

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.

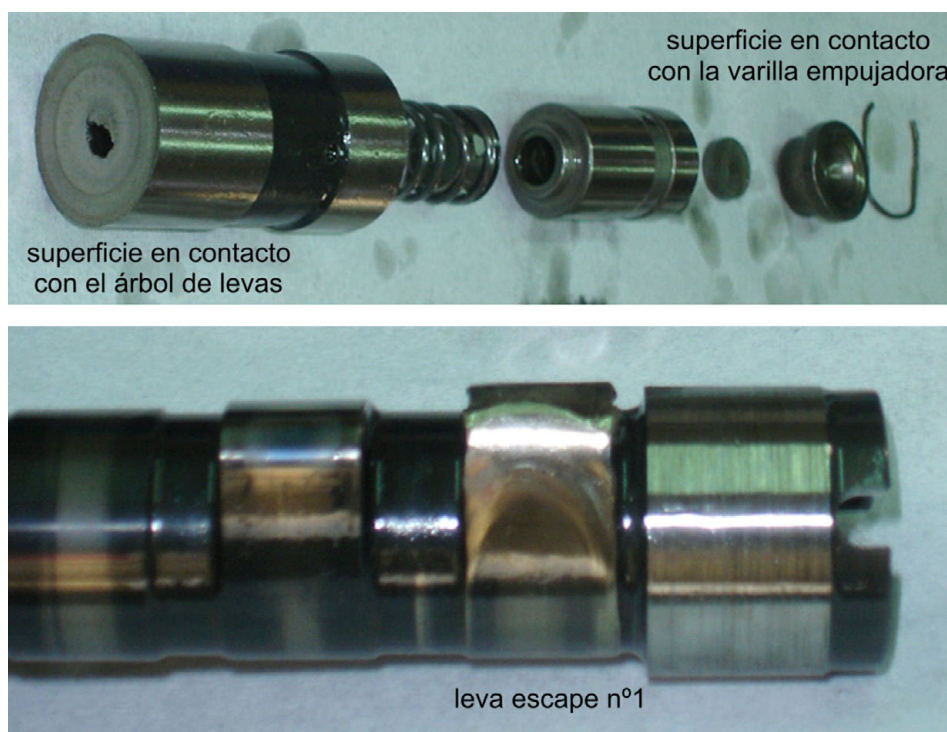


Figura 1. Taqué hidráulico y leva del árbol de levas de la válvula de escape del cilindro n.º 1

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®

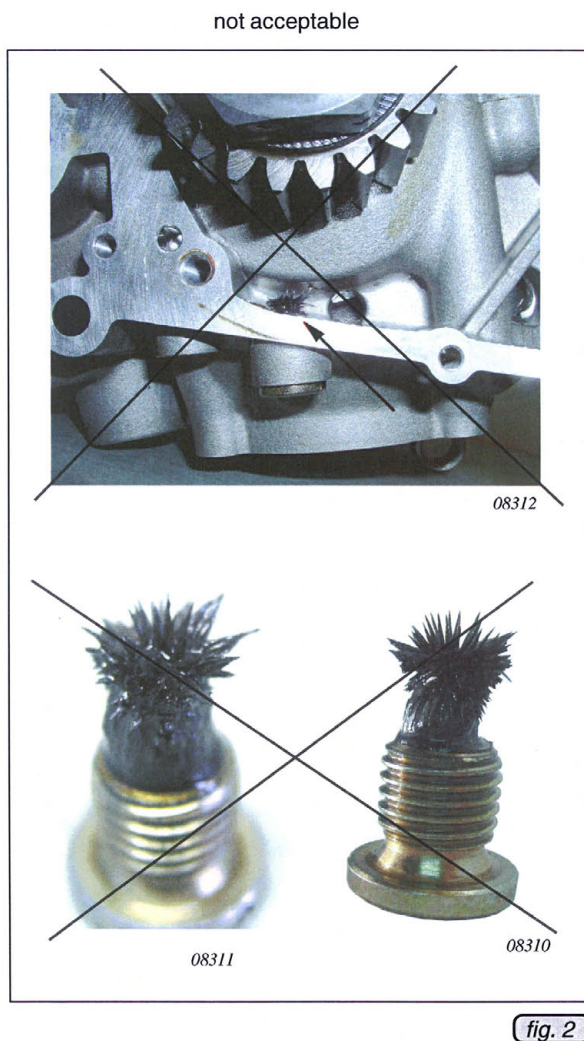
ASB-912-051

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.

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.

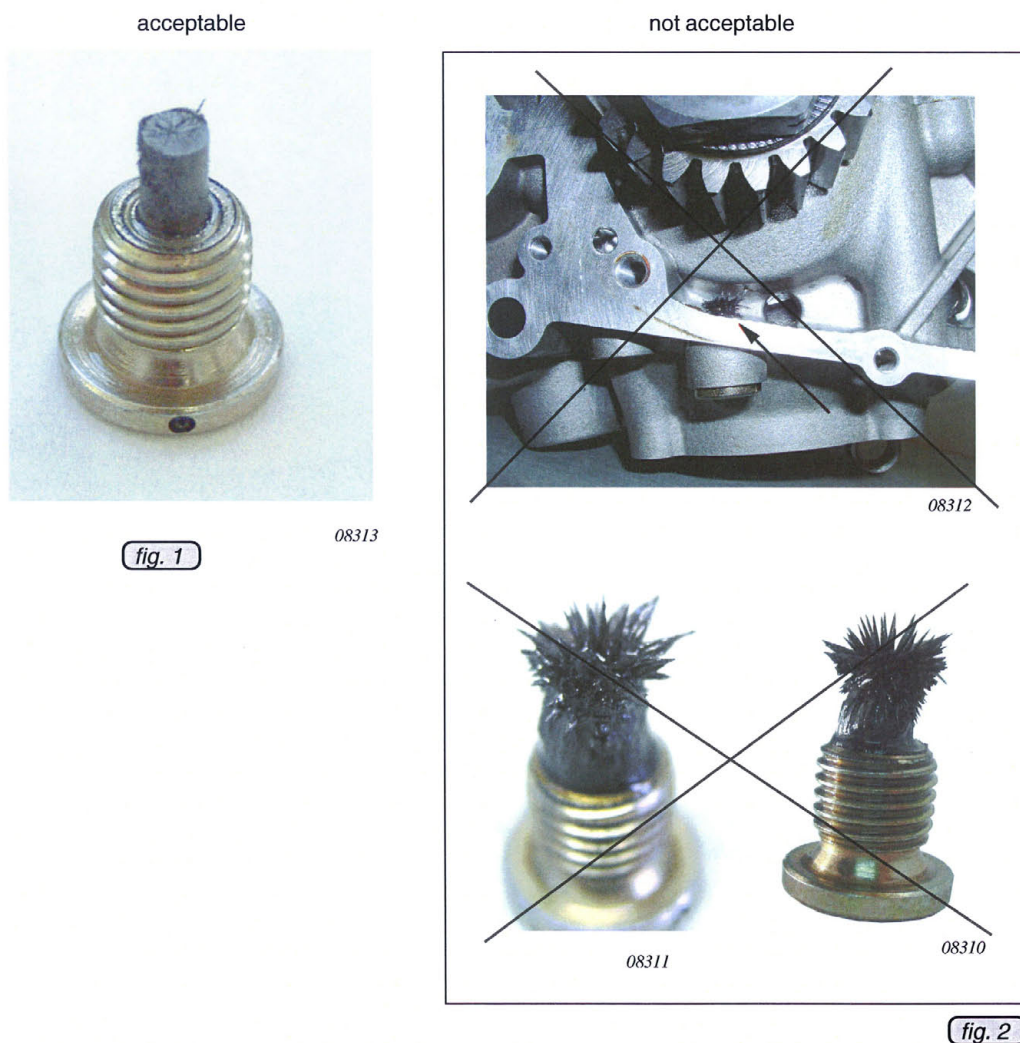
3.3) Summary

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

