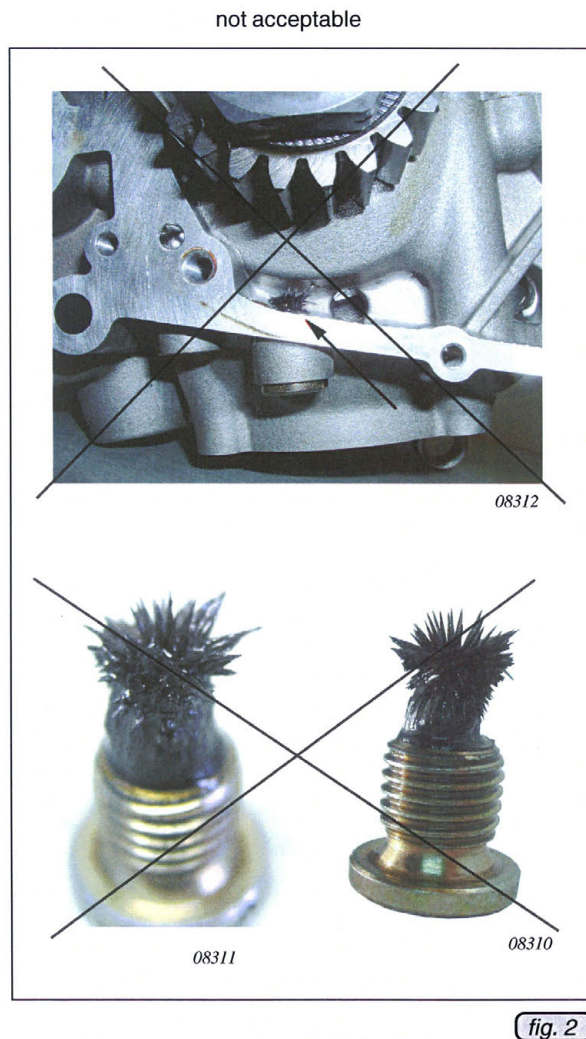
ASB-912-051

ASB-914-034

Page 3 of 4

4) Appendix

the following drawings should convey additional information:



- ◆ NOTE: The illustrations in this document show the typical construction. They may not represent full detail or the exact shape of the parts which have the same or similar function.
Exploded views are **no technical** drawings and are for reference only. For specific detail, refer to the current documents of the respective engine type.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051

ASB-914-034

Page 4 of 4

ANEXO II

ASB-912-051 UL/ASB-914-034 UL



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051UL

ASB-914-034UL

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.

■ **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.

◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 UL from S/N 4,407.606
- 912 ULS from S/N 5,645.990
- 912 ULSFR from S/N 4,430.267
- 914 UL from S/N 4,419.210

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 UL from S/N 4,408.102
- 912 ULS from S/N 5,647.146
- 912 ULSFR from S/N 4,430.414
- 914 UL from S/N 4,419.436

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

For complete instructions and compliance to this Alert Service Bulletin refer to Alert Service Bulletin ASB-912-051/ASB-914-034, latest edition section 1.2 onward.

- ◆ **NOTE:** Section 1.6) Approval: Is not required for engines of the type UL (series).
Section 3) Accomplishment: In addition: persons with adequate type-specific training.

d039988

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

ASB-912-051UL
ASB-914-034UL
page 1 of 1

Copyright - ROTAX®



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG

ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051

ASB-914-034

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

- ▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.
- **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.
- ◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 A from S/N 4,410.681
- 912 F from S/N 4,412.912
- 912 S from S/N 4,923.263
- 914 F from S/N 4,420.595

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 A from S/N 4,410.709
- 912 F from S/N 4,412.920
- 912 S from S/N 4,923.381
- 914 F from S/N 4,420.633

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

1.2) Concurrent ASB/SB/SI and SL

none

1.3) Reason

In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur.

1.4) Subject

Checking of magnetic plug on ROTAX® engine type 912/914 (Series).

1.5) Compliance

- (a) before the first installation or first engine start up
- (b) within the next 5 hours of operation (one-time), but at the latest by March 1, 2007
- (c) at every specified oil change

▲ **WARNING:** Non-compliance with these instructions could result in engine damage, personal injury or death!

1.6) Approval

The technical content is approved under the authority of DOA Nr. EASA.21J.048.

d03986

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051
ASB-914-034
Page 1 of 4

1.7) Manpower

Estimated man-hours:

engine installed in the aircraft - - - manpower time will depend on installation and therefore no estimate is available from the engine manufacturer.

1.8) Mass data

change of weight - - - none

moment of inertia - - - unaffected

1.9) Electrical load data

no change

1.10) Software accomplishment summary

no change

1.11) References

In addition to this technical information refer to current issue of

- Illustrated Parts Catalog (IPC)

- Maintenance Manual (MM)

◆ NOTE: The status of Manuals can be determined by checking the table of amendments of the Manual. The 1st column of this table is the revision status. Compare this number to that listed on the ROTAX WebSite: www.rotax-aircraft-engines.com. Updates and current revisions can be downloaded for free.

1.12) Other publications affected

none

1.13) Interchangeability of parts

All used parts which cannot be used must be returned F.O.B. to a ROTAX[®] Authorized Distributor or Service Center.

2) Material Information**2.1) Material - cost and availability**

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Center.

2.2) Company support information

none

2.3) Material requirement per engine

Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

2.4) Material requirement per spare part

none

2.5) Rework of parts

none

2.6) Special tooling/lubricant/adhesives/sealing compound - Price and availability

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Centers. parts requirement:

Fig.no.	p/n	Qty/engine	Description	Old p/n	Application
	877890	1	Torx-Bit T40	-	magnetic drain plug

■ CAUTION: In using these special tools observe the manufacturer's specifications.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX[®]

ASB-912-051

ASB-914-034

Page 2 of 4

3) Accomplishment / Instructions

Accomplishment

All the measures must be taken and confirmed by the following persons or facilities:

- ROTAX®-Airworthiness representative
- ROTAX®-Distributors or their Service Centers
- Persons approved by the respective Aviation Authority

▲ **WARNING:** Proceed with this work only in a non-smoking area and not close to sparks or open flames. Switch off ignition and secure engine against unintentional operation. Secure aircraft against unauthorized operation. Disconnect negative terminal of aircraft battery.

▲ **WARNING:** Risk of scalds and burns! Allow engine to cool sufficiently and use appropriate safety gear while performing work.

▲ **WARNING:** Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

3.1) Instructions

■ **CAUTION:** All work has to be performed in accordance with the relevant Maintenance Manual.

3.1.1) Checking of magnetic plug

See fig. 1 and fig. 2

- Remove the magnetic plug according to relevant Maintenance Manual.
- Inspect magnetic plug in accordance with procedure in relevant Maintenance Manual.

■ **CAUTION:** If a greater quantity of metal particles (more than 3 mm (1/8")) is detected, consultation of an authorized distributor regarding further action is necessary. The engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated.

- Restore aircraft to original operating configuration.
- Connect negative terminal of aircraft battery.

3.2) Test run

Conduct test run including ignition check and inspect for fluid leaks in accordance with the current Maintenance Manual of the respective engine type.

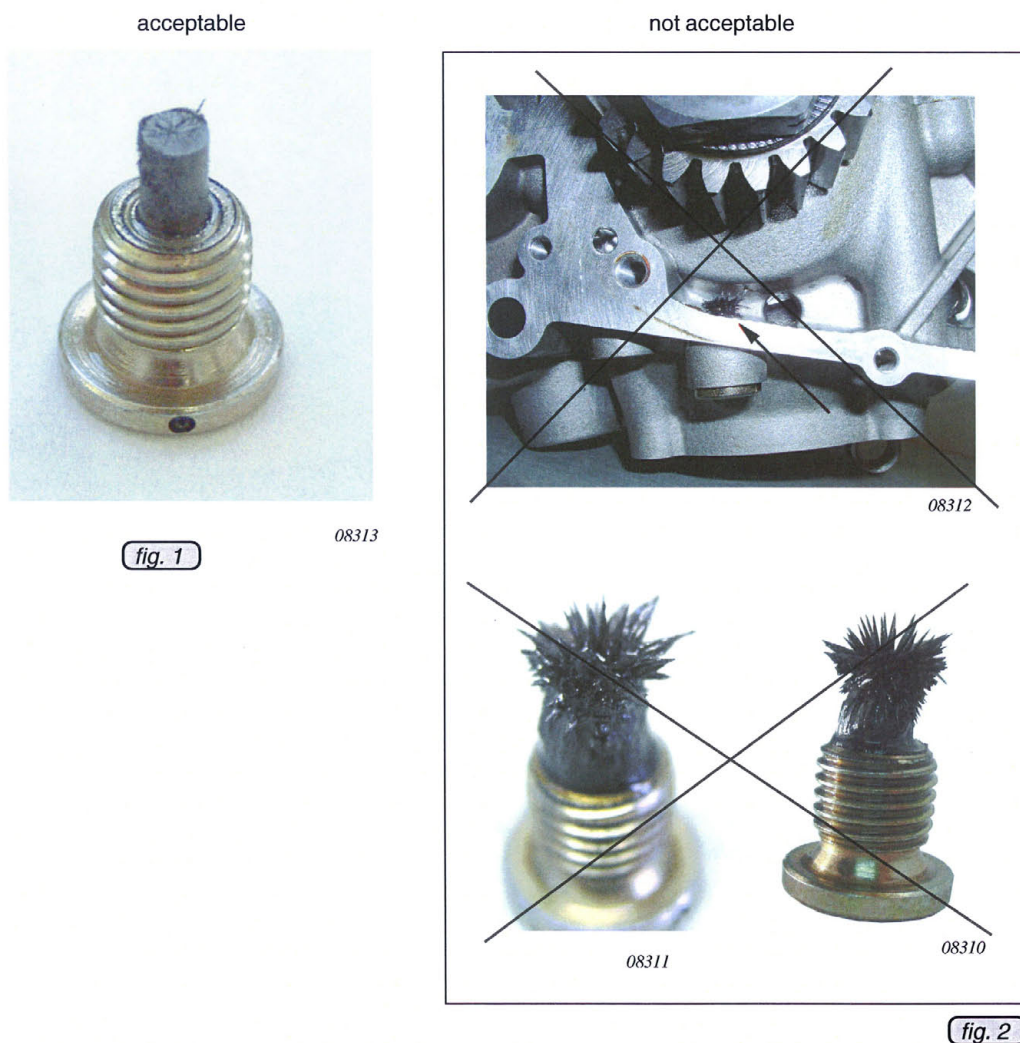
3.3) Summary

These instructions (section 3) have to be conducted in accordance with compliance in section 1.5. The execution of the mandatory Alert Service Bulletin must be confirmed in the logbook.

Approval of translation to best knowledge and judgement - in any case the original text in German language and the metric units (SI-system) are authoritative.

4) Appendix

the following drawings should convey additional information:



◆ NOTE:

The illustrations in this document show the typical construction. They may not represent full detail or the exact shape of the parts which have the same or similar function.

Exploded views are **no technical** drawings and are for reference only. For specific detail, refer to the current documents of the respective engine type.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051

ASB-914-034

Page 4 of 4

ANEXO III

AD 2006-0316-E

EASA	EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	AD No : 2006-0316-E Date: 16 October 2006
No person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of that Airworthiness Directive unless otherwise agreed with the Authority of the State of Registry.	
Type Approval Holder's Name : BRP-Rotax GmbH & Co. KG	Type/Model designation(s) : Rotax 912 A series; Rotax 912 F series; Rotax 912 S series; and Rotax 914 F series
TCDS Number : Austria TW8/89, TW9-ACG, TW10-ACG	
Foreign AD : Not applicable	
Supersedure : Not applicable	
ATA 72	Engine – Magnetic Plug – Inspections
Manufacturer(s):	BRP-Rotax GmbH & Co. KG; Bombardier-Rotax GmbH & Co. KG; Bombardier-Rotax GmbH;
Applicability:	Rotax 912 A series engines from serial number (s/n) 4,410.681 onwards; Rotax 912 F series engines from s/n 4,412.912 onwards; Rotax 912 S series engines from s/n 4,923.263 onwards; Rotax 914 F series engines from s/n 4,420.595 onwards; and any s/n engine on which the camshaft and/or the hydraulic valve tappets have been replaced (e.g. during engine repair or general overhaul) after January 1, 2006. These engines are known to be installed on, but not limited to, the following aircraft types: 3-i Sky Arrow 650 TC, 650 TCN, 650 TCNS and 710 RG; Aeromot AMT-200 Super Ximango and AMT-300 Turbo Super Ximango; Aircraft Phillipp (formerly Alpa-Werke; Nitsche) AVO 68 series Samburo; Aquila AT01; Cessna 150 and A150 series; Diamond (formerly HOAC) H 36 Dimona, HK 36 series Super Dimona, DV 20 Katana and DA20-A1 Katana; Evektor-Aerotechnik EV-97 VLA; Grob G 109; Issoire APM-20 Lionceau; Reims Aviation F150 and FA150 series; Scheibe SF 36R and SF 25C;

	Stemme S10-VT; Tecnam P 92-J, P 92-JS and P2002-JF; W.D. Aircraft D4 Fascination. Note: The installation of these engines was either done by the respective aircraft manufacturer or through modification of the aircraft by Supplemental Type Certificate. The following s/n engines have already been inspected before first installation or first engine start up according section 1.5 Compliance (a) of BRP-Rotax ASB-912-051 and ASB-914-034 respectively: Rotax 912 A series from s/n 4,410.709 onwards. Rotax 912 F series from s/n 4,412.920 onwards. Rotax 912 S series from s/n 4,923.381 onwards. Rotax 914 F series from s/n 4,420.633 onwards.
Reason:	In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur. This may lead to improper engine operation, power loss or in-flight engine failure. BRP-Rotax GmbH & Co. KG has issued Alert Service Bulletin ASB-912-051 and ASB-914-034 respectively which describes a special inspection for the affected engines to address this problem. This Emergency Airworthiness Directive requires the inspection, as described in the referenced ASB's, to be carried out as indicated.
Effective Date:	17 October 2006
Compliance:	(1) Before the next engine start up from the effective date of this directive, inspect the magnetic plug in accordance with the instructions of BRP-Rotax ASB-912-051 or ASB-914-034, as applicable; (2) Within 5 hours of operation after the effective date of this directive, but not later than 01 March 2007 and thereafter at every specified oil change, repeat the inspection as required by paragraph (1) of this directive. (3) If, during any of the inspections as required by this directive, a greater quantity of metal parts than 3 mm is detected, the engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated; (4) After the effective date of this directive, no person may install one of the affected engines on any aircraft unless the magnetic plug has been inspected in accordance with the requirements of this directive.
Ref. Publications:	BRP-Rotax Alert Service Bulletin, ASB-912-051 and ASB-914-034 or later approved revisions.
Remarks :	1. If requested and appropriately substantiated the responsible EASA manager for the related product has the authority to accept Alternative Method of Compliance (AMOCs) for this AD. 2. The safety assessment has requested not to implement the full consultation process and an immediate publication and notification. 3. Enquiries regarding this AD should be addressed to the AD Focal Point, Certification Directorate, EASA; E-mail: ADs@easa.europa.eu. 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact BRP-Rotax GmbH & Co.KG Ph.: +43 7246 601 0; Fax: +43 7246 601 760

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Viernes, 30 de abril de 2007; 17:35 h local
Lugar	15 NM al norte de la isla de Ibiza

AERONAVE

Matrícula	EC-IQX
Tipo y modelo	PIPER PA-46 350P
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	PRATT & WHITNEY PT6A 34
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	59 años
Licencia	Piloto privado de avión (PPLA)
Total horas de vuelo	600 h
Horas de vuelo en el tipo	480 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			3
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Destruída
Otros daños	Ninguno

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Aviación general – Privado
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	24 de octubre de 2007
---------------------	------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Descripción del suceso

La aeronave PIPER PA-46 de matrícula EC-IQX partió del Aeropuerto de Cuatro Vientos (LECU) con el piloto y tres pasajeros a bordo, con destino al aeropuerto de Palma de Mallorca para realizar un vuelo de carácter privado a las 16:17:00 (hora local). El piloto informó de que había llegado al avión a las 15:45 y que realizó la inspección prevuelo. El despegue se realizó por la pista 28 con viento de 8 kt y dirección 240°.

Según la información facilitada por el piloto, le autorizaron a ascender a 5.000 ft y puso rumbo sur por indicación del ATC. Cuando pasaron el nivel 130 o 140, el ATC le dio un rumbo y él comprobó en el GPS que el mismo le llevaba directo a Palma de Mallorca. Posteriormente le enviaron al punto WALLY (coordenadas 39 45' 11"N - 01 05' 30"W) y le transfirieron de Centro de Control cuando estaba en el nivel 250 y con viento en cola.

El vuelo transcurrió con normalidad, y el TACC de Valencia le autorizó a descender a nivel 200.

A las 17:03:37, cuando estaba en el nivel 230 contactó con el Centro de Control de Palma, el cual le informó de que la pista en servicio era la 24 L y le dio autorización para descender al nivel 130, el cual alcanzó a las 17:14:55.

El piloto comentó que metió un poco de potencia y 2.500 ft-lb de torque, y que el variómetro, que en principio mantenía un régimen de descenso que variaba entre 1.200 y 1.300 ft/min, pasó a estar entre 400 y 500 ft/min.

Tenía una distancia de 8 minutos a Palma de Mallorca. En un momento determinado, al intentar meter potencia no tuvo respuesta. Lo primero que hizo fue accionar la palanca «Manual Override» y al darle paso vio que no funcionaba. Miró en el panel de instrumentos la indicación de par motor y vio que estaba a cero. También comprobó que la indicación de la ITT (temperatura a la salida de la turbina del compresor) era cero y entonces se dio cuenta de que la turbina se había parado. Pensó que era la entrada de combustible, pero vio que el indicador del tanque delantero (nodriza) marcaba que estaba lleno. Cambió de un tanque a otro, le dio a la bomba de emergencia, cargó el tanque principal y puso la bomba en posición manual.

A continuación realizó un arranque de emergencia igual que el que se hace en el suelo, es decir, DUAL BATTERY, IGNITION Y STARTER, pero la turbina no respondía. Volvió a cambiar el tanque, comprobó que los interruptores automáticos de corte (breakers) estaban todos dentro por si era un problema eléctrico y repitió dos veces el intento de arranque. Al no conseguirlo comunicó emergencia por «pérdida de la entrada de combustible» a las 17:17:01, diciendo que se encontraban «a nueve mil pies de altitud», y puso el avión a 80 KIAS.

A las 17:17:25 informó de que la altitud era de «trece mil pies» y la velocidad IAS 57 kt y que creía que no iba a llegar a Palma, por lo que pidió a los pasajeros que se atasen, y a uno de ellos que se situase junto a la puerta de salida.

A las 17:17:36, el ACC le indicó que se encontraba a 45 NM de Ibiza y a 62 NM de Palma, y el piloto comunicó que había decidido dirigirse a Ibiza. A las 17:21:33 el ACC le comunica que está a 37 NM de la isla de Ibiza.

A las 17:22:01 el piloto lanza el mensaje de socorro «mayday mayday mayday amerizaje forzoso...».

Según relató el piloto, hizo un último intento de arranque a «seis mil pies», y al no conseguirlo puso la hélice en bandera y cortó la entrada de combustible. Cuando estaba a «dos mil pies» cortó el sistema eléctrico. Comentó que no intentó el arranque con la hélice en molinete porque pensó que no tenía altura suficiente.

A las 17:23:02 se perdió la comunicación por parte del avión y a las 17:26:05 el ACC le comunicó que tenían sus coordenadas, que en ese momento estaban a 32 NM al norte de Ibiza, y que ya había un helicóptero volando hacia su posición.

La última información que apareció en la pantalla radar, fue a las 17:32:00, cuando se encontraba a 700 ft de altitud.

Durante su aproximación al agua el piloto intentó llevar los planos nivelados en todo momento, según su propio testimonio, así como mantener el morro alto. Cuando estaba cerca del mar empezó a levantar el morro hasta que ya no veía el agua, y entró tocando con la cola, siendo el impacto muy fuerte.

El avión cayó al agua aproximadamente a 15 NM al norte de la isla de Ibiza, en un punto de coordenadas 39° 17' N - 1° 22' E, en torno a las 17:33:00.

El piloto también informó de que después del amerizaje comprobó que todos los pasajeros estaban bien, aunque uno de ellos presentaba un estado de shock. Abrió la puerta y les hizo salir. A continuación fue a la parte de atrás del avión, cogió el equipo de emergencia compuesto por cuatro chalecos y una pequeña balsa y los echó al agua. También arrojó dos maletas para que les pudieran ayudar a flotar y después salió del avión. A pesar de que el mar tenía un oleaje suave dos de los chalecos y la balsa se alejaron y no pudieron cogerlos. Dos de los pasajeros se pusieron los otros dos chalecos.

Observó como el avión había quedado nivelado sobre el mar y tardó en hundirse 40 minutos. Al sumergirse en el agua se levantó de la cola, y entonces pudo comprobar que tenía solamente una abolladura de entre 30 y 40 cm de diámetro y 15 cm de profundidad, en la parte inferior del puro de cola.

Una vez activado el dispositivo de búsqueda y salvamento, en el que participaron dos embarcaciones de Salvamento Marítimo, dos helicópteros del SAR, dos embarcaciones

más y un helicóptero privado, los ocupantes fueron localizados por este último a las 18:15, el cual les echó una pequeña balsa que les ayudó a mantenerse a flote. El rescate de los ocupantes del avión se realizó entre las 18:30 y las 19:00 por parte de un helicóptero del SAR.

Los restos de la aeronave no se han podido recuperar.

De acuerdo con la información meteorológica recopilada del INM, el tiempo probable en el lugar y hora del accidente sería de nubes dispersas a distintos niveles, sin desarrollo; vientos de poniente flojos y visibilidad buena. En la vertical del accidente soplaban vientos de poniente, que a 15.000 ft eran de unos 15 kt y a 25.000 ft de unos 25 kt. Las temperaturas descendían con la vertical, siendo de unos -11°C a los 15.000 ft y -33°C a 25.000 ft, que pueden considerarse normales para esas altitudes.

1.2. Información sobre la tripulación

El piloto de 59 años de edad, estaba en posesión de la licencia de piloto privado de avión (PPLA) en vigor, con habilitación de tipo para el avión (PA-46) y habilitación para vuelo instrumental (IRA). Acumulaba una experiencia total que estaba en torno a las 600 horas, de las cuales aproximadamente 480 eran en el tipo. Uno de los pasajeros estaba en posesión de la licencia de piloto de transporte de línea aérea (ATPL) y de técnico de mantenimiento de aeronaves (TMA), pero iba sentado en la parte de atrás y no desarrolló ninguna actividad relacionada con el vuelo durante el suceso. Los otros dos pasajeros también iban sentados atrás y no tenían experiencia aeronáutica.

1.3. Información general sobre la aeronave

La aeronave PIPER PA-46 350 P de matrícula EC-IQX tenía número de serie 4622181 y estaba fabricada en el año 1995. Sus dimensiones eran 13,11 m de envergadura, 8,81 m de longitud y 3,44 m de altura. Tenía un peso máximo al despegue de 1.952 kg. Estaba en posesión de un certificado de aeronavegabilidad en vigor.

Llevaba instalado un motor turbohélice PRATT & WHITNEY PT6A-34 con número de serie PCE-RB01132, fabricado por JETPROP L.L.C., bajo certificado de tipo suplementario (STC) con número ST00541SE.

El procedimiento de fallo de motor en vuelo («Engine Power Loss in Flight») se describe en la sección de procedimientos de emergencia del Manual de Vuelo de la aeronave. El Manual detalla los pasos que comprenden distintas posibilidades de re arranque en vuelo, que se diferencian en general de los procedimientos normales de arranque en el suelo.



Figura 1. Vistas y fotografía de la aeronave

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

La parada de motor vino precedida de una falta de respuesta a la hora de requerir más potencia, y de una caída simultánea hasta cero del par motor y de la ITT.

La pérdida de par en este caso parece que estuvo asociada a la caída de la ITT y ésta pudo ocurrir por una interrupción del flujo de combustible al motor, provocando el apagado de la llama. La información disponible aportada por el piloto indica que él identificó también el origen de la parada del motor en un problema de alimentación de combustible, y actuó primeramente sobre la palanca «Manual Override» en un intento por solucionar el problema. La imposibilidad de inspeccionar y revisar el grupo motopropulsor al no disponerse de los restos de la aeronave, impide poder llegar a confirmar esa hipótesis y concretar la causa primaria del accidente. Los sucesivos intentos de re arranque posiblemente adolecieron de ciertas deficiencias en la aplicación de los procedimientos que establece el manual de vuelo, según la información aportada también por el piloto. Sin embargo, con el nivel de información conocida no es posible tampoco analizar en profundidad este hecho y su repercusión en el conjunto de circunstancias del accidente.

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Miércoles, 25 de julio de 2007; 15:15 h local
Lugar	Aeródromo Los Martínez del Puerto (Murcia)

AERONAVE

Matrícula	EC-CZG
Tipo y modelo	CESSNA FR 172 J
Explotador	Álamo Aviación, S. L.

Motores

Tipo y modelo	ROLLS-ROYCE CONTINENTAL IO-360-H
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	26 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	324 h
Horas de vuelo en el tipo	198 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	Roturas en valla metálica limítrofe con la pista

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	Trabajos aéreos – Comercial – Publicidad aérea
Fase del vuelo	Aterrizaje

INFORME

Fecha de aprobación	28 de noviembre de 2007
---------------------	--------------------------------

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 25 de julio de 2007, a las 15:15 h local¹, la aeronave EC-CZG sufrió una salida de pista durante el aterrizaje por la pista 16 del Aeródromo de Los Martínez del Puerto (Murcia).

La aeronave, modelo Cessna FR 172 J, era operada por Álamo Aviación en actividades de arrastre de cartel en el aeródromo de Los Martínez del Puerto. El día del accidente, la aeronave despegó del aeropuerto de Murcia-San Javier a las 11:25 horas y se trasladó hasta el aeródromo de Los Martínez del Puerto en un vuelo que duró 20 minutos. Allí el piloto preparó el material para enganchar la pancarta y volvió a despegar media hora más tarde, a las 12:15 h para realizar un vuelo de propaganda que duró 3 horas.

De regreso al aeródromo, realizó la suelta del cartel sin incidencias y, según la declaración del piloto, procedió a incorporarse de nuevo al circuito para realizar el aterrizaje por la pista 16. Durante el circuito comprobó en la manga de viento que había viento cruzado de entre 6-8 kt y durante la aproximación notó cierta inestabilidad que le obligó a hacer correcciones en corta final. La configuración de la aeronave era de 70 millas terrestres/hora, 20° de flap y, debido al viento cruzado, pie derecho y ligero alabeo hacia la izquierda. Según el piloto, la toma, realizada a las 15:15 h, fue buena pero cuando el avión tocó en el suelo y el piloto procedió a frenar para su control en tierra, se fue desviando hacia la izquierda sin poder evitarlo.



Figura 1. Posición de la aeronave después del accidente

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

Su reacción no fue muy brusca en el sentido de que no «aplicó mucho pie derecho» y ante la situación de desplazamiento mantenido hacia la izquierda, el piloto decidió cortar mezcla y siguió intentando controlar la aeronave. Finalmente el tren izquierdo entró en un desnivel de 0,5 m situado a la izquierda de la pista que produjo el giro brusco de la aeronave hasta quedar perpendicular al sentido de aterrizaje.

En el momento del accidente no había nadie en el aeródromo.

1.2. Información sobre el impacto y restos

Las primeras huellas dejadas por el tren de aterrizaje de la aeronave aparecían a 200 m del inicio de la pista y se mantenían durante 400 m hasta la parada final de la aeronave. Durante todo el trayecto en tierra se distinguían con claridad las marcas del tren derecho y delantero mientras que las del tren izquierdo desaparecían en algunos tramos. Se apreciaba la siguiente evolución:

- Primer tramo recto en el que las huellas discurrían paralelas al eje de pista. Las primeras huellas aparecían paralelas al eje de pista, prácticamente equidistantes. La marca del tren izquierdo era la menos marcada de las tres y se apreciaba con mayor intensidad unos metros más adelante.
- Segundo tramo de desvío a la izquierda. Al final del tramo recto, se iniciaba un tramo curvo de desvío hacia la izquierda en el que la huella del tren de morro era más cercana a la del izquierdo que a la del derecho. El desvío era de unos 30° hacia la izquierda.
- Tercer tramo de desvío hacia la derecha y recuperación de la trayectoria. Las huellas de la aeronave indicaban un giro hacia la derecha hasta llegar a un desplazamiento casi paralelo al eje de pista y muy cercano al borde del terreno con una posición centrada de la rueda de morro. Cuando la trayectoria se acercaba a ser casi paralela a la pista, la huella del tren principal izquierdo desaparecía al encontrarse con un desnivel de 0,5 m aproximadamente. Las huellas del tren delantero y derecho continuaban unos metros más hasta el punto donde estaba detenida la aeronave. A partir del punto donde desaparecía la huella del tren izquierdo se observaban daños en la valla metálica de delimitación de la pista que finalizaban en el punto donde estaba detenida la aeronave.

La figura 2 presenta un esquema de las marcas dejadas en la pista por el tren de aterrizaje. En el caso del tren izquierdo, el esquema presenta una marca continua para observar la evolución del conjunto, aunque en la pista esta huella era discontinua.

Los daños que presentaba la aeronave después del accidente se localizaban en:

- Estabilizador y timón de profundidad izquierdo: el extremo estaba roto y el resto del conjunto estaba deformado hacia arriba.

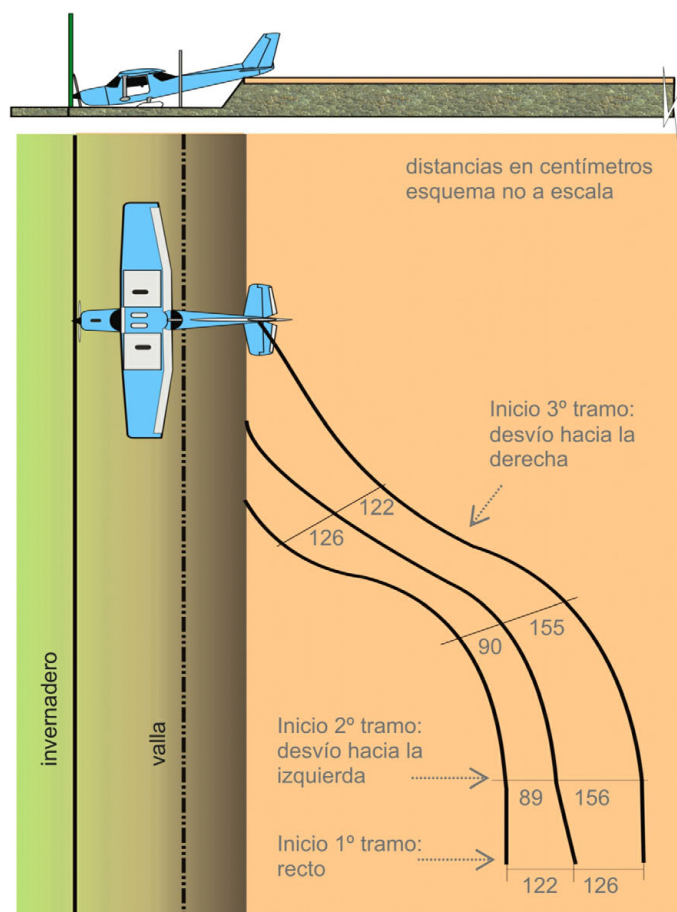


Figura 2. Evolución de las huellas en la pista

- Tren principal izquierdo: la estructura de unión a la aeronave se había doblado hacia el lateral izquierdo de la aeronave hasta quedar prácticamente paralela al plano izquierdo.
- Carenado: daños en el carenado del motor y de la parte inferior del fuselaje.
- Hélice: ninguna de las dos palas presentaba deformaciones ni impactos apreciables.

Como daños adicionales se produjo la rotura de 9 apoyos y de la malla metálica del tramo correspondiente de la valla de delimitación.

1.3. Información sobre la tripulación

El piloto de 26 años de edad contaba con un certificado médico, licencia de piloto comercial de avión y habilitaciones de monomotor, multimotor y vuelo instrumental en vigor. Había acumulado un total de 324 h, 198 de las cuales en Cessna 172.

Según constaba en el libro de la aeronave, el piloto realizó el primer vuelo con la aeronave del accidente 8 días antes. Comenzó la actividad de arrastre de cartel en el

Aeródromo de Los Martínez del Puerto 5 días antes del accidente siendo desde este momento el único piloto en operar la aeronave.

Como se desprende del registro de vuelos en el libro de aeronave, las operaciones se iniciaban desde el Aeropuerto de Murcia-San Javier desde el que la aeronave se desplazaba hasta el Aeródromo de Los Martínez del Puerto. Una vez allí, se preparaba al avión para la actividad, volvía a despegar y realizaba vuelos de entre 2:50 y 3:50 h de arrastre de cartel. Se hacían uno o dos vuelos diarios y la aeronave regresaba a San Javier.

El día anterior al accidente había realizado un vuelo de ida y vuelta Murcia-San Javier Casarrubios del Monte y terminó su actividad a las 20:50 h.

1.4. Información sobre la aeronave

1.4.1. Información general

La aeronave, propiedad de la empresa Álamó Aviación, fue fabricada en el año 1975 y matriculada en España dos años después. Estaba dedicada a la realización de actividades de publicidad con arrastre de cartel y contaba con toda la documentación necesaria en vigor.

En el momento del accidente la aeronave y el motor acumulaban un total de 1.533:55 h. El 10 de julio de 2007, con 1.500 h de aeronave y motor, se realizó una revisión de 200 h a la aeronave y una revisión general (overhaul) al motor. Desde estas últimas revisiones hasta el accidente habían transcurrido 33:55 h.

Según el manual de vuelo, la separación entre ruedas del tren principal es de 2,55 m. La capacidad de combustible de los tanques es de 197 litros totales y el consumo de la aeronave para actividades de arrastre de cartel, según la declaración del piloto, variaba entre 35 y 40 l/h.

1.4.2. Inspecciones posteriores

El tren principal izquierdo presentaba daños en el carenado que recubre la estructura así como en la tubería de hidráulico, existiendo manchas recientes de líquido hidráulico en la rueda. El conjunto de frenos estaba fuera de su posición y desalineado con respecto al disco produciendo un roce entre ambos. Los pernos de sujeción del conjunto de frenos estaban fuera de su sitio y en ellos se observaban marcas brillantes. El estado del disco de freno era bueno y el espesor de las pastillas de freno estaba dentro de tolerancias.

El tren principal derecho no presentaba daños importantes ni deformaciones aparentes y se comprobó que las dimensiones de las pastillas de freno eran las adecuadas. El tren

de morro estaba en buen estado. No se habían producido fugas de hidráulico y la altura del amortiguador parecía la correcta.

No se encontraron discontinuidades en los mandos.

La estimación de la posición del centro de gravedad de acuerdo con los datos proporcionados por el piloto sobre el consumo de la aeronave, último repostaje, duración del vuelo y datos del manual de vuelo, indica que el centro de gravedad estaba dentro de los márgenes de certificación tanto para una estimación optimista como pesimista del consumo.

1.5. Información meteorológica

El piloto en su declaración indicó que había viento de entre 6-8 kt cruzado de la izquierda operando por la pista 16.

Después del accidente, el jefe de vuelos del aeródromo se desplazó al lugar del accidente y, según su propia observación, el viento a las 17:30 h era de 6-7 kt y de la izquierda a la pista 16.

El METAR a las 15:00 h del Aeropuerto de Murcia-San Javier, que se encuentra 26 km al este del aeródromo, indicaba viento de 9 kt y 70° de dirección con variaciones entre 20° y 100°, visibilidad mayor de 10 km, temperatura de 28 °C y punto de rocío a 20 °C. QNH: 1.016.

El estudio realizado por el INM sobre el tiempo más probable en el lugar del accidente apunta a viento de dirección variable, entre 020° y 140° y racheado con ráfagas de hasta 10 kt de intensidad.

1.6. Información del aeródromo

El Aeródromo Los Martínez del Puerto, según la información publicada en el AIP, consta como aeródromo privado. Tiene una pista de tierra de orientación 16-34 que transcurre paralela a la autovía Murcia-Cartagena. Según la información proporcionada por el jefe de vuelos del aeródromo, la pista tiene unas dimensiones de 15 × 1.000 m y está situada dentro de un terreno más amplio de 55 × 1.270 m en promedio (figura 3). En el manual «Campos eventuales» del Ministerio de Defensa el aeródromo aparece con unas dimensiones de 179 × 3.889 ft, es decir de 54,5 × 1.185,3 m.

Las indicaciones que existían en el aeródromo eran unas balizas rojas y blancas (ver figura 1) distribuidas por todo el perímetro del terreno. No había marcas que indicaran el trazado de la pista.

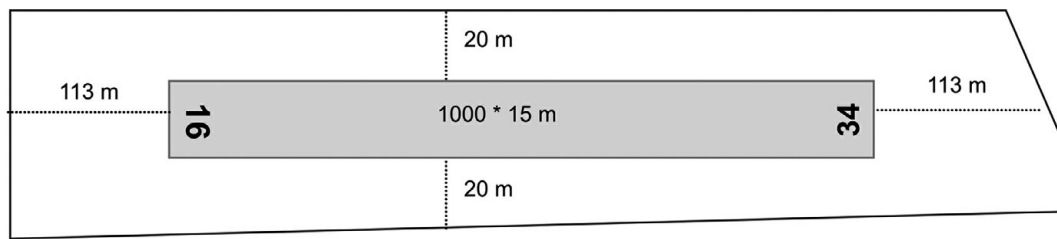


Figura 3. Croquis del aeródromo (información proporcionada por el jefe de vuelos)

1.7. Información adicional

1.7.1. *Manual de vuelo*

El Manual de Vuelo de la aeronave, en la sección IV de verificaciones y procedimientos normales establece lo siguiente: «siempre que las condiciones para el aterrizaje con viento cruzado se impongan, utilizar el mínimo flap requerido según la longitud de la pista. Meter el plano al viento, realizar un ligero derrape o cualquier otra posición cercana al vuelo horizontal. En tierra, mantener el control utilizando el tren delantero o los frenos. La limitación de la aeronave por viento cruzado es de 20 nudos, aunque depende de la habilidad del piloto».

La distancia necesaria para detener la aeronave en el caso de tener el máximo peso autorizado y llevar una velocidad de aproximación de 72 millas terrestres/hora al nivel del mar es, según el Manual de Vuelo, 189 m una vez la aeronave está en el suelo y 387 m para superar un obstáculo de 15 m de altura.

La velocidad en el aterrizaje en caso de operar con flaps debe ser entre 70 y 80 millas terrestres/hora.

2. ANÁLISIS

En el análisis del accidente de la aeronave EC-CZG se contemplan aspectos relacionados con la meteorología, la técnica de pilotaje utilizada en la aproximación y aterrizaje, el comportamiento y estado de la aeronave según las huellas e inspecciones posteriores y las características de la pista. La valoración de estos aspectos se realiza siguiendo las fases de vuelo de aproximación y aterrizaje.

2.1. Aproximación

El accidente de la aeronave EC-CZG se produjo a las 15:15 h, en unas condiciones meteorológicas de luz diurna, buena visibilidad y viento cruzado variable de la izquierda

de una intensidad entre 6 y 10 kt como máximo. Estos valores concuerdan con la estimación de viento que realizó el piloto durante la aproximación.

La configuración de la aeronave en la aproximación y aterrizaje era de flaps extendidos a 20° y velocidad de 70 millas terrestres/hora, valor que, según el manual, es el mínimo adecuado a llevar cuando se utilizan superficies hipersustentadoras. La utilización de los flaps, que no son recomendados en el manual de vuelo en caso de aterrizajes con viento cruzado, en este caso no se considera contraproducente ya que los valores de viento no eran excesivamente significativos (inferiores a la mitad del valor máximo de certificación). Además, la no utilización de los flaps en condiciones de viento está motivada por el riesgo de entrada en pérdida, situación que no se produjo en el caso de la aeronave EC-CZG.

Siendo consciente el piloto de la presencia de viento cruzado, aplicó alabeo hacia la izquierda y timón de dirección derecho para contrarrestar la tendencia al giro producida por el alabeo. La cantidad de alabeo a aplicar es proporcional al viento, y por extensión la deflexión del timón de dirección será también proporcional al alabeo. Esta técnica tiene el inconveniente de que en caso de vientos extremos se puede llegar a situaciones en que el máximo desplazamiento del timón no llega a compensar el alabeo. En el caso del accidente de la aeronave EC-CZG la intensidad del viento no era demasiado fuerte por lo que el método para compensar el viento se considera que fue adecuado y resultó eficaz.

El peso y la posición del centro de gravedad estaban dentro de los límites de certificación y no se consideran de influencia en el accidente. La longitud de la pista era suficiente para el aterrizaje de esta aeronave sin flaps.

2.2. Aterrizaje

Con la técnica del alabeo y timón de dirección contrario se facilita la aproximación ya que el eje longitudinal de la aeronave se mantiene alineado con el eje de la pista. Esta posición de mandos se debe mantener durante la recogida y la toma de contacto, para después proceder a nivelar los planos y controlar el avión en tierra por medio del timón de dirección. El piloto declaró que mantuvo el alabeo a la izquierda y el timón contrario hasta el aterrizaje y que éste se produjo con normalidad. El hecho de ser una pista de tierra permitió distinguir la trayectoria desde la toma de contacto y se pudo comprobar que las primeras huellas situaban a la aeronave paralela al eje de pista tal y como indicaba el piloto en su declaración.

El primer tramo de huellas correspondería a la fase de transición de la toma de contacto en la que a pesar de estar el tren en el suelo, la aeronave todavía tiene sustentación que va perdiendo hasta que se apoya por completo. En las primeras huellas se pueden distinguir, por un lado, la alineación de la aeronave respecto de la pista y, por otro, un contacto más contundente del lado derecho de la aeronave. La alineación de la aeronave se debió a la correcta ejecución de la técnica del alabeo y timón contrario para

compensar el viento que utilizó el piloto durante la aproximación y la primera parte de la toma. Cuando se utiliza esta técnica, el alabeo se debe mantener y adecuar hasta la toma de contacto por lo que es el tren del lado del plano más bajo el que suele quedar más marcado. En el caso de la aeronave EC-GCZ, la huella izquierda era intermitente y la más marcada era la derecha a pesar de que el alabeo mantenido había sido hacia la izquierda. Las aeronaves de plano alto, como la Cessna 172, están más expuestas a la incidencia de viento lateral, por lo que es posible que al modificar o recuperar el alabeo durante la toma, el viento de la izquierda afectara a la aeronave provocando un contacto más fuerte con el lado derecho y explicando la distinta intensidad de las huellas.

El desarrollo de las huellas después de este primer tramo indica que la aeronave ya estaba completamente apoyada sobre el terreno. En estas condiciones la aeronave comenzó a desviarse hacia la izquierda de forma paulatina y sin existir indicios de cambios bruscos en las huellas, lo que permite descartar la existencia de condicionantes que desestabilizaran de forma repentina a la aeronave. Además durante el desvío en este segundo tramo de huellas, el derrape hacia la izquierda se fue acentuando. El control direccional de la aeronave una vez está rodando, se debe realizar exclusivamente por medio del timón vertical y los frenos. Una vez en tierra, el efecto del viento cruzado sobre la aeronave tenderá a que ésta se aprobe al viento y, según la altura del ala de barlovento tenderá a levantarla o bajarla. De estos dos, el efecto más acusado en el caso de la aeronave EC-CZG fue el del desvío hacia la izquierda tendiendo a aproarse la aeronave con el viento, lo que hubiera requerido una actuación más contundente sobre el pedal derecho por parte del piloto. En esta línea, el piloto declaró que su actuación no fue muy «brusca» ya que no aplicó mucho «pie» derecho.

La inspección posterior de la aeronave descartó la existencia de problemas relacionados con las superficies de control de la aeronave, en concreto con el timón de dirección así como con los frenos que pudieran haber influido en el desvío de la trayectoria. El piloto por otra parte, tampoco informó haber notado anomalías o comportamientos diferentes en la aeronave por lo que no se consideran de influencia en lo ocurrido los aspectos técnicos del avión. De hecho, el último tramo de huellas indicaba que la aeronave pudo realizar un giro hacia la derecha y eliminar el derrape lo que hubiese sido imposible si hubiese existido un problema de naturaleza técnica. El estado de la hélice indica que esta impactó sin potencia lo que concuerda con la declaración del piloto de que paró el motor al ver que la aeronave se desviaba hacia la izquierda.

En esta última fase del recorrido de aterrizaje la aeronave se había desplazado a la izquierda de la pista e introdujo el tren principal izquierdo en un desnivel de 0,5 m que existía en el borde del terreno, lo que le ocasionó todos los daños que se encontraron en la aeronave y en la valla.

Por último, aunque el piloto llevaba trabajando 3 horas, se considera que las 14 horas de descanso previo eran suficientes y que los aspectos relacionados con su estado físico no tuvieron influencia en el accidente.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- El piloto estaba cualificado para realizar la actividad de arrastre de cartel.
- La aeronave contaba con los certificados y autorizaciones necesarias para realizar publicidad aérea.
- La experiencia total del piloto era de 324 h y había descansado más de 14 h antes del inicio de la actividad.
- La aeronave y el motor contaban con 1.533 h habiendo pasado una inspección 33 h antes.
- La aeronave realizaba actividades de publicidad aérea pero el accidente se produjo durante el aterrizaje una vez soltado el cartel.
- El piloto era consciente de la existencia de viento cruzado.
- Las condiciones meteorológicas probables en el momento del accidente eran de viento variable cruzado a la pista 16 con una intensidad entre 6 y 10 kt.
- La toma de contacto se realizó con la aeronave alineada a la pista para después sufrir un desvío hacia la izquierda.
- Las últimas huellas indicaban una recuperación de la dirección de desplazamiento de la aeronave casi paralelo al eje.
- La aeronave introdujo el tren principal izquierdo en un desnivel de 0,5 m que le produjo el giro brusco hacia la izquierda impactando con la valla de delimitación del terreno.
- El aeródromo era privado.
- La longitud de pista era suficiente para la operación de la aeronave EC-GZC.
- Las condiciones de peso y centrado de la aeronave estaban dentro de los límites de certificación.

3.2. Causas

Se considera que la causa probable del accidente fue la falta de compensación del viento cruzado de la izquierda durante la carrera de aterrizaje por la pista 16 del Aeródromo de Los Martínez del Puerto. A pesar de haber corregido el viento durante la aproximación y primera fase de la toma de contacto, en el rodaje la acción sobre el timón de dirección y/o los frenos no fue todo lo rápida y contundente que requería la situación dejando que la aeronave se desviara demasiado a la izquierda. Cuando se consiguió recuperar la dirección y sentido de desplazamiento de la aeronave, ésta introdujo el tren principal izquierdo en un desnivel de 0,5 m ocasionando un giro brusco y el choque contra una valla de delimitación.

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD

Ninguna.

ADDENDA

Reference	Date	Registration	Aircraft	Place of the event	
IN-062/2005	16-10-2005	HA-LOM EC-HAF	Boeing 737-800 Airbus 320-214	Flight level 280 approximately 40 ... NM away from VOR Zaragoza	73
IN-042/2006	14-07-2006	EC-JCQ	Tecnam P2002-JF	Borjas Blancas (Lleida)	87

Foreword

This report is a technical document that reflects the point of view of the Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission (CIAIAC) regarding the circumstances of the accident and its causes and consequences.

In accordance with the provisions of Law 21/2003 and pursuant to Annex 13 of the International Civil Aviation Convention, the investigation is of exclusively a technical nature, and its objective is not the assignment of blame or liability. The investigation was carried out without having necessarily used legal evidence procedures and with no other basic aim than preventing future accidents.

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

This report was originally issued in Spanish. This English translation is provided for information purposes only.

Abbreviations

00°	Degrees
ACAS	Airborne Collision Avoidance System
AD	Airworthiness directive
AENA	Aeropuertos Españoles y Navegación Aérea
ASB	Alert Service Bulletin
AT	Alarm time
ATC	Air traffic control
ATPL	Airline transport pilot
ATS	Air traffic services
CIAIAC	Spain's Civil Aviation Accident and Incident Investigation Commission
CJL	Castejón Bajo Sector
CPA	Conflict prediction alert
CVA	Conflict violation alert
DGAC	Dirección General de Aviación Civil (Civil Aviation Authority)
EASA	European Aviation Safety Agency
EDDL	Locator indicator of Dusseldorf Airport
FL	Flight level
fpm	Feet per minute
ft	Feet
h	Hour(s)
HD	Horizontal distance
HRC	Hardness Rockwell C
ICAO	International Civil Aviation Organization
kg	Kilogram(s)
LECM	Madrid Control Center
LEMD	Locator indicator of Madrid-Barajas Airport
LHBP	Locator indicator of Budapest Airport
mm	Milimeter(s)
MTOW	Maximum take-off weight
N	North
NM	Nautical mile
RA	Resolution advisory
RCA	Reglamento de circulación aérea
S/N	Serial number
STAR	Standard terminal arrival route
TCAS	Traffic alert and collision avoidance system
UTC	Coordinated universal time
VD	Vertical distance
VOR	Very high frequency omnidirectional radio range
W	West
ZGZ	Zaragoza Sector

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Sunday, 16 October 2005; 13:15 h UTC ¹
Site	Flight level 280 approximately 40 NM away from VOR Zaragoza

AIRCRAFT

Registration	HA-LOM	EC-HAF
Type and model	BOEING 737-800	AIRBUS 320-214
Operator	Malév Hungarian Airlines	Iberia

Engines

Type and model	CFM-56-7B26	CFM-56-5B4/P
Number	2	2

CREW

Pilot in command

Age	43 years	39 years
Licence	ATPL	ATPL
Total flight hours	9,813:49 h	9,693 h
Flight hours on the type	3,066:09 h	1,388 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			4			6
Passengers			91			145
Third persons			0			0

DAMAGE

Aircraft	None	None
Third parties	None	None

FLIGHT DATA

Operation	Commercial Air Transport – Scheduled International – Passenger	Commercial Air Transport – Scheduled International – Passenger
Phase of flight	En route – Level flight	En route – Descent

REPORT

Date of approval	28 November 2007
------------------	------------------

¹ Reference time used in this report is UTC unless otherwise specified. To obtain local time, add 2 hours to UTC.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Sunday, 16 October 2005, a Boeing 737-800 with call sign MAH 581, was flying from Madrid to Budapest (LEMD-LHBP). In the opposite direction, an Airbus 320-214 with call sign IBE 3523 was en route from Dusseldorf to Madrid (EDDL-LEMD). At around 13:15, when both aircraft were under the Zaragoza (ZGZ) control sector of the Madrid Area Control Center (LECM), MAH 581, at flight level (FL) 280 in level flight, received a TCAS descend resolution advisory (RA) after traffic was detected (IBE 3523). According to radar information, the minimum distances between the aircraft at the time of the TCAS RA were 400 ft vertically and 6 NM horizontally.

According to communications with LECM, some twenty-five seconds prior to the warning (at 13:14:24), the controller had detected the possible conflict and had ordered the aircraft (in Spanish to IBE 3523 and in English to MAH 581 to alter their respective courses 20° to the left.

IBE 3523 initially acknowledged a 20° turn to the right, which prompted the controller to reiterate the instruction to turn to the left. The crew of IBE 3523 then corrected its maneuver. MAH 581 initiated the evasive maneuver, informing ATC it was receiving a TCAS RA. It later communicated its intention to file a report concerning the incident.

No damage or injuries were recorded in either aircraft or its respective occupants.

1.2. Personnel information

1.2.1. Captain MAH 581

Gender, Age:	Male, 43
Nationality:	Hungarian
License:	ATPL
Type rating:	B737 Captain
Medical exam valid until:	07-05-2006
Proficiency check valid until:	31-03-2006
Total flight hours:	9,813:49 h
Hours on the type:	3,066:09 h
Hours in the previous 72 h:	11:28 h
Hours in the previous 30 days:	65:06 h

Activity period prior to the incident date: 5:25 h (15-10-05)

Rest period prior to the incident date: 25:33 h

1.2.2. *Copilot MAH 581*

Gender, Age: Male, 54
Nationality: Hungarian
License: ATPL
Type rating: B737 Copilot
Medical exam valid until: 09-02-2006
Proficiency check valid until: 31-03-2006
Total flight hours: 10,018:49 h
Hours on the type: 4,725:47h
Hours in the previous 72 h: 5:53 h
Hours in the previous 30 days: 68:19 h
Activity period prior to the incident date: 12 h (13-10-2005)
Rest period prior to the incident date: 58:01 h

1.2.3. *Captain IBE 3523*

Gender, Age: Male, 39
Nationality: Spanish
License: ATPL
Type rating: A320
Medical exam valid until: 27-08-2006
Proficiency check valid until: 25-05-2006
Total flight hours: 9,693 h (on 30-09-2005)
Hours on the type: 1,388 h (on 30-09-2005)
Hours in the previous 72 h: 8:31 h
Hours in the previous 30 days: 45:40 h
Activity period prior to the incident date: 5:30 h (15-10-2005)
Rest period prior to the incident date: 14 h

1.2.4. Copilot IBE 3523

Gender, Age:	Male, 33
Nationality:	Spanish
License:	ATPL
Type rating:	A320
Medical exam valid until:	26-10-2006
Proficiency check valid until:	18-06-2006
Total flight hours:	6,943 h (on 30-09-2005)
Hours on the type:	135 h (on 30-09-2005)
Hours in the previous 72 h:	8:31 h
Hours in the previous 30 days:	58:34 h
Activity period prior to the incident date:	5:30 h (15-10-2005)
Rest period prior to the incident date:	14 h

1.2.5. Controller at the Madrid Control Center (LECM)

Total experience as an air traffic controller:	29 years
Local certification as airway controller at LECM:	4-2-1992

The controller was also an instructor at the Madrid ACC since 1-9-2005.

Medical exam valid until:	13-7-2007
Activity on the day of the incident:	As logged in the corresponding Control Sheet, he signed into the Control Room to begin his official watch period from 13:00 until 20:00. He was part of the team that had been assigned the ZGZ (Zaragoza) sector, and he had a trainee under his charge and responsibility
Previous rest period:	24 h

AENA logs indicate he had received the required ongoing training.

1.3. Information provided on the radar screen. Conflict alerts

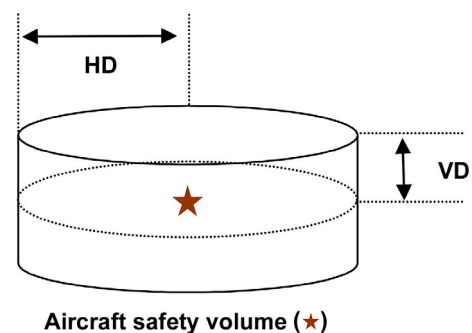
The information presented on the controller's radar screen concerning a loss of separation between aircraft is issued by way of *conflict alerts*. The aim of these alerts is to anticipate or detect the moment at which the proximity between two or more aircraft exceeds established safety limits.

There are two types of conflict alerts:

- CPA (Conflict Prediction Alert)
- CVA (Conflict Violation Alert)

A *conflict prediction alert* is issued when the system forecasts that an aircraft is going to violate another aircraft's safety volume within a time period below the alarm time (AT). The AT is the predicted time to entering said safety volume and is defined beforehand in the system. The safety volume is delineated by a cylinder, with the aircraft at its center, whose dimensions can be configured within the system. In the current version of this system, the parameters are set as follows:

Vertical level	Horizontal distance (NM) HD	Vertical distance (ft) VD
0-307	7.2	800
307-1,000	7.2	1,700



A *conflict violation alert* is issued when the system detects the entry by one aircraft into another's defined safety volume.

When such an alert is issued by the system, the number of alerts, the time at which they appear and the minimum distances between the aircraft are logged in the database. The relevant data for a loss of separation event between aircraft can thus be recovered.

1.4. Aircraft trajectories and communications with ATC.

Aircraft MAH 581 was climbing away from LEMD on airway UN-870 on a heading of 080° (see Figure 1), although at the time of the incident it was in level flight at FL 280. Aircraft IBE 3523 was descending toward LEMD on airway UW-100 on a heading of 240° and on standard terminal arrival route (STAR) TERSA ONE BRAVO.

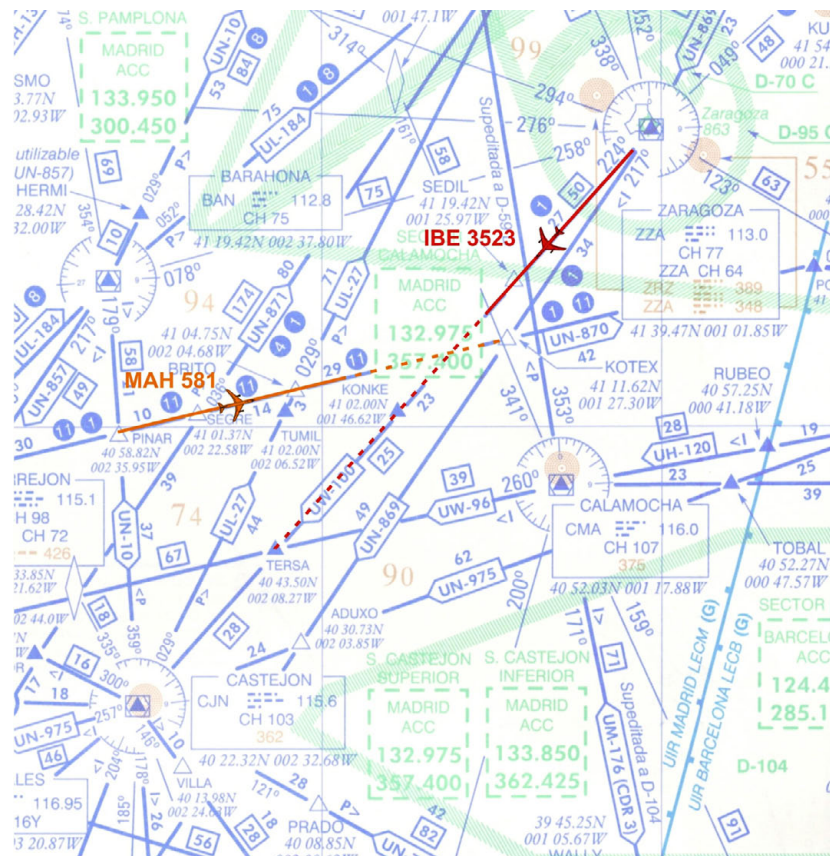


Figure 1. Planned routes for the two aircraft

According to ATC communications, at 12:54:46, LECM established radar contact with IBE 3523 and informed it of the runway in use at Madrid Barajas Airport (33L) and of the STAR procedures (TERSA 1B) to be followed. The instructions were acknowledged by IBE 3523.

12:54:46 LECM (Spanish) "IBERIA THREE FIVE TWO THREE GOOD DAY, RADAR CONTACT TERSA ONE BRAVO THREE THREE LEFT IN SERVICE, PROCEED TO TERSA"

12:54:53 IBE 3523 (Spanish) "THREE THREE IN SERVICE TERSA ONE BRAVO TO TERSA THREE FIVE TWO THREE"

At 13:07:32 LECM cleared IBE 3523 to FL 250. The crew once again acknowledged the instruction.

13:07:32 LECM (Spanish) "IBERIA THREE FIVE TWO THREE DESCEND TO FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO"

13:07:33 IBE 3523 (Spanish) "TWO FIVE ZERO, THREE FIVE TWO THREE"

At 13:08:15 LECM established radar contact with MAH 581, cleared it to climb to FL 280 and requested the desired FL. MAH 581 acknowledged the assigned FL (FL 280) and requested FL 380. LECM initially requested that it maintain FL 280 and that it would call back to authorize a higher FL. MAH 581 acknowledged the instruction to maintain FL 280.

13:08:15 LECM (English) "MALEV FIVE EIGHT ONE MADRID BUENAS TARDES RADAR CONTACT CLIMB TO FLIGHT LEVEL TWO EIGHT ZERO REPORT FINAL REQUESTED"

13:08:21 MAH 581 (English) "CLIMBING TWO EIGHT ZERO AND THE...REQUESTING EH...LEVEL THREE, THREE EIGHT ZERO PLEASE"

13:08:28 LECM (English) "ROGER, INITIALLY MAINTAIN TWO EIGHT ZERO AND I'LL CALL YOU BACK FOR HIGHER, MALEV FIVE EIGHT ONE"

13:08:32 MAH 581 (English) "...MAINTAIN TWO EIGHT ZERO, MALEV FIVE"

At 13:14:24 LECM contacted IBE 3523 to reiterate that the authorized FL was 290 (at that moment IBE 3523 was at FL 286, according to radar information) and requested that it turn left twenty degrees for separation purposes. IBE 3523 acknowledged a 20° turn to the right and was immediately corrected by the controller, who reiterated the instruction to turn left, this time by 15°. Once this new instruction was acknowledged, the controller asked MAH 581 to also turn to its left 20°. Just as the crew was initiating the acknowledgment, the TCAS descend RA warning came in.

13:14:24 LECM (Spanish) "IBERIA THREE FIVE TWO THREE I CONFIRM YOU ARE CLEARED TO FLIGHT LEVEL TWO NINE ZERO, TURN LEFT TWENTY DEGREES FOR TRAFFIC SEPARATION NOW"

13:14:29 IBE 3523 (Spanish) "TURNING NOW TO THE RIGHT TWENTY DEGREES, THREE FIVE TWO THREE UH... ROGER..."

13:14:35 LECM (Spanish) "TO THE LEFT IBERIA THREE FIVE TWO THREE, FIFTEEN DEGREES LEFT NOW"

13:14:39 IBE 3523 (Spanish) "FIFTEEN DEGREES TO THE LEFT NEW HEADING ONE NINE FIVE THREE FIVE TWO THREE"

13:14:43 LECM (English) "MALEV FIVE EIGHT ONE TURN LEFT TWO ZERO DEGREES FOR TRAFFIC SEPARATION NOW"

13:14:49 MAH 581 (English) "...FIVE EIGHT ONE EH T-C-A-S TO DESCEND"

According to radar information, the first conflict prediction alert (CPA) appeared on the radar screen at 13:14:25. This information is consistent with the time at which the controller started giving instructions to achieve separation between both aircraft. According to this information on the conflict alerts, the first conflict violation alert (CVA) was received at 13:14:53 as the separation between the aircraft reached a minimum: 400 ft vertically and 6 NM horizontally (see Figures 2 and 3). MAH 581 had relayed the receipt of a TCAS RA a few seconds earlier.

In the ATS incident notification report filed by MAH 581, the captain stated that all communications between ATC and IBE 3523 were made in Spanish, thus preventing the MAH 581 crew from being aware of the situation of IBE 3523 with respect to the former and of its crew's intentions.

For his part, the captain of IBE 3523 alleged in his ATS incident notification report that the FL assigned by ATC was 250 and not 290, as stated later by the controller when he had to give instructions to obtain the separation.

The controller on duty filed an ACAS report, in which he stated that IBE 3523 was descending to FL 290 and MAH 581 was at FL 280. IBE 3523 continued its descent and was ordered (in Spanish) to turn 20 degrees left at FL 286. The same instruction was then given (in English) to MAH 581 to execute a 20° turn to the left.

Information extracted from LECM's communications with all the traffic implicated while in the process of controlling IBE 3523 and MAH 581 shows that the controller was responsible for several IBE flights and TERSA 1 BRAVO arrivals at the time. The FL assigned to the various aircraft upon approach to point TERSA is 290. At approximately 13:06:31, the controller spoke with the adjacent sector (Castejón Bajo Sector (CJL)) to request a lower FL for IBE 3477, which had just informed that it was reaching FL 290.

13:05:59 IBE 3477	(Spanish) "IBERIA THREE FOUR SEVEN SEVEN APPROACHING LEVEL TWO NINE ZERO"
13:06:028 LECM	(Spanish) "IBERIA THREE FOUR SEVEN SEVEN, ROGER, MAINTAIN FLIGHT LEVEL TWO NINE ZERO UPON REACHING IT DUE TO TRAFFIC, EXPECT LOWER LEVEL IN A MINUTE"
13:06:0814 IBE 3477	(Spanish) "THREE FOUR SEVEN SEVEN COPY, WILL MAINTAIN TWO NINE ZERO"
13:06:25 LECM	(Spanish) "ZARAGOZA...? CAN YOU GIVE ME A LOWER LEVEL FOR IBERIA THREE FOUR SEVEN SEVEN? IS TWO SEVEN OK? ... TWO FIVE ZERO, THANK YOU"

Aircraft flight path

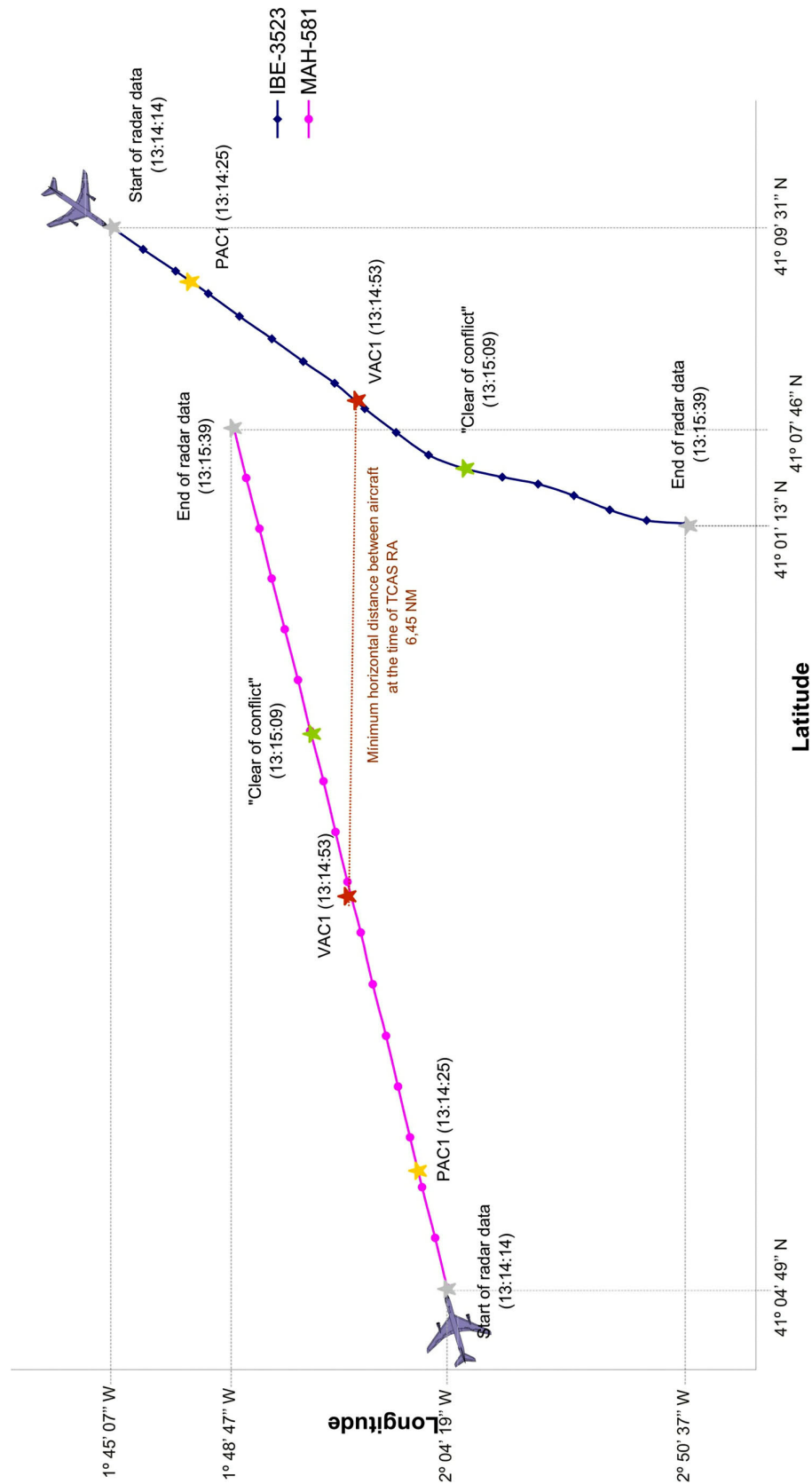


Figure 2. Flight path of the two aircraft

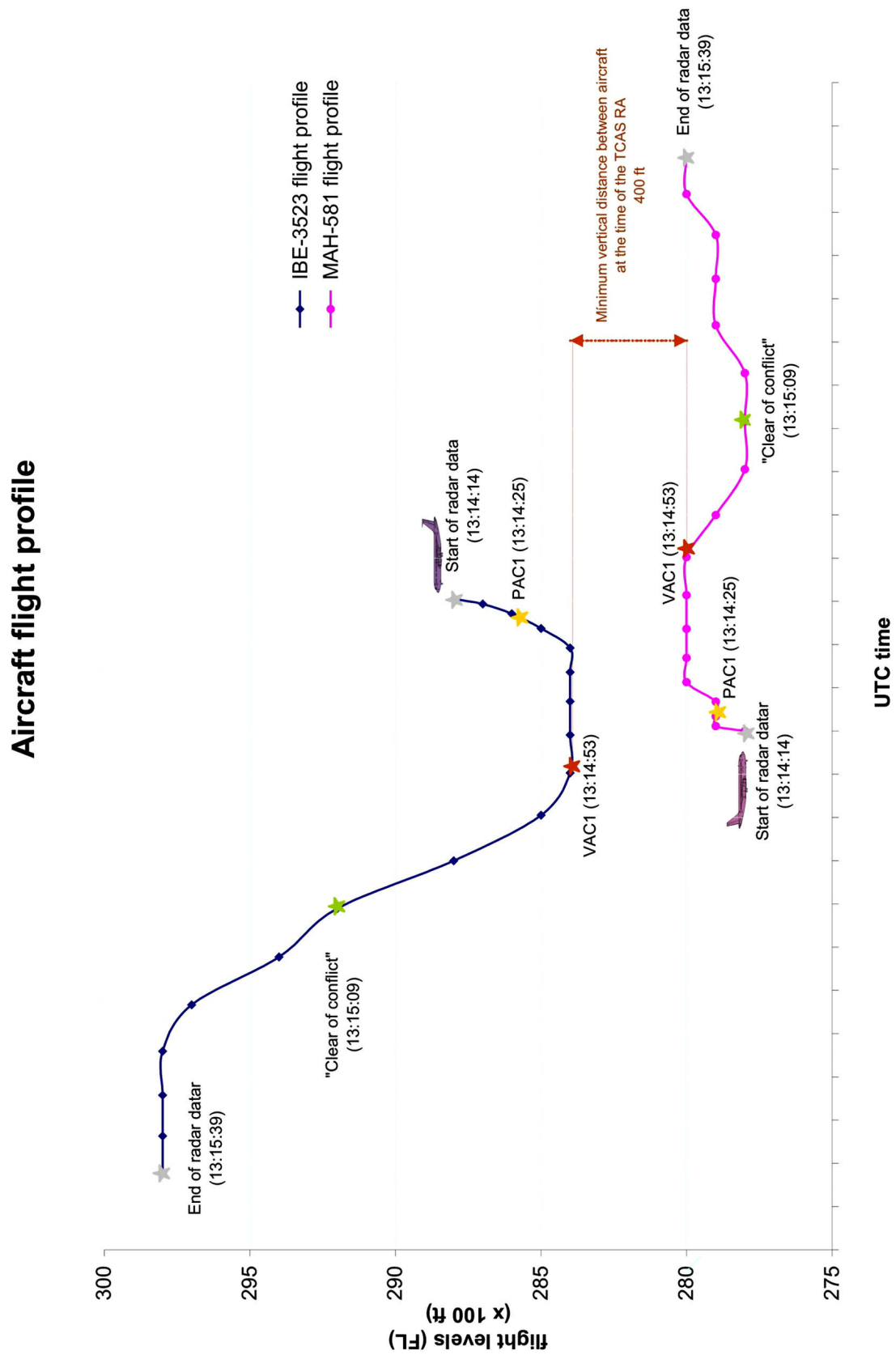


Figure 3. Flight profile of the two aircraft

The controller then cleared IBE 3477 to FL 250 and some 36 seconds later, after a couple of communications with other flights, gave the same clearance to IBE 3523, which was on the same airway behind IBE 3477.

13:06:49 LECM (Spanish) "IBERIA THREE FOUR SEVEN SEVEN RECLEARED TO FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO AND CALL MADRID ON ONE THREE THREE EIGHT FIVE, GOOD DAY"

13:06:56 IBE 3477 (Spanish) "FOR FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO AND MADRID ON THREE THREE EIGHT FIVE, GOOD DAY. IBERIA THREE FOUR SEVEN SEVEN"

Other extraneous communications

13:07:32 LECM (Spanish) "IBERIA THREE FIVE TWO THREE DESCEND TO FLIGHT LEVEL TWO FIVE ZERO"

13:07:33 IBE 3523 (Spanish) "TWO FIVE ZERO, THREE FIVE TWO THREE"

1.5. Language to be used in communications

1.2.1. Domestic requirements

The language requirements contained in the Air Traffic Regulations (RCA in Spanish) were modified on 5 September 2005 (pursuant to Order PRE 2733/2006 dated 28 August, which introduced modifications to the Air Traffic Regulations approved by Royal Decree 57/2002, dated 18 January, concerning traffic flow and communications management). The relevant points are shown below, where the newly incorporated text concerning the RCA in effect at the time of the incident is underlined.

10.5.2.1.1. Language to be used

10.5.2.1.1.1 Land-air radio communications are to be made in the language normally used by the ground station or in English.

Note: The language used by the ground station need not be that of the State in which it is located. Another language may be used, if so agreed, by the ground stations in the region in question.

10.5.2.1.1.2 English shall be used at all ground stations serving those designated airports and airways used by international carriers if so requested by any aircraft.

10.5.2.1.1.3 The languages available at a given ground station shall be listed on aviation publications and other official aviation references which contain information on those facilities.

These modifications were drafted pursuant to Annex 10 of the ICAO and frame the previous text to make the general use of English even more evident, especially when requested by an aircraft. Said modifications, however, do not consider the possible exclusive use of English at international airports or during operations involving a non-Spanish speaking pilot.

1.2.2. *Previous occurrences*

In keeping with the regulations in effect in Spain, it seems consistent that English be used in situations involving foreign crews so as to give them a clearer and more uniform understanding of the traffic situation. The lack of knowledge of this language on the part of some Spanish pilots operating in common areas (general aviation, for example), however, must also be taken into account. This issue was already addressed in previous incidents both in Spain and abroad, specifically as a consequence of incident IN-060/2002, which resulted in the following safety recommendation:

REC 25/03. It is recommended that the DGAC establish a working group in conjunction with AENA and with representatives from operators, as well as pilots' and controllers' unions to study the possibility of regulating the exclusive use of English during ATC communications when a non-Spanish speaking pilot is involved, as well as the conditions for implementing said regulation.

To date, the CIAIAC is unaware of any measures taken in response to this safety recommendation; however, the aforementioned modifications to the Air Traffic Regulations are considered to conform to the requirements of Annex 10 of the ICAO and are directed at complying with this recommendation.

1.6. **Regulations on controller training**

Concerning the training of new controllers and the procedures detailing said process, European Directive 2006/23, issued on 27 April 2006, provides guidance on the licensing of Community air traffic controllers. Implementation of this Directive is still pending within the national regulations, which make reference to the requirement on the part of air traffic control service providers to enact the so-called "Unit Training Plan," which details the procedures and timing required to allow the unit procedures to be applied to the local area under the supervision of an on-the-job training instructor. This Plan must be approved by a body created by each member State, designated the *national supervisory authority*. The deadline for incorporating this Directive into each State's internal regulations is 17 May 2008.

2. ANALYSIS AND CONCLUSIONS

In accordance with ATC communications, IBE 3523 was cleared to FL 250 and not 290 as was later alleged by the controller. The information was compared by checking the flight progress strips, where the controller notes the flight levels requested by the crew and those actually assigned. In this case it is not clear whether the handwritten flight level was 250 or 290; however, the clearance for FL 250 issued by ATC was acknowledged by IBE 3523 and not corrected by ATC. It should be noted that a determination could not be made as to whether the control was being provided by the instructor or by the trainee and, if the latter, whether the trainee was under the instructor's constant supervision such that flight level assignment errors could have been avoided.

The controller identified the conflict via a conflict prediction alert issued by his screen and immediately proceeded to give instructions to both aircraft to attain separation. Initially, both acted in accordance with ATC instructions, and later followed the instructions from their respective TCAS.

It should be added that the conversation held in Spanish between LECM and IBE 3523 resulted in MAH 581's complete unawareness of the intruding traffic and of its intentions.

Concerning ATC personnel organization, functions and training, the following points should be kept in mind:

- The operating environment at the time of the incident was complex insofar as the number of movements, similar types of operations and call signs were concerned.
- The swing shift officially started at 13:00 and the incident took place a few minutes later (approx. 13:15).
- It is uncertain who (instructor or trainee) was providing ATC services to the aircraft in this sector.
- The incident took place minutes after the start of a new ATC shift. The controller's attention to and visualization of the operating environment is thus considered to have been less than optimal.
- The details concerning the methodology and criteria used for assigning the trainee schedules in the control room and the difficulty level of the workload used during said training are unknown.

After presenting and analyzing the information, the root cause that led to the loss of separation between the aircraft and the subsequent TCAS alert and evasive maneuvers is considered to have been the incorrect assignment of FL 250 to IBE 3523, possibly due to the controller's confusion over having assigned that FL to a similar flight (IBE 3477) a few seconds earlier. The complex operating environment during a training session minutes after assuming the duty following a shift turnover contributed to the incident.

The actions taken by both aircraft, as well as those taken by the controller once the conflict was detected, were correct.

3. SAFETY RECOMMENDATIONS

REC 52/07. It is recommended that AENA revise the criteria and methodology employed for assigning trainees to the different operating posts until the transposition and entry into force of the aforementioned European Directive 2006/23.

DATA SUMMARY

LOCATION

Date and time	Friday, 14 July 2006; 13:15 h local time ¹
Site	Borjas Blancas (Lleida)

AIRCRAFT

Registration	EC-JCQ
Type and model	TECNAM P2002-JF
Operator	Private

Engines

Type and model	ROTAX 912S2
Number	1

CREW

Pilot in command

Age	40 years
Licence	Private pilot aeroplane
Total flight hours	6,500 h
Flight hours on the type	2,200 h

INJURIES

	Fatal	Serious	Minor/None
Crew			1
Passengers			1
Third persons			

DAMAGE

Aircraft	Minor
Third parties	None

FLIGHT DATA

Operation	General aviation – Ferry/positioning
Phase of flight	En route

REPORT

Date of approval	24 October 2007
------------------	-----------------

¹ The time reference used in this report is local time.

1. FACTUAL INFORMATION

1.1. History of the flight

On Friday, 14 July 2006, aircraft EC-JCQ took off at 10:30, with pilot and a second person aboard, from Sabadell airport en route to Madrid-Cuatro Vientos following the installation of a new ROTAX 912S2 engine.

A few minutes after takeoff, an increase in the oil temperature and slight vibrations, forced the pilot to return to Sabadell. The aircraft was inspected by the maintenance center that had performed the engine installation and took off again at 12:45 after a pipe in the fuel system was changed and all engine parameters were verified to be within specifications on ground.

Thirty minutes after takeoff, while on level flight, the aircraft once again experienced an increase in the oil temperature to 120°. After a brief period, during which the pilot descended the aircraft at 100 fpm in an attempt to lower the temperature, the engine revolutions dropped to 1,300 rpm, intermittent power losses took place and a metallic sound appeared.

After declaring an emergency to ACC Barcelona, the pilot made an emergency landing. Both occupants were uninjured, though the aircraft's nose gear was slightly damaged.

1.2. Aircraft information

The aircraft, a Tecnam P2002 JF, registration EC-JCQ, was being used for training purposes. It had been manufactured in 2004 and registered on 29-11-2004 in Spain. Its MTOW was 580 kg and it was equipped with a fixed-pitch two-blade propeller and a certified Rotax 912S2 four-cylinder engine.

Due to problems with a loss of oil within the previous engine's warranty period, the Rotax 912S engine, S/N 4923307, with which the aircraft was outfitted in the incident, had just been installed. It had been in operation a total of 45 minutes since its installation.

The engine's sales invoice showed that it had been delivered by Rotax two days before the incident and that it was new.

1.3. Personnel information

The pilot, 40 years of age, had a private pilot's license with a total of 6,500 flight hours, 2,200 of them on the type. The previous three months he had flown 49 h, 35 of them in the last month. The day before the accident he had flown 1 hour.

1.4. Investigation

1.4.1. Engine inspection

During the investigation, it was performed a visual inspection and a disassembly of the engine. The engine was in good overall condition and no external impacts, warping or visible liquid leaks were detected. Oil, water and fuel levels were adequate. Disassembly of the engine revealed the following deficiencies:

- The propeller did not rotate freely.
- Upon removing the gearbox, the magnetic plug was found to contain a large quantity of metallic particles.
- The oil pump's upper casing showed evidence of circular abrasion marks.
- The combustion chambers showed clear signs of oxidation. Metallic particles and abrasion marks were also found.
- The crankshaft did not rotate and showed abrasion marks on the crankpins.
- The hydraulic tappet on the exhaust valve of cylinder number 1 was jammed. Extracting it revealed that the contact area between the tappet and the cam was perforated (figure 1).
- The camshaft showed signs of wear, as did the cam associated with the exhaust valve number one cylinder, whose tappet was perforated (figure 1).
- The camshaft bearing in the crankcase showed abrasion marks.

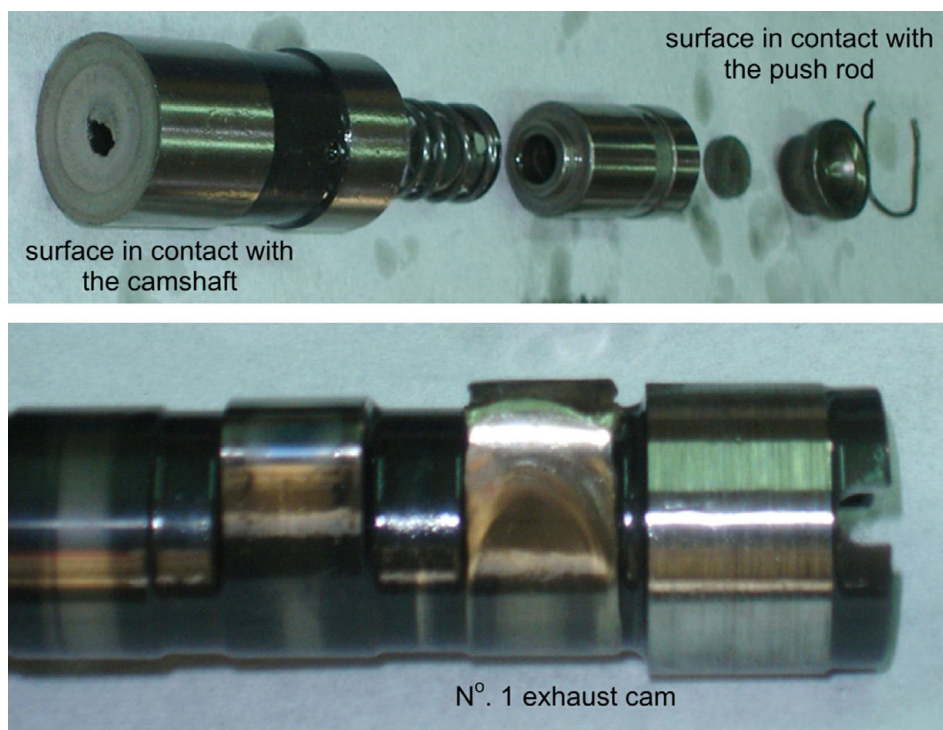


Figure 1. Hydraulic tappet and exhaust cam for the n° 1 cylinder

1.4.2. *Inspection by the manufacturer*

The tappets, camshaft, crankshaft, cylinders, both crankcase halves and the oil pressure sensor for the engine on aircraft EC-JCQ were sent to the manufacturer, Rotax, to be inspected under the supervision of Austria's Accident Investigation Board.

Mechanical and metallographic analysis revealed that the hydraulic tappets met design hardness specifications, except the perforated tappet with an HRC value of 53-54 below the minimum required of 55 HRC. According to the manufacturer, that value is not conclusive due to the fact that the hardness of the perforated hydraulic tappet could not be measured at the required point (1.54 mm off the center) given the perforation on the surface.

A hardness analysis of the camshaft material showed that the cam (showing massive wear too) associated with the exhaust valve number 1 cylinder met design specifications, with a hardness of 724 HV10 with respect to the minimum value of 680 HV10.

According to the manufacturer, the damages and marks found on the other engine components were produced by metallic particles. The oil pressure sensor was functioning properly.

1.4.3. *Measures taken by the manufacturer Rotax and EASA*

According to information provided by Austria's Accident Investigation Board, the manufacturer was aware of similar incidents in which, on some occasions, the engine had stopped completely due to tappet problems. Said problems seemed to occur the first 50 operating hours on new or overhauled engines.

According to the information provided by the manufacturer, the wear and massive loss of material are consequences of the heat and friction between both elements, caused by a combination of the excessive roughness of the hydraulic tappet contact surface, and the engine oil. Consequences of that scenario, according to Rotax, are a loss of power and/or unusual engine behaviour, such that the pilot is able to react in an adequate manner.

The internal measures taken by Rotax consisted of:

- Polishing the surface that came in contact with the cams on the hydraulic tappets in order to reduce the friction between the two pieces.
- The improvement of the engine oil used on the serial test bench.
- The inclusion, in the quality control process for the pieces, of a tappet size control step and of a visual inspection of the roughness of the area in contact with the hydraulic tappet cam.

- A check of the tappet spring tension and visual inspection of the accurate assembly and the right colour of the spring.
- The installation in new engines of the new polished hydraulic tappets so as to prevent excessive friction.

The external measures taken by the manufacturer consisted of issuing a mandatory alert service bulletin ASB-912-051/ASB-914-034 on 13 October 2006 (annex I), to be implemented prior to the initial installation or start-up of the engine, within the next five hours of operation or, at the latest, before 1-03-2007, and periodically with each oil change. The bulletin explained that the camshaft and hydraulic valve tappets were subject to increased wear and required a check of the magnetic plug. The accumulation of large quantities of metallic particles at the magnetic plug required the engine to be stopped and an authorized distributor to be consulted. ASB-912-051/ASB-914-034 was applicable to specific serial numbers of certain certified engines (912 A, 912 F, 912 S and 914 F) and all engines whose camshafts or hydraulic tappets had been replaced since 01-01-2006.

For certain serial numbers of non-certified four-stroke engines (912 UL, 912 ULS, 912 ULSFR and 914 UL), the manufacturer issued ASB-912-051 UL/ASB-014-034 UL (annex II) on the same day which proposed the same measures as for the certified engines.

On 16 October 2006, and going into effect the next day, EASA issued airworthiness directive AD 2006-0316-E (annex III), which referenced the measures taken in the Rotax bulletin.

1.5. Additional information

On 13 April 2007, aircraft ULM Tecnam P-92-ECHO, registration EC-IZC, had to perform an emergency landing on final approach due to power and vibration problems. The pilot decided to turn off the engine due to the proximity of the runway. The aircraft was equipped with a non-certified Rotax 912 UL engine, S/N 4407941, which had been supplied and installed by Rotax's authorized representative in Spain on 18-09-2006. The aircraft had operated a total of 152 h from the time of installation until the incident.

The inspection of the engine revealed a large quantity of metallic particles in the magnetic plug, the propeller did not turn freely and a stuck-open exhaust valve on the number 4 cylinder as a result of the associated hydraulic tappet being stuck in its housing in the crankcase. After disassembly, it was verified that the tappet surface in contact with the camshaft was no longer flat, and that a dimple had been created as a result of wear. In the associated camshaft cam, wear was also observed (figure 2).

The engine's serial number was affected by service bulletin ASB-912-051 UL/ASB-912-034 UL issued by Rotax on 13 October 2006. Moreover, the engine had been inspected 5 hours before by Rotax's authorized representative in Spain which, among another actions, had changed the oil without detecting metallic particles in the magnetic plug.

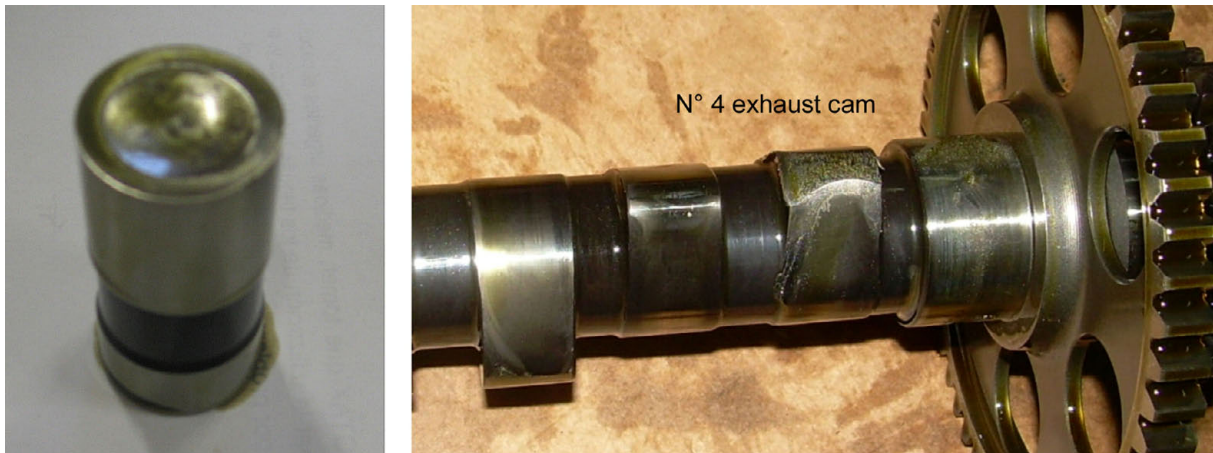


Figure 2. Hydraulic tappet and camshaft cam from exhaust valve cylinder n° 4 on aircraft EC-IZC

Despite similar wear on tappets and camshafts of aircraft EC-JCQ and EC-JCQ, the manufacturer considers that the EC-IZC problem is different from that of the EC-JCQ and does not share the same cause.

2. ANALYSIS

After a total of 45 minutes of operation since being installed on aircraft EC-JCQ, the new certified Rotax 912S2 engine began to exhibit a loss of power, increased temperature, vibrations and a metallic sound. The inspection of the engine revealed that the hydraulic tappet from exhaust valve cylinder number 1 was perforated, did not meet design hardness specifications, and that the associated camshaft cam showed a massive loss of material.

The purpose of the tappet is to convert the rotational movement of the camshaft to the rectilinear motion of the push rods, which in turn open and close the combustion chambers' intake and exhaust valves. The improper operation of the tappets affects the valves and leads to problems with airtightness, mixture admission and the evacuation of exhaust gases from the combustion chamber, thereby affecting the power developed by the engine. Wear and perforations found in the camshaft-hydraulic tappet assembly led to problems in the opening and closing of the associated valve, which resulted in a loss of power of the aircraft EC-JCQ. As a result of the wear both on the cams and on the hydraulic tappets, particles were ejected which, once distributed throughout the engine, led to the abrasion marks and particules found.

According to the manufacturer, the cause of the perforation is an excessive roughness of the hydraulic tappet contact surface in combination with the engine oil used for lubrication. These conditions led to excessive friction and heat, which caused the loss of material and perforation of the tappet and camshaft cam. In this regard, the

manufacturer has polished the surface of the hydraulic tappet and has changed the engine oil used on the bench test. Because of the consideration by the manufacturer that wear on both pieces (camshaft cam and hydraulic tappet) stemmed from the tappets, actions regarding the camshaft have not been considered, and the manufacturer considers its actions sufficient to avoid any unsafe conditions.

That scenario explains problems which occurred on new engines or engines with new tappets installed. However, it does not explain problems which appeared on engines with more operating hours, like the EC-IZC aircraft, in which at just 152 hours of total operation, the engine showed similar wear and loss of material on tappets and the camshaft cam. Nevertheless, the manufacturer considers that the EC-IZC occurrence is a different case and does not share the same cause.

The improvements implemented by the manufacturer would prevent failures on new engines or engines with new polished hydraulic tappets. As for those engines already installed or built, with hydraulic tappets manufactured before the improvements, Rotax has not taken any preventive actions, save for that listed in bulletin ASB-912-051/ASB-914-034 to inspect the magnetic plug. This measure relies on the accumulation of shavings at the magnetic plug from a fault in the tappet-camshaft assembly to detect a problem in that part of the engine. Yet, as happened with aircraft EC-JCQ and EC-IZC, the tappet failed completely after a short in-service period which did not allow the problem to be detected. This measure, therefore, in addition to being reactive, is considered to endanger the safe operation of the engine and is thus addressed in a safety recommendation.

3. CONCLUSIONS

3.1. Findings

- The engine installed in the aircraft had been manufactured and distributed by Rotax and had operated 45 minutes since new.
- The exhaust valve number 1 cylinder hydraulic tappet, after the incident, had hardness characteristics below the minimum design specifications and a perforation.
- The manufacturer considers that the perforations and loss of material from tappets and camshafts are caused by friction and heat due to lubrication and the excessive roughness of the tappet contact surface with the cam.
- The measures taken by the manufacturer and EASA for already built engines call for a check of the magnetic plug as symptom of a problem in the tappet-camshaft assembly.
- Despite the similarity of the wear and loss of material from tappets and camshafts found on aircraft EC-IZC after 152 h of operation, the manufacturer considers that both incidents do not share the same cause.

3.2. Causes

The loss of power which led to the incident with aircraft EC-JCQ is considered to be the result of a fault in the exhaust valve n° 1 cylinder due to the improper transmission of motion from the camshaft to the push rod and to the valve through the hydraulic tappet. According to the manufacturer, the excessive roughness of the tappet and lubrication resulted in excessive friction between the tappets and camshafts.

4. SAFETY RECOMMENDATIONS

The investigation into the incident involving aircraft EC-JCQ has revealed problems in the hydraulic tappet-camshaft assembly. In both cases, these problems resulted in the faulty operation of an exhaust valve with the ensuing loss of power and the performance of emergency landings.

Both the tappet and the camshaft suffered significant wear. In one case, the tappet was actually perforated. The manufacturer has acknowledged the existence of problems with the roughness of the tappets and lubrication, which has resulted in certain improvements to the manufacturing processes and in the issue of two service bulletins and an airworthiness directive.

The measures taken in October 2006 in regards to the Airworthiness Directive, do not allow from the outset for prevention of the failure of the tappet-camshaft assembly. The fault in question could be catastrophic and immediate (occurring over just one flight) resulting in a loss of power, and force to the pilot to perform an emergency landing without any additional flight time. These measures are reactive and it is considered that the continued airworthiness of those engines with tappets manufactured prior to the improvements is not ensured.

REC 42/07. It is recommended that EASA and ROTAX take measures intended to guarantee the continued airworthiness of ROTAX 912/914 engines in service which use hydraulic tappets manufactured prior to the implementation of the improvements.

ANNEX I

ASB-912-051/ASB-914-034



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG

ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051

ASB-914-034

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

- ▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.
- **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.
- ◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 A from S/N 4,410.681
- 912 F from S/N 4,412.912
- 912 S from S/N 4,923.263
- 914 F from S/N 4,420.595

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 A from S/N 4,410.709
- 912 F from S/N 4,412.920
- 912 S from S/N 4,923.381
- 914 F from S/N 4,420.633

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

1.2) Concurrent ASB/SB/SI and SL

none

1.3) Reason

In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur.

1.4) Subject

Checking of magnetic plug on ROTAX® engine type 912/914 (Series).

1.5) Compliance

- (a) before the first installation or first engine start up
- (b) within the next 5 hours of operation (one-time), but at the latest by March 1, 2007
- (c) at every specified oil change

▲ **WARNING:** Non-compliance with these instructions could result in engine damage, personal injury or death!

1.6) Approval

The technical content is approved under the authority of DOA Nr. EASA.21J.048.

dl03986

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051
ASB-914-034
Page 1 of 4

1.7) Manpower

Estimated man-hours:

engine installed in the aircraft - - - manpower time will depend on installation and therefore no estimate is available from the engine manufacturer.

1.8) Mass data

change of weight - - - none

moment of inertia - - - unaffected

1.9) Electrical load data

no change

1.10) Software accomplishment summary

no change

1.11) References

In addition to this technical information refer to current issue of

- Illustrated Parts Catalog (IPC)

- Maintenance Manual (MM)

◆ NOTE: The status of Manuals can be determined by checking the table of amendments of the Manual. The 1st column of this table is the revision status. Compare this number to that listed on the ROTAX WebSite: www.rotax-aircraft-engines.com. Updates and current revisions can be downloaded for free.

1.12) Other publications affected

none

1.13) Interchangeability of parts

All used parts which cannot be used must be returned F.O.B. to a ROTAX[®] Authorized Distributor or Service Center.

2) Material Information**2.1) Material - cost and availability**

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Center.

2.2) Company support information

none

2.3) Material requirement per engine

Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

2.4) Material requirement per spare part

none

2.5) Rework of parts

none

2.6) Special tooling/lubricant/adhesives/sealing compound - Price and availability

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Centers. parts requirement:

Fig.no.	p/n	Qty/engine	Description	Old p/n	Application
	877890	1	Torx-Bit T40	-	magnetic drain plug

■ CAUTION: In using these special tools observe the manufacturer's specifications.

3) Accomplishment / Instructions

Accomplishment

All the measures must be taken and confirmed by the following persons or facilities:

- ROTAX®-Airworthiness representative
- ROTAX®-Distributors or their Service Centers
- Persons approved by the respective Aviation Authority

▲ **WARNING:** Proceed with this work only in a non-smoking area and not close to sparks or open flames. Switch off ignition and secure engine against unintentional operation. Secure aircraft against unauthorized operation. Disconnect negative terminal of aircraft battery.

▲ **WARNING:** Risk of scalds and burns! Allow engine to cool sufficiently and use appropriate safety gear while performing work.

▲ **WARNING:** Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

3.1) Instructions

■ **CAUTION:** All work has to be performed in accordance with the relevant Maintenance Manual.

3.1.1) Checking of magnetic plug

See fig. 1 and fig. 2

- Remove the magnetic plug according to relevant Maintenance Manual.
- Inspect magnetic plug in accordance with procedure in relevant Maintenance Manual.

■ **CAUTION:** If a greater quantity of metal particles (more than 3 mm (1/8")) is detected, consultation of an authorized distributor regarding further action is necessary. The engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated.

- Restore aircraft to original operating configuration.
- Connect negative terminal of aircraft battery.

3.2) Test run

Conduct test run including ignition check and inspect for fluid leaks in accordance with the current Maintenance Manual of the respective engine type.

3.3) Summary

These instructions (section 3) have to be conducted in accordance with compliance in section 1.5.
The execution of the mandatory Alert Service Bulletin must be confirmed in the logbook.

Approval of translation to best knowledge and judgement - in any case the original text in German language and the metric units (SI-system) are authoritative.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX®

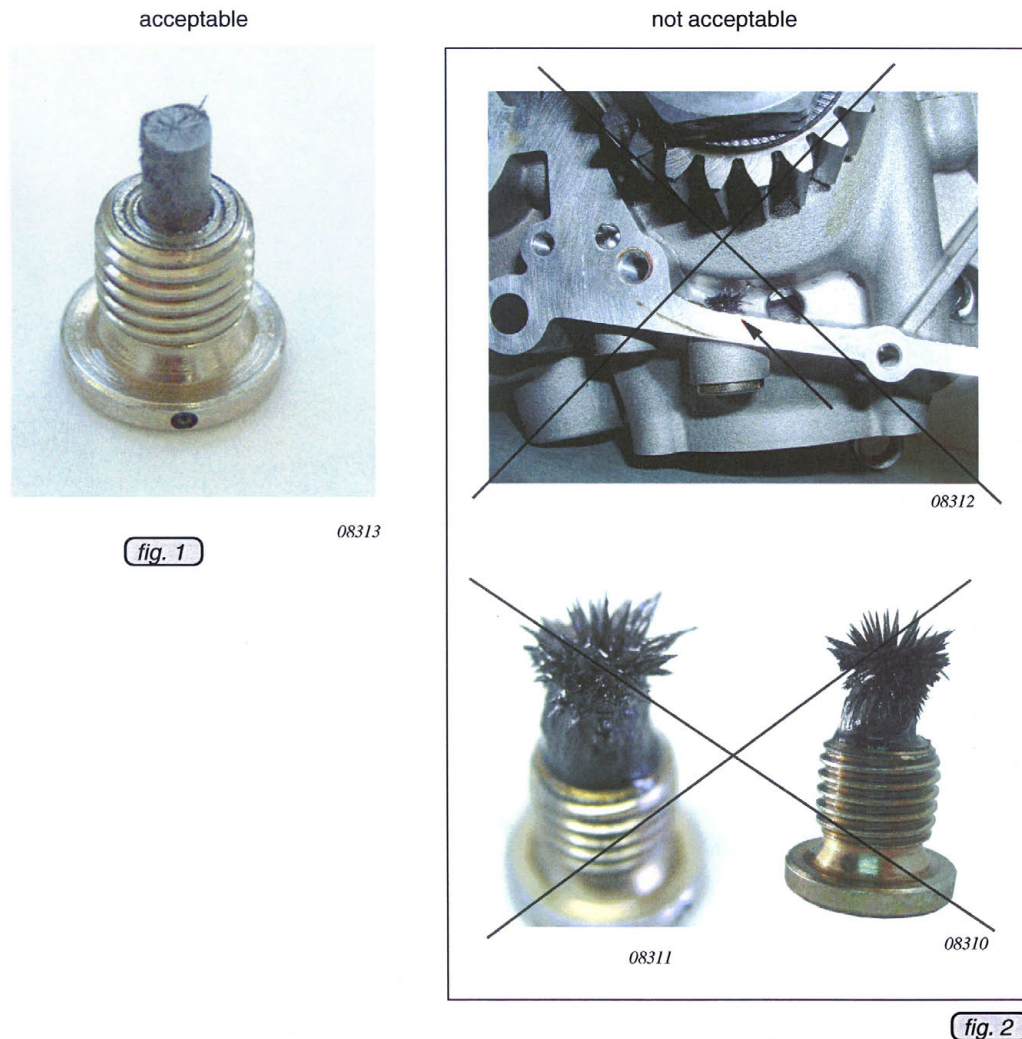
ASB-912-051

ASB-914-034

Page 3 of 4

4) Appendix

the following drawings should convey additional information:



- ◆ NOTE: The illustrations in this document show the typical construction. They may not represent full detail or the exact shape of the parts which have the same or similar function.
Exploded views are **no technical** drawings and are for reference only. For specific detail, refer to the current documents of the respective engine type.

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051
ASB-914-034
Page 4 of 4

ANNEX II

ASB-912-051 UL/ASB-914-034 UL



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051UL

ASB-914-034UL

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.

■ **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.

◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 UL from S/N 4,407.606
- 912 ULS from S/N 5,645.990
- 912 ULSFR from S/N 4,430.267
- 914 UL from S/N 4,419.210

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 UL from S/N 4,408.102
- 912 ULS from S/N 5,647.146
- 912 ULSFR from S/N 4,430.414
- 914 UL from S/N 4,419.436

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

For complete instructions and compliance to this Alert Service Bulletin refer to Alert Service Bulletin ASB-912-051/ASB-914-034, latest edition section 1.2 onward.

- ◆ **NOTE:** Section 1.6) Approval: Is not required for engines of the type UL (series).
Section 3) Accomplishment: In addition: persons with adequate type-specific training.

d039988

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

ASB-912-051UL
ASB-914-034UL
page 1 of 1

Copyright - ROTAX®



ALERT SERVICE BULLETIN

CHECKING OF MAGNETIC PLUG

ON ROTAX® ENGINE TYPE 912/914 (SERIES)

ASB-912-051

ASB-914-034

MANDATORY

Repeating symbols:

Please, pay attention to the following symbols throughout this document emphasizing particular information.

- ▲ **WARNING:** Identifies an instruction, which if not followed, may cause serious injury or even death.
- **CAUTION:** Denotes an instruction which if not followed, may severely damage the engine or could lead to suspension of warranty.
- ◆ **NOTE:** Information useful for better handling.

1) Planning information

1.1) Engines affected

All versions of the engine type:

- 912 A from S/N 4,410.681
- 912 F from S/N 4,412.912
- 912 S from S/N 4,923.263
- 914 F from S/N 4,420.595

Also affected are all engines on which the camshaft/hydraulic valve tappets have been exchanged at engine repair/general overhaul after January 1, 2006.

That certain engines

- 912 A from S/N 4,410.709
- 912 F from S/N 4,412.920
- 912 S from S/N 4,923.381
- 914 F from S/N 4,420.633

have already had the magnetic plug inspected to comply with section 1.5 (a) "before first installation or first start up".

1.2) Concurrent ASB/SB/SI and SL

none

1.3) Reason

In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur.

1.4) Subject

Checking of magnetic plug on ROTAX® engine type 912/914 (Series).

1.5) Compliance

- (a) before the first installation or first engine start up
- (b) within the next 5 hours of operation (one-time), but at the latest by March 1, 2007
- (c) at every specified oil change

▲ **WARNING:** Non-compliance with these instructions could result in engine damage, personal injury or death!

1.6) Approval

The technical content is approved under the authority of DOA Nr. EASA.21J.048.

d03986

OCTOBER 13, 2006
Initial Issue

Current valid documentation see:
www.rotax-aircraft-engines.com

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051
ASB-914-034
Page 1 of 4

1.7) Manpower

Estimated man-hours:

engine installed in the aircraft - - - manpower time will depend on installation and therefore no estimate is available from the engine manufacturer.

1.8) Mass data

change of weight - - - none

moment of inertia - - - unaffected

1.9) Electrical load data

no change

1.10) Software accomplishment summary

no change

1.11) References

In addition to this technical information refer to current issue of

- Illustrated Parts Catalog (IPC)

- Maintenance Manual (MM)

◆ NOTE: The status of Manuals can be determined by checking the table of amendments of the Manual. The 1st column of this table is the revision status. Compare this number to that listed on the ROTAX WebSite: www.rotax-aircraft-engines.com. Updates and current revisions can be downloaded for free.

1.12) Other publications affected

none

1.13) Interchangeability of parts

All used parts which cannot be used must be returned F.O.B. to a ROTAX[®] Authorized Distributor or Service Center.

2) Material Information**2.1) Material - cost and availability**

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Center.

2.2) Company support information

none

2.3) Material requirement per engine

Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

2.4) Material requirement per spare part

none

2.5) Rework of parts

none

2.6) Special tooling/lubricant/adhesives/sealing compound - Price and availability

Price and availability will be supplied on request by ROTAX[®] Authorized Distributors or their Service Centers. parts requirement:

Fig.no.	p/n	Qty/engine	Description	Old p/n	Application
	877890	1	Torx-Bit T40	-	magnetic drain plug

■ CAUTION: In using these special tools observe the manufacturer's specifications.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX[®]

ASB-912-051

ASB-914-034

Page 2 of 4

3) Accomplishment / Instructions

Accomplishment

All the measures must be taken and confirmed by the following persons or facilities:

- ROTAX®-Airworthiness representative
- ROTAX®-Distributors or their Service Centers
- Persons approved by the respective Aviation Authority

▲ **WARNING:** Proceed with this work only in a non-smoking area and not close to sparks or open flames. Switch off ignition and secure engine against unintentional operation. Secure aircraft against unauthorized operation. Disconnect negative terminal of aircraft battery.

▲ **WARNING:** Risk of scalds and burns! Allow engine to cool sufficiently and use appropriate safety gear while performing work.

▲ **WARNING:** Should removal of a locking device (e.g. lock tabs, self-locking fasteners, etc.) be required when undergoing disassembly/assembly, always replace with a new one.

3.1) Instructions

■ **CAUTION:** All work has to be performed in accordance with the relevant Maintenance Manual.

3.1.1) Checking of magnetic plug

See fig. 1 and fig. 2

- Remove the magnetic plug according to relevant Maintenance Manual.
- Inspect magnetic plug in accordance with procedure in relevant Maintenance Manual.

■ **CAUTION:** If a greater quantity of metal particles (more than 3 mm (1/8")) is detected, consultation of an authorized distributor regarding further action is necessary. The engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated.

- Restore aircraft to original operating configuration.
- Connect negative terminal of aircraft battery.

3.2) Test run

Conduct test run including ignition check and inspect for fluid leaks in accordance with the current Maintenance Manual of the respective engine type.

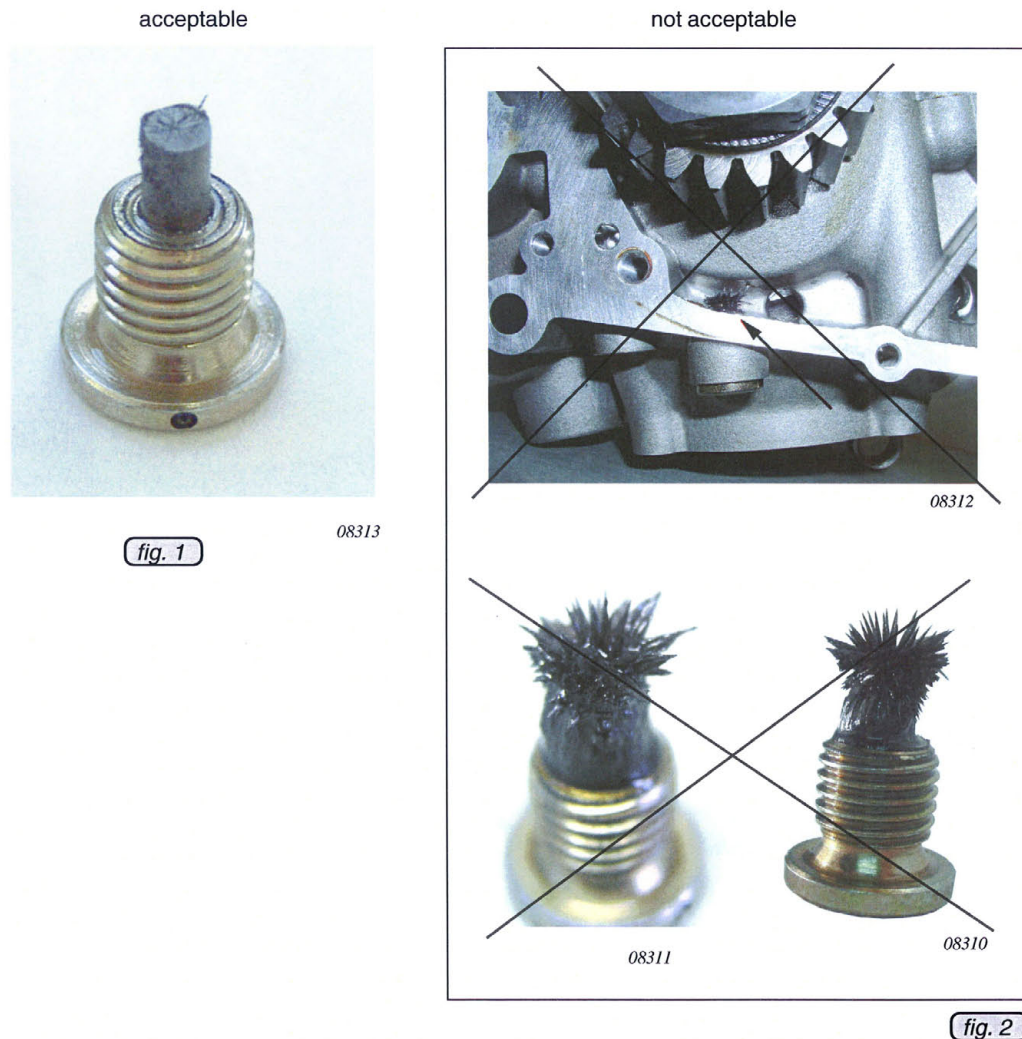
3.3) Summary

These instructions (section 3) have to be conducted in accordance with compliance in section 1.5.
The execution of the mandatory Alert Service Bulletin must be confirmed in the logbook.

Approval of translation to best knowledge and judgement - in any case the original text in German language and the metric units (SI-system) are authoritative.

4) Appendix

the following drawings should convey additional information:



- ◆ NOTE: The illustrations in this document show the typical construction. They may not represent full detail or the exact shape of the parts which have the same or similar function.
Exploded views are **no technical** drawings and are for reference only. For specific detail, refer to the current documents of the respective engine type.

OCTOBER 13, 2006

Initial Issue

Copyright - ROTAX®

ASB-912-051

ASB-914-034

Page 4 of 4

ANNEX III

AD 2006-0316-E

EASA	EMERGENCY AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	AD No : 2006-0316-E Date: 16 October 2006
No person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of that Airworthiness Directive unless otherwise agreed with the Authority of the State of Registry.	
Type Approval Holder's Name : BRP-Rotax GmbH & Co. KG	Type/Model designation(s) : Rotax 912 A series; Rotax 912 F series; Rotax 912 S series; and Rotax 914 F series
TCDS Number : Austria TW8/89, TW9-ACG, TW10-ACG	
Foreign AD : Not applicable	
Supersedure : Not applicable	
ATA 72	Engine – Magnetic Plug – Inspections
Manufacturer(s):	BRP-Rotax GmbH & Co. KG; Bombardier-Rotax GmbH & Co. KG; Bombardier-Rotax GmbH;
Applicability:	Rotax 912 A series engines from serial number (s/n) 4,410.681 onwards; Rotax 912 F series engines from s/n 4,412.912 onwards; Rotax 912 S series engines from s/n 4,923.263 onwards; Rotax 914 F series engines from s/n 4,420.595 onwards; and any s/n engine on which the camshaft and/or the hydraulic valve tappets have been replaced (e.g. during engine repair or general overhaul) after January 1, 2006. These engines are known to be installed on, but not limited to, the following aircraft types: 3-i Sky Arrow 650 TC, 650 TCN, 650 TCNS and 710 RG; Aeromot AMT-200 Super Ximango and AMT-300 Turbo Super Ximango; Aircraft Phillipp (formerly Alpa-Werke; Nitsche) AVO 68 series Samburo; Aquila AT01; Cessna 150 and A150 series; Diamond (formerly HOAC) H 36 Dimona, HK 36 series Super Dimona, DV 20 Katana and DA20-A1 Katana; Evektor-Aerotechnik EV-97 VLA; Grob G 109; Issoire APM-20 Lionceau; Reims Aviation F150 and FA150 series; Scheibe SF 36R and SF 25C;

	Stemme S10-VT; Tecnam P 92-J, P 92-JS and P2002-JF; W.D. Aircraft D4 Fascination. Note: The installation of these engines was either done by the respective aircraft manufacturer or through modification of the aircraft by Supplemental Type Certificate. The following s/n engines have already been inspected before first installation or first engine start up according section 1.5 Compliance (a) of BRP-Rotax ASB-912-051 and ASB-914-034 respectively: Rotax 912 A series from s/n 4,410.709 onwards. Rotax 912 F series from s/n 4,412.920 onwards. Rotax 912 S series from s/n 4,923.381 onwards. Rotax 914 F series from s/n 4,420.633 onwards.
Reason:	In limited cases increased wear of camshaft/hydraulic valve tappet can occur. This may lead to improper engine operation, power loss or in-flight engine failure. BRP-Rotax GmbH & Co. KG has issued Alert Service Bulletin ASB-912-051 and ASB-914-034 respectively which describes a special inspection for the affected engines to address this problem. This Emergency Airworthiness Directive requires the inspection, as described in the referenced ASB's, to be carried out as indicated.
Effective Date:	17 October 2006
Compliance:	(1) Before the next engine start up from the effective date of this directive, inspect the magnetic plug in accordance with the instructions of BRP-Rotax ASB-912-051 or ASB-914-034, as applicable; (2) Within 5 hours of operation after the effective date of this directive, but not later than 01 March 2007 and thereafter at every specified oil change, repeat the inspection as required by paragraph (1) of this directive. (3) If, during any of the inspections as required by this directive, a greater quantity of metal parts than 3 mm is detected, the engine must not be taken into operation until the cause has been identified and eliminated; (4) After the effective date of this directive, no person may install one of the affected engines on any aircraft unless the magnetic plug has been inspected in accordance with the requirements of this directive.
Ref. Publications:	BRP-Rotax Alert Service Bulletin, ASB-912-051 and ASB-914-034 or later approved revisions.
Remarks :	1. If requested and appropriately substantiated the responsible EASA manager for the related product has the authority to accept Alternative Method of Compliance (AMOCs) for this AD. 2. The safety assessment has requested not to implement the full consultation process and an immediate publication and notification. 3. Enquiries regarding this AD should be addressed to the AD Focal Point, Certification Directorate, EASA; E-mail: ADs@easa.europa.eu. 4. For any question concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact BRP-Rotax GmbH & Co.KG Ph.: +43 7246 601 0; Fax: +43 7246 601 760

