

RESUMEN DE DATOS

LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Lunes, 23 de junio de 2008; 13:20 h¹
Lugar	4,5 km al oeste del Aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos

AERONAVE

Matrícula	EC-GCX
Tipo y modelo	CESSNA 177 RG «Cardinal»
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	LYCOMING IO-360-A1B6D
Número	1

TRIPULACIÓN

Piloto al mando

Edad	60 años
Licencia	PPL(A)
Total horas de vuelo	500 h, aproximadamente
Horas de vuelo en el tipo	400 h, aproximadamente
Horas de vuelo en últ. 24 h	Ninguna

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes, especialmente en el motor y la hélice
Otros daños	Menores

DATOS DEL VUELO

Tipo de operación	General – Vuelo de comprobación
Fase del vuelo	En ruta

INFORME

Fecha de aprobación	9 de junio de 2011
---------------------	---------------------------

¹ Todas las referencias horarias indicadas en este informe se realizan en la hora local, salvo que se especifique expresamente lo contrario.

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1. Reseña del vuelo

El día 23 de junio de 2008, la aeronave CESSNA 177RG «Cardinal», matrícula EC-GCX, realizaba un vuelo de comprobación, después de haber sido sometida a una revisión anual efectuada en un centro de mantenimiento autorizado situado en el aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos. La comprobación en vuelo formaba parte del proceso necesario para la renovación del Certificado de Aeronavegabilidad.

A estos efectos, se había presentado un Plan de Vuelo local, de acuerdo con las Reglas de Vuelo Visual, con una duración prevista de una hora, y con el propietario y piloto habitual de la aeronave como piloto a los mandos y único ocupante de esta. Las condiciones meteorológicas eran adecuadas para el vuelo.

La aeronave despegó a las 13:10 h por la pista 10, realizó el circuito con la pista a la derecha, lo abandonó por el punto W, situado en la vertical de Villaviciosa de Odón, y se dirigió hacia Aldea del Fresno para realizar las pruebas previstas. A las 13:14 h, cuando se encontraba a 3 NM al Oeste de Villaviciosa de Odón volando a 4.000 ft de altitud, el piloto notificó a la Torre de Control del aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos que tenía problemas de motor y pidió autorización para volver directo al aeropuerto; se le autorizó para proceder directo a la pista 10 e inició el retorno, a las 13:15 h. El controlador de torre preguntó al piloto si declaraba emergencia y este respondió que no; después le preguntó si tenía a la vista algún lugar para aterrizar, y el piloto respondió afirmativamente y que ya estaba aterrizando; eran las 13:20 h, aproximadamente.

En la figura 1 se representa la trayectoria de la aeronave sobre el mapa de la zona, determinada a partir de los datos radar registrados en las dependencias de control del tránsito aéreo.

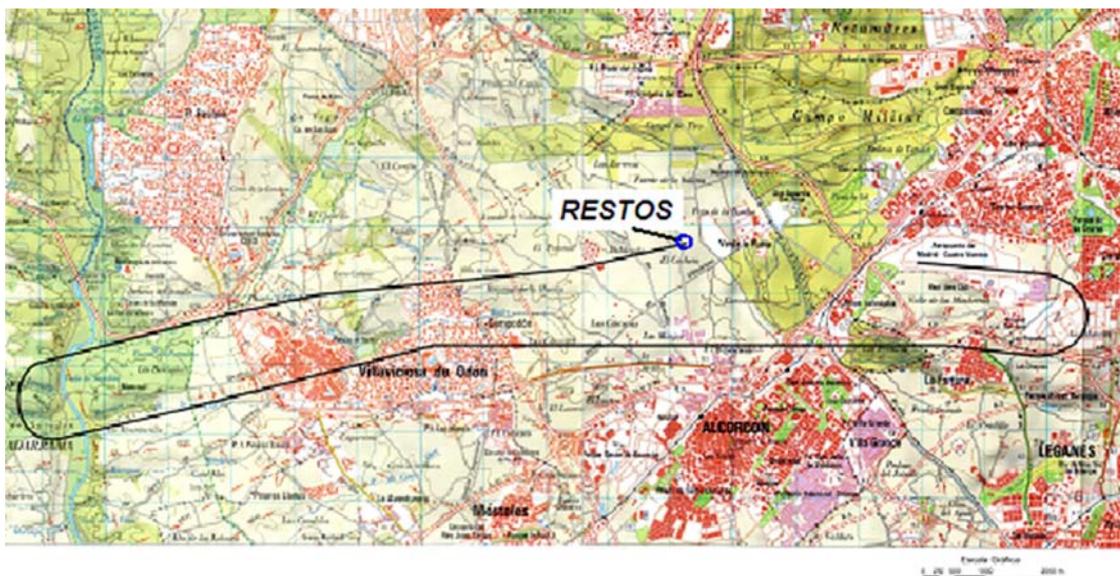


Figura 1. Trayectoria estimada

La aeronave aterrizó en un campo sembrado de trigo, siguiendo la dirección de los surcos, que estaban orientados en la misma dirección que la pista del aeropuerto. El piloto resultó ileso y abandonó la aeronave por sus propios medios; una vez comprobada la situación, volvió al avión y comunicó su posición; diez minutos más tarde, aterrizaba en el lugar un helicóptero de la Dirección General de Tráfico para prestarle auxilio.

1.2. Daños sufridos por la aeronave

El aterrizaje de emergencia se había realizado con el tren de aterrizaje recogido. El contacto de la aeronave con el terreno había sido suave y esta había recorrido en tierra unos 70 m, terminando su trayectoria con un giro de 60° a la derecha. En la Figura 2 se presenta una vista aérea de la aeronave en su posición final.



Figura 2. Aeronave después del aterrizaje

La aeronave no sufrió daños estructurales significativos, presentando exclusivamente los producidos en la parte inferior del fuselaje durante el recorrido en tierra.

Además, la parte inferior del fuselaje estaba, también, impregnada de aceite de motor.

En lo que al grupo motopropulsor se refiere, el motor tenía el retén delantero del cigüeñal fuera de su alojamiento y desplazado hacia delante, y presentaba un orificio en la parte superior del cárter, a la altura del cilindro n.º 4; la hélice presentaba características de haber entrado en contacto con el terreno sin potencia aplicada, con las puntas de las palas dobladas hacia atrás y marcas de roce en ellas sensiblemente paralelas a la envergadura de las respectivas palas.



Figura 3. Restos de la aeronave

1.3. Información de aeronave

1.3.1. Célula

Matrícula:	EC-GCX
Fabricante:	CESSNA AIRCRAFT CO.
Modelo:	177 RG «Cardinal»
Número de serie:	177 RG 0567
Año de fabricación:	1974
MTOW:	1.270 kg

1.3.2. Motor

Fabricante:	LYCOMING
Modelo:	IO-360-A1B6D
Número de serie:	L-12337-51A
Potencia:	200 CV

1.3.3. Hélice

Fabricante:	McCAULEY
Modelo:	B3D36C428
Tipo:	Tripala, de velocidad constante
Número de serie:	010335
Governor:	McCauley DC290D1 F/T3, N/S 010521

1.3.4. Certificado de aeronavegabilidad

Número:	3823
Categoría:	Avión Categoría Normal
Emisión:	17-11-2004
Validez:	26-03-2008

1.3.5. Mantenimiento

En el programa de mantenimiento aprobado para la aeronave figuraban las revisiones siguientes:

- A. Revisión de Línea, a realizar cada 50 h, sin límite por calendario.
- B. Revisión Básica, a realizar cada 100 h, sin límite por calendario.
- C. Revisión periódica, a realizar cada 200 h, sin límite por calendario.

Además, figuraban las notas siguientes:

- Nota 1. Debe hacerse una revisión anual por calendario, que consistirá en realizar las inspecciones de 50, 100 y 200 horas, si no han sido cumplimentadas ya por límite de horas.
- Nota 2. Las revisiones periódicas del motor coincidirán con las del avión, de acuerdo con el manual de mantenimiento aprobado, excepto la general de motor que se realizará según el anexo vigente a la I.C. 35-03b, del 15-03-1988 o revisión posterior².
- Nota 3. Se tendrán en cuenta los puntos especiales de revisión de célula, así como su calendario, de acuerdo con el manual de mantenimiento aprobado del avión.
- Nota 4. La revisión general de hélice se efectuará cada 1.500 h o 5 años³.

En la fecha del incidente, la aeronave contaba con 2.864 h totales de vuelo. Con fecha 15-02-2007 y 2.830:10 h de vuelo, había sido sometida a una revisión anual y, transcurrido año, se le había hecho una nueva revisión anual; en el curso de esta última revisión se habían desmontado de la aeronave la hélice y el governor, se les había hecho una revisión general que les correspondía por calendario y se habían vuelto a montar.

Una vez terminadas las tareas de mantenimiento previstas y con objeto de renovar el Certificado de Aeronavegabilidad se requería realizar un vuelo de comprobación; para ello, se había solicitado y obtenido una autorización de vuelo, expedida el 17-06-2008, con una validez de diez días y las condiciones siguientes: Sin pasajeros, sin carga de pago, tripulación mínima y condiciones VMC. Con esta autorización se realizó el vuelo en el que se produjo el incidente.

1.3.6. Documentación técnica de mantenimiento

De acuerdo con lo establecido en el programa de mantenimiento aprobado para la aeronave, esta debe mantenerse de acuerdo con lo establecido en el Manual de Mantenimiento y Catálogo de Piezas de la Cessna 177 RG y del motor Avco Lycoming IO-360, actualizados.

El Manual de Mantenimiento aplicable a la aeronave era el documento de Cessna de referencia D991-3-13, denominado «Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual»

² En este caso, el motor disponía de 2.000 h de vuelo entre revisiones generales.

³ Por tratarse de una hélice de paso variable, esta nota afecta, en los mismos términos, también al governor.

de fecha 01-09-1972, revisión n.º 3 de fecha 01-09-1974. En la fecha en que ocurrió el incidente el fabricante había emitido seis revisiones temporales de este manual, de las que sólo estaba incluida en él la n.º 1; las demás, con una distribución separada del manual, eran: La n.º 2 de fecha 03-10-1994, la n.º 3 de fecha 07-01-2000, la n.º 4 de fecha 07-10-2002, la n.º 5 de fecha 11-07-2005 y la n.º 6 de fecha 15-01-2008.

El montaje del governor de la hélice está contemplado en la Sección 13, apartado 13.1 del citado manual y se modificó mediante la revisión temporal n.º 5 del mismo; como Apéndice A se incluyen las páginas del Manual de Mantenimiento que afectan al governor y el texto de la revisión temporal n.º 5 del mismo.

En lo que a la instalación se refiere, en el apartado «13 – 11. INSTALLATION» punto c del Manual, figura:

«c. Install a new mounting gasket on the mounting studs. Install gasket with raised surface of the gasket screen toward the governor.»
(c. Instalar una junta de montaje nueva en los espárragos de montaje. Instalar la junta con la superficie elevada de la rejilla hacia el governor.)

En la revisión temporal n.º 5, la redacción de este apartado se modifica, de manera que figura:

«c. Install new Lycoming part number 72053 gasket on the mounting studs. Install a Lycoming LW-12347 plate over the 72053 gasket and a MS9144-01 gasket over the LW-12347 plate. Install gasket with raised surface toward the governor. Refer to Lycoming Service Instruction 1438 or latest revision.»
(c. Instalar una junta nueva, número de parte 72053 de Lycoming, en los espárragos de montaje. Instalar una Placa Lycoming LW-12347 sobre la junta 72053 y una junta MS9144-01 sobre la placa LW-12347. Instalar la junta con la superficie elevada de la rejilla hacia el governor. Consultar la Instrucción de Servicio n.º 1438 de Lycoming, o su última revisión.)

Como Apéndice B se incluye la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming, de fecha 09-12-2005. En ella se detalla el montaje del governor de la hélice en el motor, con dos juntas y una placa intermedia, necesario con determinados governor de hélice para eliminar la posibilidad de fugas de aceite entre el governor y la caja de accesorios del motor.

Asimismo, como Apéndice C se incluye el Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) NE-06-08, de la Federal Aviation Administration (FAA) de los Estados Unidos, de fecha 09-11-2005 y corregido con fecha 14-11-2005, en el que se relacionan los modelos conocidos de motores y de aviones en los que están instalados, afectados por la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming. Entre ellos figura el motor Lycoming IO-360-A1B6D que se instala en el avión Cessna 177RG Cardinal.

1.4. Inspección de los restos de la aeronave

Una vez los restos de la aeronave en el hangar de Cuatro Vientos, se comprobaron que los daños estructurales se limitaban a los observados en la inspección de campo y se confirmó que, en general, eran menores.

La inspección exterior del grupo motopropulsor confirmó, en primer lugar, la existencia de una fuga de aceite en el acoplamiento del governor al motor. Adicionalmente, se encontró que el motor no se podía girar, que el retén delantero del cigüeñal estaba desplazado de su alojamiento y que el cárter principal del motor tenía un orificio de unos 4 cm de diámetro, situado entre los botadores del cilindro n.º 4, por el que se veía el árbol de levas. El orificio fue producido, al parecer, por el golpe de una pieza del motor, que no ha sido identificada. Por todo ello, se decidió realizar inspecciones individuales de los elementos del grupo.

1.4.1. Inspección de la hélice

La hélice se desmontó del grupo sin dificultad y, previamente, se confirmó que las palas estaban en la posición de paso fino, y con las puntas rayadas y dobladas hacia atrás (véase Figura 3). Los daños en las palas demostraban que el contacto de la aeronave con tierra se había realizado sin tracción y a bajo régimen.

Se procedió, a continuación, a desmontar las palas y los elementos del buje, sin encontrar daños apreciables en sus piezas.

1.4.2. Control del paso de la hélice (governor) y resultados de su inspección

En el tipo de motor instalado en la aeronave, el governor de la hélice está montado en la toma de la parte inferior izquierda de la caja de accesorios del motor.

El governor es un dispositivo que varía el paso de las palas de hélice para mantener su velocidad de giro en el valor seleccionado por el piloto. La variación se consigue aplicando la presión generada por la bomba del propio governor al actuador de cambio de paso, situado en el buje de la hélice. La bomba se alimenta de aceite del motor que toma directamente del cárter, sin pasar por el filtro general. En el tipo de hélice instalada en la aeronave, el paso aumenta hasta rpm mínimas, al aumentar la presión en el actuador de paso cuando el piloto mueve el mando a posiciones crecientes y disminuye, hasta rpm máximas, por acción de la fuerza centrífuga de las palas, al reducir la presión cuando el piloto baja la posición del mando.

En la inspección de la instalación del governor, se confirmaron las señales visuales de la fuga indicada anteriormente y no se encontraron daños, ni en la parte mecánica del mando del piloto al governor, ni en el tubo que lleva el aceite del governor al actuador de paso en el buje de la hélice. Se comprobó que el tubo sólo contenía algunas gotas

de un aceite denso y de color gris. La pequeña cantidad de aceite en el tubo indicaba que el flujo de aceite se había cortado antes de la parada de la hélice.

El «governor» se desmontó sin problemas de su toma en la caja de accesorios de motor y se confirmó que, en la unión al motor, sólo había una junta, tipo MS 9144-01, como requiere el Manual de Servicio de la aeronave. La malla de la junta retenía gran cantidad de virutas metálicas.

No se pudo determinar con exactitud la causa de la fuga de aceite en la unión con el motor. Entre las posibilidades, se consideraron un posible defecto en la junta, previo o producido en el montaje, un apriete inadecuado de las tuercas que fijan el governor al motor, bien por aplicación de un par incorrecto, o bien, porque, en el montaje, el final del eje ranurado del governor hubiese llegado a contactar con el fondo de la corona de arrastre del motor de forma que impidiese el apriete del cuerpo del governor contra el motor. La fuga también podría haber sido causada por una combinación de las indicadas.

La inspección del propio governor se realizó en los talleres de la compañía especializada, que efectuó la revisión general antes del vuelo, y utilizando los mismos bancos de ensayo y comprobación. Se encontró que la dificultad al giro, que el dispositivo presentaba al iniciar la inspección, desapareció cuando se eliminaron las partículas metálicas, magnéticas y no magnéticas, que se habían almacenado en los orificios de entrada y salida del aceite. A continuación, se realizaron pruebas funcionales en banco, obteniendo un funcionamiento estable y resultados dentro de tolerancias. Al desmontar el governor, se encontró que sus elementos internos mostraban un buen estado general y sólo tenían algunos desgastes locales en las partes fijas producidos por roce con las piezas giratorias.

A la vista de los resultados de la inspección se concluyó que, aunque la fuga de aceite había afectado a su funcionamiento, no se había producido fallo de tipo alguno en el governor.

1.4.3. *Inspección del motor*

Al iniciar el despiece del motor, se detectaron abundantes virutas metálicas, tanto magnéticas como no magnéticas, en el cárter inferior (Fig. 4), y en los conductos de engrase, especialmente, en la malla del filtro de entrada a la bomba de aceite de motor. Al inspeccionar el interior de esta bomba, se comprobó que sus piezas estaban en buen estado, con señales de ligeros roces de los dientes de los engranajes con la carcasa. La bomba no tenía síntomas de haber funcionado sin aceite.



Figura 4. Partículas y virutas metálicas en el cárter

Seguidamente, se desmontaron los cilindros del cárter principal, encontrando que las bielas de los n.ºs 2, 3 y 4 se habían desprendido del cigüeñal y tenían señales de sobrecalentamiento severo que había llegado a producir fluencia del material en sentido longitudinal, especialmente en la del cilindro n.º 2 (Fig. 5). Asimismo, algunos de los cojinetes del cigüeñal habían roto y saltado permitiendo que la muñequilla se requemase (Fig. 6). Los daños en las piezas principales eran mayores cuanto más alejada era su situación de la bomba de aceite, así, la biela del cilindro n.º 1 permanecía cogida al cigüeñal y sus cojinetes, aunque también con huellas de alguna falta de engrase, no estaban recalentados.



Figura 5. Cilindro 2, semidesmontado, mostrando la rotura de la biela



Figura 6. Muñequilla cigüeñal quemada y restos metálicos sueltos

No se encontraron características típicas de «gripado» del motor, en el que se producen, en general, roturas estáticas de bielas y cilindros sin deformaciones apreciables. En este caso, se encontraron fuertes deformaciones de tipo plástico, producidas por una tracción superior a la carga de fluencia del material a alta temperatura, aplicada durante cierto tiempo, típicamente causadas por un funcionamiento del motor a regímenes altos, incluso superiores al máximo permitido (sobrevelocidad) con una lubricación cada vez más insuficiente.

En general, los cojinetes de bancada del cigüeñal estaban en buen estado y tenían restos de aceite de engrase. En el interior del motor se encontró aceite en cantidad significativamente inferior a la que debería haber tenido en condiciones normales.

En resumen, los daños observados son coherentes con un funcionamiento del motor a un régimen elevado, incluso con una posible sobrevelocidad, a la vez que se estaba produciendo una fuga de aceite que fue dificultando su lubricación y produciendo un excesivo calentamiento de las piezas móviles del motor.

El desmontaje del resto de los componentes del motor y de sus accesorios no reveló la presencia de otros daños ni aportó información adicional a la antes descrita.

1.5. Declaración del piloto

Durante la investigación del incidente, el piloto ha presentado un informe que detalla, entre otros aspectos, los antecedentes del vuelo, la descripción del mismo y algunas conclusiones personales.

Según se indica en este informe, el despegue tuvo lugar aproximadamente a las 13:30 (hora local) por la pista 10 del aeropuerto de Madrid-Cuatro Vientos, después de realizar, sin incidentes, las pruebas de magnetos, regulador, mandos y las demás comprobaciones usuales. Tras el circuito de despegue, el piloto ejecutó una primera reducción de velocidad del motor y ajustó a nivel 3.000 ft, abandonando el circuito del CTR por el punto W.

A continuación, subió a 4.000 ft y, tras 5 minutos escasos de vuelo, estando a unos 4,5 km al oeste de Villaviciosa de Odón, detectó pérdida de empuje y subida de revoluciones de motor por encima de las 2.800 rpm, superior a la máxima admisible. Al intentar bajar este valor, el piloto observó que no respondía el control del paso de hélice y procedió a virar hacia el campo, disminuyendo la potencia al ralentí para limitar posibles daños al motor y comunicando a control la incidencia y su posición. Tras estas operaciones, el piloto efectuó un ensayo de aproximación en planeo y, al comprobar que no garantizaba llegar al aeropuerto, metió gases moderadamente para obtener alguna potencia del motor. Al realizar esta operación, el motor sobrepasó, de nuevo, las 2.800 rpm y se produjeron grandes vibraciones que provocaron la caída de los cubrepaneles del tablero de mandos y entró humo con olor a aceite en la cabina.

Ante estas circunstancias, el piloto decidió realizar un aterrizaje de emergencia, con tren dentro ya que no conocía la rugosidad del terreno elegido, que era un campo de trigo. El aterrizaje se realizó con control y antes del mismo, cortó gases, contacto y batería. Como se ha indicado, la aeronave se deslizó unos 70 m sobre el terreno y se detuvo tras girar unos 60° respecto a la trayectoria.

El piloto abandonó la aeronave ante el posible riesgo de incendio y regresó, posteriormente, con la situación ya controlada, para comunicar su posición a control. Un helicóptero del Servicio de Helicópteros de la Dirección General de Tráfico se presentó en el lugar antes de que hubieran transcurrido 10 minutos.

1.6. Información adicional

1.6.1. Incidentes similares en la base de datos del NTSB

En una consulta realizada en la base de datos del National Transportation Safety Board (NTSB) de los Estados Unidos, se han encontrado dos sucesos similares, de referencias LAX96LA270 y SEA07LA172, ocurridos, respectivamente, el 13-07-1996 y el 18-06-

2006, a las aeronaves CESSNA 177RG de matrículas N52185 y N2144Q, en vuelos realizados inmediatamente después de instalar el governor de la hélice. En el primer caso se había desmontado para repararlo por avería y, en el segundo, para una revisión general («overhaul»). La duración de estos vuelos fue de 1:40 y 1:10 h, respectivamente.

En la investigación de estos sucesos, en los que no se produjeron daños personales, se comprobó que, en ambos casos, la unión del governor al motor se había realizado con sólo una junta MS9144-01 y que hubo fuga de aceite del motor a través de esta unión. La fuga provocó, en ambos casos, una pérdida de presión de aceite en el governor de la hélice, con el consiguiente posicionamiento de ésta en paso fino y pérdida de tracción, y una falta de lubricación en el motor, que produjo el sobrecalentamiento de los casquillos de las bielas y de las propias bielas, especialmente en la zona del cigüeñal, que llegó a producir la deformación plástica de alguno de estos elementos y, posteriormente, su rotura.

Según lo establecido en los correspondientes informes del NTSB, la pérdida de presión de aceite en el governor de la hélice y la falta de lubricación en el motor fue causada, en ambos casos, por una fuga de aceite en la unión del governor de la hélice al motor debida a haber instalado sólo una junta MS9144-01 en lugar de una junta Lycoming 72053, la placa Lycoming LW12347 y, sobre ellos, una junta MS9144-01.

1.6.2. *Instalación del governor de la hélice en este caso*

El Centro de Mantenimiento Autorizado (CMA) en el que se había realizado el desmontaje y posterior montaje del governor de la hélice en el avión disponía de la documentación técnica aplicable, que mantenía actualizada mediante suscripción a su edición electrónica en CD-ROM («Avantext TechPubs CD»).

En el curso de la investigación, se comprobó que la edición aplicable del mismo (CD-ROM con las actualizaciones aplicables de abril a junio de 2008) incluía el Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, denominado «Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual» de fecha 01-09-1972, revisión n.º 3 de fecha 01-09-1974 en el que estaba incluida la revisión temporal n.º 1, y, aparte, las revisiones temporales n.º 2 de fecha 03-10-1994, n.º 3 de fecha 07-01-2000 y n.º 4 de fecha 07-10-2002.

En la fecha en que se produjo el incidente, en el CMA se había recibido ya el CD-ROM con las actualizaciones aplicables en el trimestre siguiente. Se comprobó que incluía la revisión temporal n.º 6 de fecha 15-01-2008, pero no la n.º 5 ni referencia a ella.

Por otra parte, se comprobó que en el Manual de Mantenimiento aplicable a las aeronaves más modernas del mismo tipo, documento de Cessna de referencia D2009-4-13, denominado «Cardinal RG Series 1976 thru 1978 Service Manual» de fecha 02-10-1995, se contemplaba el montaje del governor de la hélice en los mismos términos

que en el D991-3-13, y que se había modificado mediante la revisión temporal n.º 6 del mismo, de fecha 01-05-1997.

Consultado el fabricante del avión sobre los manuales aplicables, remitió a la distribución electrónica «on-line» de los mismos; con fecha 14-01-2009, se accedió a dicha edición y se comprobó que era idéntica a la edición en CD-ROM. En particular, también incluía las revisiones temporales n.ºs 2, 3, 4 y 6 del manual de referencia D991-3-13, y no incluía la n.º 5 ni referencia a ella.

Consultado de nuevo el fabricante sobre este particular, con fecha 29-01-2009 remitió la Revisión Temporal n.º 5 de fecha 11-07-2005, que se incluye en el Apéndice A, con una nota en la que se indicaba que «será incorporada en el Manual en una fecha posterior». Fue entonces cuando se tuvo confirmación de la existencia de esta revisión temporal y se comprobó que era similar a la n.º 6 del manual de referencia D2009-4-13.

Se ha comprobado que en la difusión en CD-ROM actualmente en vigor de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13 está incluida la revisión temporal n.º 5 del mismo. Sin embargo, no está incluida aún en la difusión on-line.

1.6.3. *Criterios de sobrevelocidad de la hélice y el motor*

Como se ha indicado en 1.5, el piloto de la aeronave informó de que el régimen del motor había subido por encima de 2.800 rpm, de manera que se excedió el régimen máximo de 2.700 rpm para el que se ajustan el tipo motor y de hélice que equipaban el avión.

En lo que a la hélice se refiere, su fabricante, McCauley, establece los criterios de inspección para hélices que han estado sometidas a condiciones de sobrevelocidad en la Service Letter 1998-23, de fecha 21-09-1998 y que se incluye en el Apéndice D. En particular, para hélices instaladas en motores alternativos que no hayan superado en un 15% el régimen máximo (de despegue) para el que están ajustadas, establece que debe realizarse una inspección visual externa general de la hélice y no se requieren acciones adicionales.

Por otra parte, el mecanismo de cambio de paso de las palas de la hélice dispone de unos topes físicos que limitan el régimen de giro de este tipo de hélices a 2.800 rpm, aproximadamente. Este régimen es sensiblemente inferior a las poco más de 2.980 rpm que corresponderían a una sobrevelocidad del 15%, en este caso.

En lo que al motor se refiere, su fabricante, Lycoming, establece los criterios de inspección para motores que han estado sometidos a condiciones de sobrevelocidad en el Mandatory Service Bulletin No. 369J, de fecha 22-11-2004 y que también se incluye en el Apéndice D. Por una parte, define la expresión «sobrevelocidad momentánea» como «un incremento de no más del 10% del régimen máximo para el que está ajustado el motor durante un período que no exceda de 3 segundos» y establece que

es admisible una sobrevelocidad instantánea en aeronaves de ala fija; por otra parte, establece criterios de inspección dependiendo de que se haya producido una sobrevelocidad inferior o igual al 5%, entre el 5 y el 10%, o superior al 10%, del régimen máximo para el que está ajustado el motor. En particular, para los motores del tipo que equipaba el avión que no hayan superado en un 5% el régimen máximo para el que están ajustados, establece que deben determinarse las causas de la sobrevelocidad y corregirlas; en este caso el régimen sería de 2.835 rpm.

2. ANÁLISIS Y CONCLUSIONES

El piloto de la aeronave describió una situación en la que el régimen del motor había subido por encima de 2.800 rpm, de manera que se excedió el régimen máximo de 2.700 rpm para el que se ajustan el tipo motor y de hélice que equipaban el avión, no respondía al control de paso de la hélice y solamente se redujo el régimen de giro cuando puso el mando de gases en la posición de ralenti. Posteriormente, cuando aumentó los gases moderadamente, el motor sobrepasó de nuevo las 2.800 rpm, se produjeron fuertes vibraciones y entró humo con olor a aceite en la cabina.

La inspección de los elementos del grupo motopropulsor reveló, por una parte, la existencia de una fuga de aceite en el acoplamiento del governor al motor; por otra parte, como se ha descrito en 1.4.3, la inspección del motor puso de manifiesto que este había sufrido daños coherentes con un funcionamiento a un régimen elevado, incluso con una posible sobrevelocidad, a la vez que se estaba produciendo una fuga de aceite que fue dificultando su lubricación y produciendo un excesivo calentamiento de las piezas móviles del motor. Finalmente, en la inspección del governor de la hélice se concluyó que, aunque la fuga de aceite había afectado a su funcionamiento, no se había producido fallo de tipo alguno en el mismo.

De acuerdo con los criterios de inspección establecidos por sus respectivos fabricantes para motores y hélices que han estado sometidos a condiciones de sobrevelocidad, en la situación descrita por el piloto se habría producido una sobrevelocidad momentánea o, como mucho, una sobrevelocidad inferior al 5% del régimen máximo para el que está ajustado el motor. En estas condiciones, no deberían haberse producido los daños encontrados en el motor por el efecto exclusivo de la sobrevelocidad de motor y hélice.

A la vista de estas consideraciones, se puede concluir que los daños encontrados en el motor de la aeronave tuvieron su origen en una fuga de aceite del motor, producida en la zona del acoplamiento del governor de la hélice al motor; esta fuga dio lugar a una reducción paulatina de la cantidad de aceite en el motor, con la consiguiente reducción del flujo de aceite destinado a la lubricación del motor, mientras que el governor seguía recibiendo un flujo suficiente para su funcionamiento, por recibir el aceite directamente de la bomba de aceite del motor. En estas condiciones, se produjo un sobrecalentamiento en las piezas móviles del motor, con un aumento de su par resistente y una tendencia a reducir su régimen de giro; como consecuencia de la

reducción del régimen de giro, el governor de la hélice reaccionó reduciendo el paso de las palas. Debido a que el motor no recuperaba el régimen de giro, es probable que el governor actuara de manera que el paso de las palas de la hélice se redujo al máximo de forma prácticamente instantánea, pudiendo llegar estas a sus topes físicos, con el consiguiente aumento brusco del régimen de giro; esto agravó los daños que ya se estaban produciendo en las piezas móviles del motor.

En el caso que nos ocupa, es de aplicación lo establecido en la Service Instruction (SI) No. 1438A de Lycoming, de fecha 09-12-2005, en el sentido de que con determinados governor de hélice es necesario realizar el montaje del mismo en el motor, con dos juntas y una placa intermedia, para eliminar la posibilidad de fugas de aceite entre el governor y la caja de accesorios del motor. Así, al haberse realizado en este caso la instalación con una sola junta, se produjo una fuga que, al menos inicialmente, debió ser pequeña y de desarrollo lento, dada la cantidad de aceite recuperado en la inspección, el tiempo transcurrido desde el arranque del motor hasta que el piloto detectó la sobrevelocidad, la magnitud de las deformaciones en los elementos internos del motor, y el hecho de que la bomba de aceite del motor y el governor de la hélice siempre tuvieron aceite suficiente para su funcionamiento.

Por otra parte, debido a que el governor de la hélice se considera como componente de la aeronave, el Manual de Mantenimiento de esta debe incluir las instrucciones para su correcta instalación y, como se ha indicado en 1.6.2, en este caso, aunque se había incluido en el manual la modificación correspondiente como revisión temporal n.º 5, esta no se había difundido a los usuarios que accedían a éste a través de su distribución electrónica. Se considera esto como un factor contribuyente para que se produjera el incidente.

3. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

Debido a que, como se ha indicado en el último párrafo de 1.6.2, se ha comprobado que el fabricante del avión aún no ha incluido en la distribución «on-line» de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, la revisión temporal n.º 5 del mismo, se considera necesario emitir la siguiente Recomendación de Seguridad:

REC 15/2011. Se recomienda a Cessna Aircraft Co. que incluya en la distribución “on-line” de la edición electrónica del Manual de Mantenimiento de referencia D991-3-13, denominado “Cardinal RG Series 1971 thru 1975 Service Manual” de fecha 01-09-1972, revisión n.º 3 de fecha 01-09-1974, la revisión temporal n.º 5 del mismo, de fecha 11-07-2005, además de las revisiones temporales ya incluidas en dicha distribución.

El fabricante ha informado que está de acuerdo con esta recomendación.

APÉNDICE A

**Cardinal RG Series 1971 thru
1975 Service Manual:**

- 13-7 a 13. Propeller Governor**
- Temporary Revision Number 5**

13-4. TROUBLE SHOOTING (Cont).

TROUBLE	PROBABLE CAUSE	REMEDY
ENGINE SPEED WILL NOT STABILIZE (Cont).	Defective governor.	Install new governor. Refer to paragraph 13-9.
OIL LEAKAGE AT MOUNTING FLANGE.	Damaged O-ring between engine and propeller.	Install new O-ring.
	Foreign material between engine and propeller mating surfaces or mounting nuts not tight.	Remove propeller, clean mating surfaces, install propeller and torque mounting nuts.
OIL LEAKAGE AT ANY OTHER PLACE.	Defective seals, gaskets, threads, etc., or incorrect assembly.	Propeller repair or replacement is required.

13-5. REMOVAL. (See figure 13-1.)

- a. Remove spinner dome (1).
- b. Remove safety wire and loosen bolts, attaching propeller to engine crankshaft, about 1/4-inch and pull propeller forward.

NOTE

Bolts will have to be backed out evenly so that propeller may be pulled forward (approximately 1/4-inch at a time) until all bolts are disengaged from the engine crankshaft flange. As the propeller is separated from the engine crankshaft, oil will drain from the propeller and engine crankshaft cavities.

- c. Pull propeller from engine crankshaft.
- d. If necessary to remove the aft spinner bulkhead, remove bolts, washers and nuts attaching bulkheads to the starter ring gear support. Retain shims.

NOTE

After removal of the propeller, the starter ring gear support assembly may be removed from the engine crankshaft to allow easier access of the aft spinner bulkhead attaching bolts. Loosen alternator adjusting arm and disengage alternator drive pulley belt from pulley on aft face of starter ring gear support assembly.

13-6. INSTALLATION. (Refer to figure 13-1.)

- a. If aft spinner bulkhead was removed, reinstall on ring gear support, using bolts, nuts and shims as shown in figure 13-1.
- b. If starter ring gear support and aft spinner bulkhead were removed, clean mating surfaces of support assembly and engine crankshaft flange.
- c. Place alternator drive belt in the pulley groove of the starter ring gear support. Fit starter ring gear over propeller flange bushings on crankshaft.

NOTE

Make sure the bushing hole in the ring gear support, that bears the identification "O", is assembled at the "O" identified crankshaft flange bushing. This bushing is marked "O" by an etching on the crankshaft flange next to the bushing. The starter ring gear must be located correctly to assure proper alignment of the timing marks on the ring gear.

- d. Clean propeller hub cavity and mating surfaces of propeller hub and ring gear support.
- e. Lightly lubricate a new O-ring and the crankshaft pilot with clean engine oil and install O-ring in the propeller hub.
- f. Align propeller mounting bolts with proper holes in engine crankshaft flange and slide propeller carefully over crankshaft pilot until bolts can be started in crankshaft flange bushing. Position propeller blades to extend by aft spinner bulkhead with ample clearance.
- g. Tighten bolts evenly and work propeller aft on crankshaft flange. Tighten bolts to the torque value shown in figure 13-1.
- h. Install safety wire through roll pins saftying bolts in pairs.
 - i. Adjust alternator drive belt tension as outlined in Section 16.
 - j. Install spinner dome.

13-7. PROPELLER GOVERNOR.

13-8. DESCRIPTION. The base mounted, engine-driven, centrifugal, single-acting governor is mounted on the lower right side of the engine accessory drive housing. The term single-acting refers to the manner in which engine oil is directed to the propeller to effect changes in propeller blade pitch. This governor produces oil pressure to increase blade pitch. Decreased blade pitch is produced by centrifugal twisting moment of the rotating propeller blades

and the force of an internal spring in the propeller, when governor oil pressure is relieved. Oil relieved by the governor is permitted to return from the propeller to the engine. Basically the governor consists of an engine-driven gear pump with a pressure relief valve, a pair of rotating flyweights pivoted on a flyweight head, a spring-loaded pilot valve operated by the flyweights under the influence of centrifugal force and a control lever which varies the spring load on the pilot valve.

NOTE

Outward physical appearance of specific governors is the same, but internal parts determine whether it uses oil pressure to increase or decrease propeller blade pitch. Always be sure the correct governor is used with the propeller.

13-9. TROUBLE SHOOTING. Since governor action is directly related to the propeller pitch changing mechanism, there are very few governor troubles that can be isolated with the governor installed and operating. Failure of the propeller to change pitch correctly might be caused either by the governor or propeller. Except for locating obvious troubles, it is best to install a governor known to be in good condition to check whether the propeller or the governor is at fault when trouble occurs in the propeller pitch-changing mechanism. If the trouble disappears, the governor was at fault; if the trouble persists, the propeller may be at fault. Removal and installation, rigging of control, high-speed stop adjustment, degluing, and installation of the governor mounting gasket are not major repairs and may be accomplished in the field. Repairs to propeller governors are classed as propeller major repairs in Federal Aviation Regulations, which also define who may accomplish such repairs.

13-10. REMOVAL.

- a. Remove engine cowling as required for access.
- b. Disconnect heater ducts and oil cooler duct as required for access to governor.
- c. Disconnect control from arm on governor and disconnect control from bracket.
- d. Remove nuts and washers securing governor to adapter on engine accessory housing and work governor from mounting studs.
- e. Remove mounting gasket.
- f. Remove control bracket from governor.

13-11. INSTALLATION.

- a. Install control bracket on governor, safety attaching screws.
- b. Wipe governor and adapter mounting pad clean.
- c. Install a new mounting gasket on the mounting studs. Install gasket with raised surface of the gasket screen toward the governor.
- d. Position governor on mounting studs, aligning governor drive splines with drive splines in the engine, and install mounting washers and nuts. Do not force spline engagement. Rotate engine crankshaft slightly and splines will engage smoothly when properly aligned.
- e. Tighten mounting nuts to 100-150 pound-inches.

f. Connect control to bracket and control arm on the governor. Rig control as required for full travel. Refer to paragraph 13-13.

- g. Install all parts removed for access.

13-12. HIGH RPM STOP ADJUSTMENT.

- a. Remove engine cowling as required for access.
- b. Loosen the high-speed stop screw lock nut.
- c. Turn the stop screw IN to decrease maximum rpm and OUT to increase maximum rpm. One full revolution of the stop screw causes a change of approximately 25 rpm. Refer to paragraph 11-3 for maximum rpm.
- d. Tighten stop screw lock nut and make control linkage adjustment as necessary to maintain full travel of the control so that governor arm contacts stop screw.
- e. Install cowling and test operate propeller and governor combination.

NOTE

It is possible for either the propeller low pitch (high rpm) stop or the governor high rpm stop to be the high rpm limiting factor. It is desirable for the governor stop to limit the high rpm at the maximum rated rpm for a particular aircraft. Due to climatic conditions, field elevation, low pitch propeller blade angle and other considerations, an engine may not reach rated rpm on the ground. It may be necessary to readjust the governor stop after test flying to obtain maximum rated rpm when airborne.

13-13. RIGGING.

NOTE

The result of rigging of the governor control is full travel of the governor control arm (bottomed out against both high and low pitch stops) with some "cushion" at both ends of the control travel.

- a. Disconnect control from governor arm.
- b. Place control in the cabin full forward then pull control knob back approximately 1/8-inch and lock in this position. This will allow "cushion" to assure full contact with governor high rpm stop screw.
- c. Place governor control arm against high rpm stop screw.
- d. Loosen jam nuts and adjust control rod end until attaching holes align while governor control arm is against high rpm stop screw. Be sure to maintain sufficient thread engagement of the control and rod end. If necessary, shift control in its clamps to achieve this.
- e. Attach control rod end to governor control arm, tighten control rod end jam nuts and install all safeties.
- f. Operate the propeller control to see that the governor arm attains full travel in both directions.

NOTE

Refer to the inspection chart in Section 2 for inspection and/or replacement interval for the propeller control.

Change 1 13-5/(13-6 blank)



TEMPORARY REVISION NUMBER 5

DATED 11 July, 2005

MANUAL TITLE Cardinal RG Series 1971 Thru 1975 Service Manual
MANUAL NUMBER - PAPER COPY D991-3-13
MANUAL NUMBER - AEROFICHE D991-3-13AF
TEMPORARY REVISION NUMBER D991-3TR5
MANUAL DATE 1 September 1972 **REVISION NUMBER** 3 **DATE** 1 September 1974

This Temporary Revision consists of the following pages, which affect and replace existing pages in the paper copy manual and supersede aerofiche information.

SECTION	PAGE	AEROFICHE FICHE/FRAME	SECTION	PAGE	AEROFICHE FICHE/FRAME
13	13-5	1/L01			
13	13-6	Added			

REASON FOR TEMPORARY REVISION

1. To add additional information to install gaskets and plate between the propeller governor and the engine accessory case.

FILING INSTRUCTIONS FOR THIS TEMPORARY REVISION

1. For Paper Publications, file this cover sheet behind the publication's title page to identify the inclusion of the Temporary Revision into the manual. Insert the new pages into the publication at the appropriate locations and remove and discard the superseded pages.
2. For Aerofiche Publications, draw a line with permanent red ink marker, through any aerofiche frame (page) affected by the Temporary Revision. This will be a visual identifier that the information on the frame (page) is no longer valid and the Temporary Revision should be referenced. For "added" pages in a Temporary Revision, draw a vertical line between the applicable frames. Line should be wide enough to show on the edges of the pages. Temporary Revisions should be collected and maintained in a notebook or binder near the aerofiche library for quick reference.
3. For CD publications, mark the temporary revision part number on the CD label with permanent red marker. This will be a visual identifier that the temporary revision must be referenced when the content of the CD is being used. Temporary revisions should be collected and maintained in a notebook or binder near the CD library for quick reference.

CESSNA AIRCRAFT COMPANY
MODEL 177RG
SERVICE MANUAL

and the force of an internal spring in the propeller, when governor oil pressure is relieved. Oil relieved by the governor is permitted to return from the propeller to the engine. Basically the governor consists of an engine-driven gear pump with a pressure relief valve, a pair of rotating flyweights pivoted on a flyweight head, a spring-loaded pilot valve operated by the flyweights under the influence of centrifugal force and a control lever which varies the spring load on the pilot valve.

NOTE: Outward physical appearance of specific governors is the same, but internal parts determine whether it uses oil pressure to increase or decrease propeller blade pitch. Always be sure the correct governor is used with the propeller.

13-9. TROUBLE SHOOTING.

Since governor action is directly related to the propeller pitch changing mechanism, there are very few governor troubles that can be isolated with the governor installed and operating. Failure of the propeller to change pitch correctly might be caused either by the governor or propeller. Except for locating obvious troubles, it is best to install a governor known to be in good condition to check whether the propeller or the governor is at fault when trouble occurs in the propeller pitch-changing mechanism. If the trouble disappears, the governor was at fault; if the trouble persists, the propeller may be at fault. Removal and installation, rigging of control, high-speed stop adjustment, desludging, and installation of the governor mounting gasket are not major repairs and may be accomplished in the field. Repairs to propeller governors are classed as propeller major repairs in Part 43 of the Code of Federal Regulations, which also defines who may accomplish such repairs.

13-10. REMOVAL.

- a. Remove engine cowling as required for access.
- b. Disconnect heater ducts and oil cooler ducts as required for access to governor.
- c. Disconnect control from arm on governor and disconnect control from bracket.
- d. Remove nuts and washers securing governor to adapter on engine accessory housing and work governor from mounting studs.
- e. Remove mounting gasket, and if installed, the Lycoming LW-12347 Plate and the MS9144-01 Gasket.
- f. Remove control bracket from governor.

13-11. INSTALLATION.

- a. Install control bracket on governor and safety attaching screws.
- b. Wipe governor and adapter mounting pad clean.
- c. Install new Lycoming part number 72053 Gasket on the mounting studs. Install a Lycoming LW-12347 Plate over the 72053 Gasket and a MS9144-01 Gasket over the LW-12347 Plate. Install gasket with raised surface toward the governor. Refer to Lycoming Service Instruction 1438 or latest revision.
- d. Position governor on mounting studs, aligning governor drive splines with drive splines in the engine, and install mounting washers and nuts. Do not force spline engagement. Rotate engine crankshaft slightly and splines will engage smoothly when properly aligned.
- e. Tighten mounting nuts to 100-150 pound-inches.
- f. Connect control to bracket and control arm on the governor. Rig control as required for full travel. Refer to paragraph 13-13.
- g. Install all parts removed for access.

13-12. HIGH RPM STOP ADJUSTMENT.

- a. Remove engine cowling as required for access.
- b. Loosen the high-speed stop screw lock nut.

MODEL 177RG
SERVICE MANUAL

- c. Turn the stop screw IN to decrease maximum rpm and OUT to increase maximum rpm. One full revolution of the stop screw causes a change of approximately 25 rpm. Refer to paragraph 11-3 for maximum rpm.
- d. Tighten stop screw lock nut and make control linkage adjustment as necessary to maintain full travel of the control so that governor arm contacts stop screw.
- e. Install cowling and test operate propeller and governor combination.

NOTE: It is possible for either the propeller low pitch (high rpm) stop or the governor high rpm stop to be the high rpm limiting factor. It is desirable for the governor stop to limit the high rpm at the maximum rated rpm for a particular aircraft. Due to climatic conditions, field elevation, low pitch propeller blade angle and other considerations, an engine may not reach rated rpm on the ground. It may be necessary to readjust the governor stop after test flying to obtain maximum rated rpm when airborne.

13-13. RIGGING.

NOTE: The result of rigging of the governor control is full travel of the governor control arm (bottomed out against both high and low pitch stops) with some "cushion" at both ends of the control travel.

- a. Disconnect control from governor arm.
- b. Place control in the cabin full forward then pull control knob back approximately 1/8-inch and lock in this position. This will allow "cushion" to assure full contact with governor high rpm stop screw.
- c. Place governor control arm against high rpm stop screw.
- d. Loosen jam nuts and adjust control rod end until attaching holes align while governor control arm is against high rpm stop screw. Be sure to maintain sufficient thread engagement of the control and rod end. If necessary, shift control in its clamps to achieve this.
- e. Attach control rod end to governor control arm, tighten control rod end jam nuts and install all safeties.
- f. Operate the propeller control to see that the governor arm attains full travel in both directions.

NOTE: Refer to the inspection chart in Section 2 for inspection and/or replacement interval for the propeller control.

APÉNDICE B
Service Instruction (SI) No. 14381,
de Lycoming

LYCOMING
A Textron Company652 Oliver Street
Williamsport, PA. 17701 U.S.A.Tel. 570-323-6181
Fax. 570-327-7101
www.lycoming.textron.com**SERVICE
INSTRUCTION**

DATE: December 9, 2005 Service Instruction No. 1438A
(Supersedes Service Instruction No. 1438)

SUBJECT: Propeller Governor Pad Plate P/N LW-12347

MODELS AFFECTED: All four and six cylinder, dual magneto engines with rear mounted propeller governor drives.

TIME OF COMPLIANCE: Anytime the propeller governor is installed.

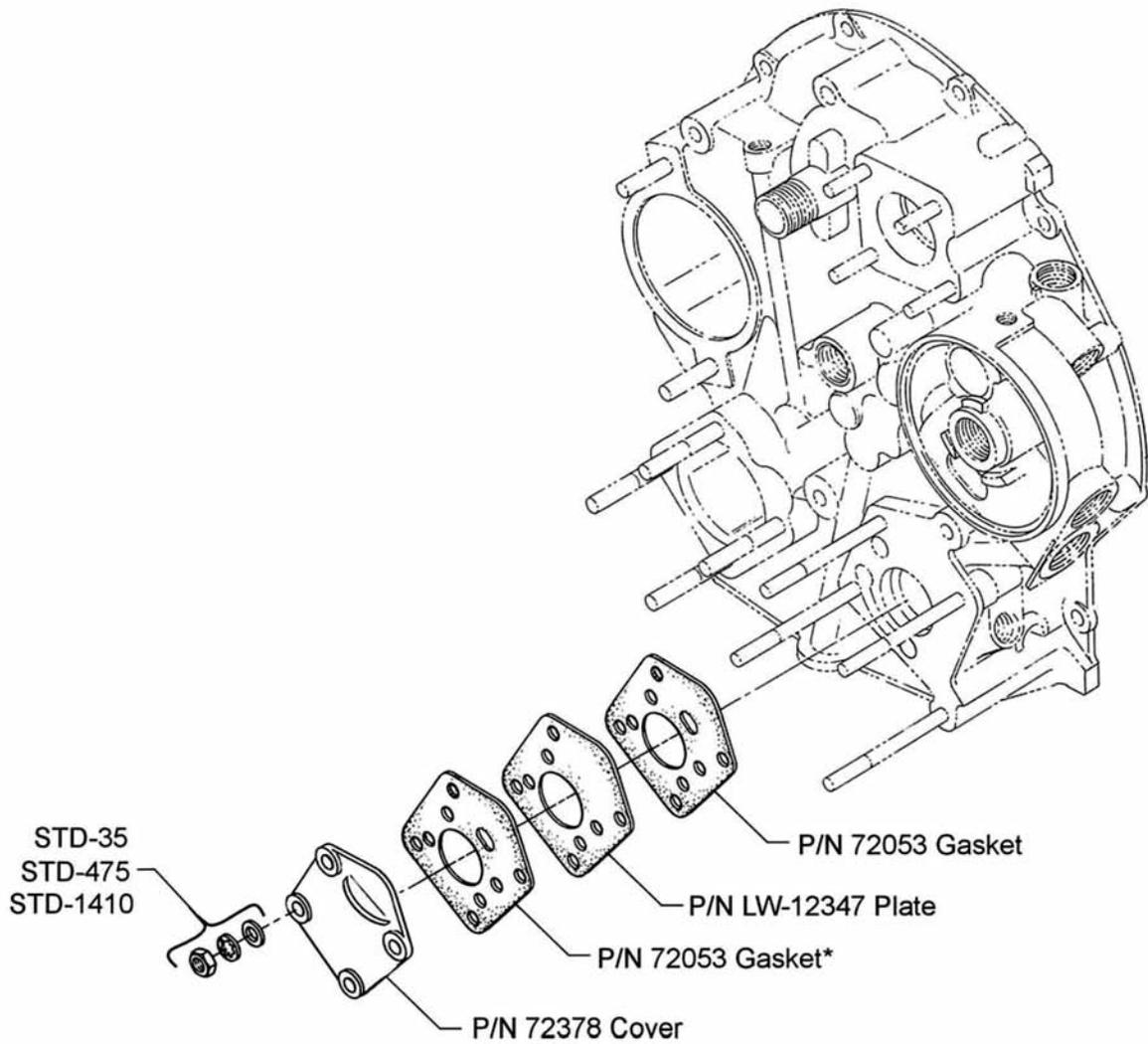
The use of a P/N LW-12347 propeller governor pad plate and two P/N 72053 gaskets on dual magneto engines with rear mounted propeller governor drives is necessary with some propeller governors to eliminate the possibility of oil leakage between the propeller governor and the accessory housing.

As a product improvement, to insure against oil leakage, the propeller governor pad plate and gaskets are being incorporated and will not effect operation with any propeller governor drive installed on the engines. See illustration.

CAUTION

WHEN INSTALLING THE PROPELLER GOVERNOR, THE P/N 72053 GASKET BETWEEN THE PROPELLER GOVERNOR PLATE AND THE COVER IS REPLACED BY A GASKET SPECIFIED BY THE AIRFRAME OR PROPELLER GOVERNOR MANUFACTURER. (REFER TO AIRFRAME IPC.) LYCOMING DOES NOT SUPPLY THIS GASKET; HOWEVER, IT MAY BE PURCHASED THROUGH THE AIRFRAME OR PROPELLER GOVERNOR MANUFACTURER.

Service Instruction No. 1438A



* Replaced by gasket specified by airframe or propeller governor manufacturer when propeller governor installed.

Propeller Governor Pad Plate and Gaskets

APÉNDICE C
Special Airworthiness Information
Bulletin (SAIB) NE-06-08
Federal Aviation Administration (FAA)
de los Estados Unidos

SPECIAL AIRWORTHINESS INFORMATION BULLETIN

Aircraft Certification Service
Washington, DC



U.S. Department
of Transportation
**Federal Aviation
Administration**

NE-06-08
November 9, 2005

<http://www.faa.gov/aircraft/safety/alerts/SAIB>

This is information only. Recommendations aren't mandatory.

CORRECTION: Today, November 14, 2005, we corrected 2 typos in Table 1, under make and model.

Introduction

This Special Airworthiness Information Bulletin (SAIB) alerts you, owners, operators, and certificated repair facilities of **Lycoming four and six cylinder, dual magneto engines with rear mounted propeller governor drives**, of a potential assembly problem that could result in loss of engine oil leading to engine failure. The oil loss results from the omission of a plate, Lycoming part number (P/N) LW-12347, which is required between the propeller governor drive pad and the propeller governor. This plate is only 0.040 inches thick and could be mistaken for a used gasket and discarded when you removed the propeller governor or shipping cover.

Background

Some aircraft manufacturers order Lycoming engines with a propeller governor drive pad located on the rear accessory case and then install the propeller governor when they install the engine at the aircraft factory. Lycoming ships these engines with two gaskets, a plate, and a shipping cover over the propeller governor drive pad. Table 1 lists known engines delivered to aircraft manufacturers with the two gaskets, plate, and shipping cover installed.

NOTE: There are other Lycoming four and six cylinder, dual magneto, engine and aircraft combinations with a rear mounted propeller governor that are still in service but out of production.

**TABLE 1 –
KNOWN ENGINES IN PRODUCTION**

Lycoming Engine Model	Aircraft Make & Model
IO-360-A1B6D	Cessna 177RG Cardinal
IO-360-A1B6D	Siai-Marchetti (S-205)
IO-360-A3B6D	Mooney M20J-201
LO-360-A1G6D	Beech Aircraft. Duchess.
O-360-A1AD	S.O.C.A.T.A. Tabago TB-10
O-360-A3AD	Robin. Aiglon (R-1180T)
O-360-A3AD	S.O.C.A.T.A. TB-10
O-360-A1F6D	Cessna 177B Cardinal
O-360-A1F6D	Teal III. TSC (1A3)
O-360-A1G6D	Beech Duchess 76
TIO-540- AA2AD	Aerofab Inc. Turbo Renegade (270)
TIO-540- AB1BD	Schweizer SA2-37A, -37B

These engines also require the plate, P/N LW-12347, between the propeller governor drive pad and the propeller governor.

Lycoming's Overhaul Manual, Illustrated Parts Catalog, and Service Instruction (SI) No. 1438A illustrate the proper sequence of the parts installed on the propeller governor drive pad of the engine's rear accessory case when Lycoming ships the engine. They show two gaskets, P/N 72053, separated by a plate, P/N LW-12347, and a shipping cover, P/N 72378. SI No. 1438A also illustrates which of the two gaskets, P/N 72053, is replaced by the aircraft manufacturer's gasket

when the propeller governor replaces the shipping cover.

If the plate, P/N LW-12347, is omitted from the assembly, a massive oil leak might occur resulting in an engine failure and a forced landing. The following website, <http://www.cardinalflyers.com/pub/info/govplate.htm>, documents at least one engine failure occurrence. This web site has photographs showing the edge of the plate with the propeller governor installed.

NOTE: We are referencing this website for information only. With the exception of the photographs showing the location of the plate, we don't endorse any other website content.

The plate is actually a spacer to position the propeller governor away from the propeller governor drive pad. Without this plate, the propeller governor shaft might make contact with the bottom of the gear assembly inside the rear accessory case and prevent the propeller governor drive pad and the propeller governor flange from being drawn together to compress the gaskets. If the gaskets aren't compressed, they will not form a sufficient seal, which could cause an oil leak. The leak could be massive.

Recommendation

Accurate propeller governor installation instructions should be in the aircraft manuals. Lycoming SI No. 1438A shows the proper location of the gaskets and plate, and references the aircraft manufacturer's installation instructions for the proper replacement of one of the two gaskets, P/N 72053.

When installing a propeller governor on a Lycoming four or six cylinder engine with a dual magneto and a rear mounted propeller governor drive, refer to (1) Lycoming SI No. 1438A, (2) the aircraft manufacturers Propeller Governor Installation Instructions, and (3) the aircraft manufacturers Illustrated Parts Catalog.

You may need all three documents because some aircraft manuals don't have complete instructions. Refer to Lycoming SI No. 1438A for the sequencing of the gaskets, plate, and propeller governor, and to this SAIB for the plate inspection instructions.

We recommend the following:

- If you replace the propeller governor, the plate may be cleaned and reused with new gaskets.
- After installation, always verify that the plate has been installed and inspect for an oil leak by running the engine after propeller governor installation.
- If you receive an engine from someone other than Lycoming, none of the required items may be with the engine and it might be necessary to order a new plate and gaskets from Lycoming as well as a new gasket from the aircraft manufacturer.
- Be sure to run an overhauled engine in accordance with the RECOMMENDED RUN-IN SCHEDULE in the Lycoming Overhaul Manual (approximately 2 hours).
- Inspect engine for leaks after the Lycoming "RUN-IN".

For Service Bulletin Copies, Contact

Lycoming at 652 Oliver St, Williamsport, PA 17701; phone: (570) 323-6181; fax: (570) 327-7101; or go to their web site at: <http://www.lycoming.textron.com/support/publications/maintenancePublications/serviceInstructions.html> and open SI-1438A.

For Further Information Contact

Norm Perenson, Aerospace Engineer, FAA NYACO, ANE-171, 1600 Stewart Avenue, Suite 410, Westbury, NY 11590; phone: (516) 228-7337; fax: (516) 794-5531; email: norman.perenson@faa.gov

APÉNDICE D

Criterios de sobrevelocidad de la hélice y el motor:

- Service Letter 1998-23, de McCauley**
- Mandatory Service Bulletin No. 369J, de Lycoming**

SERVICE LETTER 1998-23

September 21, 1998

TO: FAA-Approved Propeller Repair Stations, Owners, Operators, and Aircraft Maintenance Personnel

SUBJECT: **Overspeeding of Propellers**

MODEL AFFECTED: All McCauley Propellers except C1101, C1102, C1103, and C1104

SERVICE MANUALS AFFECTED: 720415, 710930, 701115, 780630, 761001, 810915, 790901, 730720, 860201, 810301, 880415, 890119, MPC1101-1, CMM1100-1, MPC-11, MPC-12, MPC-13, MPC-14, and MPC-15

This service information is to be added to the appropriate McCauley Service Manual until the next manual revision is issued.

Following are inspection criteria for McCauley propellers involved in overspeed conditions. Specific instructions for C1101, C1102, C1103, and C1104 model propellers are in manuals MPC1101-1 and CMM1100-1.

Inspection: Follow the inspection requirements per the following categories for overspeeding of rated take-off RPM. Disregard length of time at overspeed.

Models	Percentage Overspeed	Action to be Taken
All Propellers on Reciprocating Engines	Up to, but not including 15%	General external visual inspection. No further action required.
	15% or Higher	Contact McCauley Product Support for disposition.
All Propellers on Turbine Engines except C1101, C1102, C1103, & C1104	Up to, but not including 10%	General external visual inspection. No further action required.
	10% or Higher	Contact McCauley Product Support for disposition.

APPROVAL: FAA approval has been obtained on technical data in this publication that affects product type design.

TO OBTAIN SATISFACTORY RESULTS, PROCEDURES SPECIFIED IN THIS SERVICE INFORMATION MUST BE ACCOMPLISHED IN ACCORDANCE WITH ACCEPTED METHODS AND PREVAILING GOVERNMENT REGULATIONS. MCCAULEY PROPELLER SYSTEMS CANNOT BE RESPONSIBLE FOR THE QUALITY OF WORK PERFORMED IN ACCOMPLISHING THIS SERVICE INFORMATION.

LYCOMING

A Textron Company

652 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.Tel. 570-323-6181
Fax: 570-327-7101
www.lycoming.textron.com

MANDATORY SERVICE BULLETIN

DATE: November 22, 2004 Service Bulletin No. 369J
(Supersedes Service Bulletin No. 369I)

SUBJECT: Engine Inspection after Overspeed or Overboost

MODELS AFFECTED: All Lycoming piston engines.

TIME OF COMPLIANCE: As required by the subject bulletin.

PART I – OVERSPEED

As shown in Chart I, every Lycoming piston engine is rated at a specified RPM value above which it may not be operated safely. Operating above the rated engine speed can accelerate wear of stressed parts, possibly resulting in their damage or failure. Momentary overspeed can occur during a landing attempt, when the prop governor lags as the throttle is suddenly opened for a go-around.

For fixed wing aircraft, momentary overspeed is defined as an increase of no more than 10% of rated engine RPM for a period not exceeding 3 seconds. For rotary wing aircraft, overspeed is defined as operating at any speed above rated engine RPM for any period of time. **No momentary overspeed is allowed for rotary wing aircraft.**

CAUTION

ENGINES MAY NOT BE CONTINUOUSLY OPERATED ABOVE SPECIFIED MAXIMUM CONTINUOUS RPM; TO DO SO WILL RESULT IN ABNORMAL WEAR ON BEARINGS, COUNTERWEIGHT ROLLERS AND OTHER ENGINE PARTS, CONCLUDING IN EVENTUAL ENGINE FAILURE.

Because inadvertent overspeed does occur, the information in this Service Bulletin is provided as an inspection procedure for an engine subjected to overspeed. Record any instance of overspeed in the engine log, along with the corrective action taken. Also note that the engine was inspected per this Service Bulletin.

NOTE

A few models have a five (5) minute take-off rating in addition to the continuous rating. On these engines, if overspeed does not exceed the take-off rating for longer than five minutes it may be disregarded. Also, for these engines the take-off rating may be considered to be the maximum rated speed when considering any momentary event of overspeed. Some engines, even though possessing parts of the same structural integrity, have different HP and RPM ratings. In these cases, when computing overspeed, the greater RPM may be used. (Reference Chart I.)

Service Bulletin No. 369J

After locating the rated speed in Chart I, find the column for it in Chart II; then determine the percentage of overspeed from the values shown in the applicable column. For example, if the rated speed of the engine was found to be 2800 RPM and the overspeed was 2900 RPM, then from the 2800 column it can be determined that percentage of overspeed is less than 5%. In the lower portion of the chart, across from "2800" and down from 5% or less, locate the number "1" indicating that the instructions in Note 1 should be followed before the engine is returned to service.

CAUTION

IF OVERSPEED EXCEEDS 10% OF THE RPM VALUES IN THE COMPUTING-OVERSPEED COLUMN IN CHART I, IT IS RECOMMENDED THAT THE PROPELLER MANUFACTURER BE CONTACTED FOR POSSIBLE PROPELLER INSPECTION PROCEDURES.

NOTES

1. Determine the cause for overspeed and correct it.
2. Drain the lubricating system.
 - a. Remove oil screens and filters and inspect for metal contamination.
 - b. Perform a differential pressure check on all cylinders to determine the sealing quality of the rings and valves. See latest revision to Service Instruction No. 1191 for procedure.
 - c. Using a borescope or equivalent instrument, examine the walls of each cylinder for scoring, which could be caused by stuck or broken piston rings.
 - d. Disassemble magnetos and inspect all components for damage; recondition or replace parts as required. Reassemble and test in accordance with the applicable magneto overhaul instruction manual. Also inspect condition of the magneto drive gears on the engine for looseness, which would indicate the supporting idler shafts are loose due to failure of safety attachments. If applicable, inspect condition of magneto bearing recess in crankcase for excessive wear. Repair as necessary in accordance with the latest revision of Service Instruction No. 1140 or Service Instruction No. 1197.

CAUTION

EARLIER SLICK MAGNETOS ARE NON-REPAIRABLE. CONSULT SLICK PUBLICATION.

3. On mechanically supercharged engines, remove the supercharger drain cover and look for presence of engine lubricating oil which, if found, is indicative of a damaged supercharger seal. To determine the extent of damage, permit the oil to drain from the supercharger for a period of 8 hours; if the quantity of oil accumulated is more than a teaspoonful, the supercharger seal should be replaced.
4. Disconnect both the inlet and outlet attaching hardware from the turbocharger and examine the compressor and turbine wheels for possible damage. Check the shaft-wheel assembly for free turning and for vertical and lateral motion, which is indicative of damaged center housing bearings. Damage in these areas must be corrected before the engine is returned to service.
5. Either repeated moments or short periods of operation in the overspeed region accelerate the rate of wear in the parts that comprise the valve train and consequently reduce the reliability of the engine. In addition to the checks normally performed on the engine during a 100-hour periodic maintenance inspection, also accomplish the following steps on page 4 and 5 before the aircraft is returned to service.

Page 2 of 7

Service Bulletin No. 369J

Chart I – Specified Rated Engine RPM			
ENGINE MODELS	SPECIFIED ENGINE SPEED		
	Continuous Rated RPM	5 Minute Take-Off Rating	RPM For Computing Overspeed
O-235-C1, -C1B, -C2A, -C2B, -E, -F, -G, -J; -K2A, -L2A, -M, -N, -P	2800		2800
O-235-C1C, -H2C, -L2C, -K2C	2800	2800	2800
O-290-D, -D2	2600	2800	2800
O-320-A, -B, -C, -D, -E, -H; IO-320; LIO-320-B, -C; *AIO-320-A, -B, -C; *ABIO-320-E	2700		2700
O-320-E2A; -E2C, -E2F; *AEIO-320-E2A (rated at 140 hp)	2450		2700
O-340-A, -B	2700		2700
O-360-A, -B, -C (except -C2D), -D, -E, -F, -G, -J; IO/LIO-360, LO-360-A, -E; *AIO-360; VO/IVO-360; HO-360-A1A, -C1A; HIO-360-G1A; *ABIO-360-A, -B, -H	2700		2700
O-360-C2D	2700	2900	2900
HO-360-B; HIO-360-A, -B, -C, -E	2900		2900
HIO-360-D1A	3200		3200
HIO-360-F1AD	3050		3050
TO-360-A, -C, -E, -F; LTO-360-A, -E; TIO-360-A, -C	2575		2575
O-435-A, -C	2550		2550
GO-435-C2	3100	3400	3400
VO-435-A	3200	3400	3400
VO-435-B; TVO-435	3200		3200
GO-480-B	3000	3400	3400
GO-480-C, -D, -F, -G, -H; IGO-480	3100	3400	3400
GSO-480; IGSO-480	3200	3400	3400
O-540-A, -B, -D; IO-540-C, -J	2575		2700
IO-540-A, -B, -E, -G, -P; HIO-540-A; TIO/LTIO-540 (except -S, -V)	2575		2575
O-540-J, -L; IO-540-W, -AB1A5	2400		2400
IO-540-AA1A5 (Alt. Rating)	2425		2425
O-540-E, -G, -H; IO-540-AA1B5, -AC1A5, -D, -K, -L, -M, -N, -R, -S, -T, -V; TIO-540-S; AEIO-540-D, -L	2700		2700
**O-540-F1B5, **TIO-540-AE1A5	2800		2800
TIO-540-AK1A	2400		2400
TIO-540-AE2A, -AH1A, -AJ1A	2500		2500
TIO-540-AG1A, -AF1B	2575		2575
TIO/LTIO-540-V, TIO-540-W	2600		2600
VO-540-A	3200	3300	3300
VO-540-B; IVO-540; TIVO-540; VO-540-C	3200		3200
IGO-540	3000	3400	3400
IGSO-540	3200	3400	3400
TIO-541-A1A	2575		2575
TIO-541-E	2900		2900
TIGO-541	3200		3200
IO-720 (400 hp)	2650		2650
IO-720-D1BD, -D1CD (375 hp)	2400		2650

* - Aerobatic engines that are engaged in flight maneuvers which cause engine overspeed are subject to abnormal wear and possible overstress of rotating parts, which will shorten the service life of the engine. The damage accumulated due to the amount of overspeed, along with the extent of repeated operation at alternating high and low power applications, must be evaluated by the operator to determine the inspection procedures required.

** - Helicopter engines.

Service Bulletin No. 369J

Chart II – Inspection Requirements in Event of Overspeed															
Engine Overspeed in Excess of Max. Rated RPM	ENGINE RPM														
	2400	2425	2500	2550	2575	2600	2650	2700	2780	2800	2900	3050	3200	3300	3400
* 5%	2520	2456	2625	2675	2705	2730	2780	2835	2940	3045	3202	3360	3465	3570	
*10%	2640	2668	2750	2800	2830	2860	2915	2970	3080	3190	3355	3520	3630	3740	

* - Except as defined as “Momentary Overspeed” in 2nd paragraph of Service Bulletin.

**Category of Engine Types and Inspection Requirements
(Numbers Refer to Notes in Body of Text)**

Specified Engine Speed	FIXED WING INSTALLATIONS									ROTARY WING INSTALLATIONS					
	DIRECT DRIVE (Normally Aspirated)			DIRECT DRIVE (Turbocharged)			GEARED DRIVE			5% or less	between 5-10%	over 10%			
	5% or less	between 5-10%	over 10%	5% or less	between 5-10%	over 10%	5% or less	between 5-10%	over 10%						
2400	1	1,2,5	1,6												
2425	1	1,2,5	1,6												
2500				1	1,2,4,5	6									
2550	1	1,2,5	1,6												
2575	1	1,2,5	1,6	1	1,2,4,5	6					1	1,2,5	6		
2600				1	1,2,4,5	6									
2650	1	1,2,5	1,6												
2700	1	1,2,5	1,6								1	1,2,5	6		
2800	1	1,2,5	1,6								1,2	1,2,5	6		
2900				1	1,2,4,5	6					1,2	1,2,5	6		
3050											1,2	1,2,5	6		
3200								1,3	1,3,4,5	6	1,2	1,2,5	6		
3300											1,2	1,2,5	6		
3400								1,3	1,3,4,5	6					

NOTES (CONT.)

- Inspect all screens and filters in the lubrication system for metal contamination; if any unexplainable accumulation is discovered, the cause must be determined and corrected before the engine is returned to service.
- By means of a borescope or equivalent illuminated magnifying optical device, determine the condition of the intake and exhaust valve faces and seat faces. Evidence of excessive wear, pounding, or grooving is reason for the valve and seat replacement.
- Inspect external condition of valve keys, rockers, and exhaust valve guides for damage; particularly check valve springs for coil strikes or severe bottoming of the coils. If damage to springs is evident, remove them and check compression load as specified in Table of Limits; replace any that are not within limits.
- Rotate the crankshaft by hand to determine if valve lift is uniform or equal for all cylinders; also note if valve rockers are free when the valves are closed. Unequal valve lift is an indication of bent push rods; and tight rockers, when valves are closed, indicate a tuliped valve or a damaged valve lifter. Repair any suspected damage before the engine is returned to service.

NOTES (CONT.)

- e. Comply with the latest revision of Service Bulletin No. 388 to determine exhaust valve stem to valve guide clearance condition.
6. Remove the engine from the aircraft; disassemble it and inspect the parts in accordance with the applicable overhaul manual. Replace any parts that are damaged or not within the service limits as shown in the Table of Limits. In engines equipped with dynamic counterweights, the bushings must be replaced in both counterweight and crankshaft.

PART II – OVERBOOST

The maximum manifold pressure of turbocharged engines is controlled by various means:

1. Throttle controlled by the pilot. Here maximum rated manifold pressure is red-line and is normally reached somewhere before full-open throttle, depending upon density altitude.
2. Preset density controller. This controller senses compressor discharge density and varies the manifold pressure to ensure the engine develops rated power, up to critical altitude, regardless of the density altitude. Here take-off is at full throttle. However, the red line on the manifold pressure gage is the maximum permissible for a hot day at high field elevation. See the airframe or engine operator's manual for standard day manifold pressure, realizing that full rated power will require a lower manifold pressure on a below standard temperature day and higher on an above standard day. This further indicates that should the density controller be improperly adjusted or malfunction, it is possible to have an overboost without exceeding red-line manifold pressure.
3. Preset absolute variable pressure controller. This controller is normally used on engines incorporating a turbo compressor air bleed to pressurize the aircraft cabin. The controller is preset at the factory resulting in red-line manifold pressure at full throttle regardless of density altitude.
4. Preset slope controller. This controller is normally used on engines that do not incorporate a turbo compressor air bleed to pressurize the aircraft cabin. The controller is preset at the factory resulting in red-line manifold pressure at full throttle regardless of density altitude.

Overboost of Lycoming supercharged or turbocharged engines is not permitted beyond the limiting manifold pressure which appears on the Sea Level and Altitude Curves of the applicable Lycoming Operator's Manual. Any operation of an engine beyond this limit raises the possibility of serious engine damage. Because of this, any overboost, whether malfunction or inadvertent, which exceeds the allowable manifold pressure specified for the corresponding ambient pressure and temperature should be considered as shown in the following chart. It is the responsibility of the operator to monitor pressure to ensure limits are not exceeded. The continued use of an engine after momentary overboost has occurred is at the discretion and the responsibility of the operator.

NOTE

During take-off with low oil temperature, advancing the throttle too quickly may result in manifold pressure "overshoot". What happens is that manifold pressure advances momentarily above maximum rated by 1 or 2 inches Hg. and then returns immediately to the maximum rated. In this instance, the throttle is slightly ahead of the controller's capacity to function normally. If overshoot does not exceed 2 inches and 3 seconds duration, it may be disregarded. However, overshoot can be prevented by interrupting the throttle advance momentarily several inches below rated manifold pressure.

Service Bulletin No. 369J

Chart III - Overboost Recommendations (No Manifold Pressure Relief Valve)	
IN ALL CONDITIONS LISTED BELOW, INVESTIGATE REASON FOR OVERBOOST AND CORRECT BEFORE NEXT FLIGHT	
Overboost Conditions	Recommendations
Momentary overboost not exceeding 3 inches Hg. for 5 seconds.	Enter in logbook. Include maximum manifold pressure reached, duration of overboost, cylinder head temperature, ambient air temperature, pressure altitude.
Not exceeding 5 inches Hg. or 10 seconds.	Normal 50-hour inspection plus particular attention to items 1, 2 and 3 in the following list.
Not exceeding 10 inches Hg.	Remove engine from aircraft; completely disassemble and inspect. Replace all parts that do not come within maximum service limits as shown in latest revision of Lycoming Service Table of Limits.
Over 10 inches Hg.	Complete engine overhaul required, plus replacement of crankshaft.

1. Inspect cylinder assemblies for signs of cracked heads, particularly around the lower spark plug holes; and for cracks around the hold-down flange of cylinder barrels. Also check barrels for burned paint and for oil leaks around cylinder base flanges.
2. Remove oil screens and inspect for metal particles using care to insure the particles are metal and not hard carbon.
3. Remove all spark plugs and inspect them closely for physical and structural defects. Spark plugs removed may be reused providing that each plug checks out satisfactorily in a spark plug test unit and exhibits none of the following defects:
 - a. Fine wire plugs with loose center or ground electrodes.
 - b. Electrodes show signs of metal or impact damage.
 - c. Massive electrode plugs with copper run-out of center electrode.
 - d. Ceramic core nose with a cracked or crazed surface.

PART III – ENGINES EQUIPPED WITH ABSOLUTE PRESSURE RELIEF VALVE

Some Lycoming turbocharged engines are equipped with an absolute pressure relief valve (often referred to as a “pop-off” valve). This valve is installed between the compressor outlet and the fuel injector/carburetor to protect the engine from surges of excessive manifold pressure. Even though manifold pressure may continue to rise above its normal rated value, power output will not increase appreciably. In fact, as the valve lifts off its seat, at approximately 2 inches above normal-rated, power may decrease even if manifold pressure continues to rise above normal-rated pressure.

Action required with manifold pressure overboost:

1. Determine the cause for overboost and correct it.

Service Bulletin No. 369J

2. Remove the absolute pressure relief valve (pop-off valve).
3. Place the valve assembly, mounting flange down, on a calibrated scale. The valve head should protrude approximately 0.2 inch below the mounting flange. Ensuring that the mounting flange remains parallel to the scale surface, apply pressure to the top of the valve housing. If the valve head depresses flush with the mounting flange surface, without exceeding the maximum pounds of force listed below, the valve is functioning.

In the following chart, pressure relief valves are divided into three categories, according to manifold pressure requirements.

Categories – Manifold Pressure Required to Develop Rated Power	Maximum Pounds to Depress Valve
30.00 to 40.00 inches Hg.	*43 lbs.
40.00 to 50.00 inches Hg.	*58 lbs.
50.25 to 60.00 inches Hg.	*72 lbs.
* - Any lesser pressure is acceptable as long as the valve, when in service, does not lift off its seat prior to attaining manifold pressure.	

NOTE

After complying with items 1 thru 3 and making appropriate logbook entry, return engine to service. Should the relief valve fail to lift off its seat within prescribed limits, the valve has malfunctioned. If so, refer to and comply with the Chart III overboost recommendations. Also, either reset or replace the pressure-relief valve.

CAUTION

ON ENGINES WHERE MANIFOLD PRESSURE IS THROTTLE-CONTROLLED BY THE PILOT, IN NO CASE ADVANCE THE THROTTLE BOOSTING MANIFOLD PRESSURE BEYOND RED-LINE TO DETERMINE IF THE ABSOLUTE PRESSURE RELIEF CONTROLLER IS FUNCTIONING. THIS IS AN EMERGENCY CONTROLLER. DELIBERATE MANIFOLD PRESSURE OVERBOOST MUST BE AVOIDED.

NOTE: Revision "J" revises Chart I and Chart II.

Page 7 of 7