

RESUMEN DE DATOS
LOCALIZACIÓN

Fecha y hora	Jueves, 23 de abril 2009; 11:20 h local
Lugar	Moncofa (Castellón)

AERONAVE

Matrícula	OE-KPC
Tipo y modelo	CESSNA TU 206 F
Explotador	Privado

Motores

Tipo y modelo	THIELERT, Centurion 4.0
Número	1

TRIPULACIÓN
Piloto al mando

Edad	32 años
Licencia	Piloto comercial de avión
Total horas de vuelo	1.000 h
Horas de vuelo en el tipo	15 h

LESIONES

	Muertos	Graves	Leves/ilesos
Tripulación			1
Pasajeros			1
Otras personas			

DAÑOS

Aeronave	Importantes
Otros daños	N/A

DATOS DEL VUELO

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

INFORME

Fecha de aprobación	3 de mayo de 2012
---------------------	--------------------------

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1. Reseña del vuelo

El día 23 de abril de 2009, la aeronave Cessna TU 206 F, matrícula OE-KPC, amerizó a las 11:20 h¹ junto a la playa del municipio de Moncofa (Castellón) a consecuencia de la rotura del motor cuando sobrevolaba a 7.000 ft la costa. Los dos ocupantes a bordo, piloto y pasajero, fueron rescatados por las personas que avistaron el suceso, ya que la aeronave capotó durante la maniobra y quedó flotando en posición invertida.

El día del accidente, el piloto realizó la inspección prevuelo y repostó. Tras solicitar telefónicamente el plan de vuelo VFR, despegó a las 10:30 h aproximadamente del aeródromo de Ontur (LEOT) en Albacete para dirigirse al aeropuerto de Reus (LERS), donde se iban a realizar los trabajos de mantenimiento programado en un centro de mantenimiento localizado en aquel aeropuerto.

En el transcurso del vuelo cruzó el CTR (Zona de control) del aeropuerto de Valencia a una altitud de 7.000 ft, abandonando, a las 11:10 h, esta zona por el Pasillo Norte por el punto N de SGO (Sagunto), localizado a 17 NM en el RDL VLC 044.

Acto seguido, a la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando un «viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.



Figura 1. Aeronave

¹ Todas las horas indicadas en el presente informe están referidas a la hora local. La hora UTC correspondiente se obtendrá restando dos horas a la misma.

Poco tiempo después, el piloto pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite y comprobó que los indicadores de presión y temperatura de aceite habían descendido. A las 11:11 h, cuando se encontraba en el RDL VLC 046, a 20,5 NM y 7.000 ft contactó con Control de Aproximación de Valencia para informar que tenía problemas de motor y de su intención de buscar un lugar donde aterrizar.

Instantes después volvió a contactar para declarar emergencia debido a la parada del motor. A las 11:14 h desapareció la traza radar a 4.800 ft, a 22,8 NM del VOR del aeropuerto de Valencia y el controlador perdió la comunicación con el piloto.

Según declaración del piloto, durante el vuelo el motor comenzó a hacer ruidos extraños y pudo ver en el parabrisas restos de aceite. Los indicadores de presión y temperatura de aceite habían descendido en el transcurso de la comunicación de la emergencia a control aéreo, el motor se detuvo y perdió la comunicación radio.

A continuación, en la maniobra de descenso intentó arrancar de nuevo el motor, sin conseguirlo. Establecido el lugar de aterrizaje sobre la playa que tenía a la vista, a 800 ft AGL advirtió que no funcionaban los flaps y no pudo alcanzarla. Finalmente, amerizó capotando, junto a la costa.

Advertidos los tráfico de la zona y el Servicio de Salvamento, por el control aéreo, se avistó la aeronave en la orilla de la playa.

Por otra parte, los testigos presenciales del amerizaje reaccionaron rápidamente al ver caer la aeronave y ayudaron a la evacuación de los dos ocupantes que se encontraban a escasos cuatro metros de la orilla. Posteriormente fueron asistidos por los servicios médicos de la zona y trasladados al hospital donde fueron reconocidos y dados de alta médica.

Una vez rescatada la aeronave del agua pudieron observarse los daños producidos por el impacto del agua contra el capó inferior del motor y las palas de la hélice. La acción corrosiva del agua salada se extendió en todos los elementos de la aeronave y la rotura del bloque motor produjo una mancha de aceite que se extendió por la superficie inferior del fuselaje.

1.2. Lesiones de personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total en la aeronave	Otros
Muertos				
Graves				
Leves				No aplicable
Ilesos	1	1	2	No aplicable
TOTAL	1	1	2	

1.3. Daños sufridos por la aeronave

La aeronave sufrió importantes daños, estos daños se debieron al golpe sobre la superficie del mar que afectó a la hélice, capó motor y puntas de ala. Posteriormente, la salinidad del agua dañó al resto de la célula.

1.4. Otros daños

Se produjeron pequeñas manchas de fluidos en el agua procedentes de la aeronave sobre la superficie del mar en las cercanías de la playa.

1.5. Información personal

1.5.1. *Piloto*

Edad:	32 años
Nacionalidad:	Española
Licencia de aptitud de vuelo:	Piloto comercial de avión
• Fecha de emisión inicial:	21/08/2003
• Fecha de caducidad:	09/01/2014
Certificado médico renovado:	17/11/2008
Certificado médico válido hasta:	23/11/2009
Habilitaciones en vigor y fecha de validez:	
• Agroforestal (sólo para incendios):	Hasta 24/08/2009
• Avión multimotor MEP (land):	Hasta 02/01/2010
• Avión monomotor SEP (land):	Hasta 21/08/2009
• Vuelo instrumental IR(A):	Hasta 02/01/2010
• Instructor de vuelo FI(A).	
Horas de vuelo:	
• Totales:	1.000 h
• Horas en los últimos 3 meses:	20 h
• Horas en OE-KPC:	15 h

1.6. Información de aeronave

La aeronave llegó a España el 16/11/2008 con un TSN («Time Since New»): 4.374 h. El cuaderno de la aeronave registraba 4.390:55 h de vuelo antes del accidente.

Igualmente, el citado cuaderno registra que principalmente los vuelos que se realizaron desde, al menos la instalación del motor Centurion 4.0, fueron de lanzamiento de paracaidistas.

1.6.1. *Célula*

Marca:	Cessna
Modelo:	TU206F
Núm. de fabricación:	U206-02898
Matrícula:	OE-KPC
Año de fabricación:	1977
MTOW:	1.633 kg

1.6.2. *Certificado de aeronavegabilidad*

Número:	3006
Fecha de expedición:	25/07/2001
Fecha de caducidad:	28/04/2009

1.6.3. *Registro de mantenimiento*

Última revisión:	Fecha	Horas
50 horas:	24/10/2008	4.368 h
100 horas:	13/09/2008	4.358 h
500 horas:	14/09/2007	4.248 h

1.6.4. *Motor*

Marca:	Thielert Aircraft Engine GmbH
Modelo:	Centurion 4.0 (TAE 310)
Potencia:	310 HP
Número de serie:	03-01-0505-SL01-001-P0124

Montado en aeronave:	Fecha 27/04/2007.	TSN: 0 h
Revisiones:	<u>Fecha</u>	<u>Horas aeronave</u>
• 48 horas:	06/06/2007	4.168 h
• 127 horas:	13/09/2007	4.248 h
• 180 horas:	05/03/2008	4.299 h

1.6.5. Hélice

Marca:	MT-Propeller	
Modelo:	MTV-9-D	
Número de serie:	070481	
Montaje:	<u>Horas aeronave</u>	<u>Fecha</u>
	4.120 h	27/04/2007

1.6.6. FADEC (Full Authority Digital Engine Control)

Marca:	Thielert Aircraft Engine GmbH	
Número de serie:	4280	
Número de parte:	05-7611-K000102	
Montaje:	<u>Horas</u>	<u>Fecha</u>
	0	Diciembre 2008
Fecha de inicialización ² :	8 de enero de 2009	

La aeronave dispone de un FADEC de doble canal, designados como A y B, para el control de la gestión del motor. El segundo canal actúa como reserva.

1.6.7. Información sobre la Certificación de la aeronave

La aeronave fue certificada originalmente utilizando como Base de Certificación la norma CAR («Civil Air Regulation») 3, Enmienda 8, de la FAA («Federal Aviation

² Fecha del primer registro.

Administration»), autoridad que emitió el Certificado de Tipo («Type Certificate», TC) n.º A4CE, con su correspondiente Hoja de Datos («Type Certificate Data Sheet», TCDS).

Posteriormente, la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) aprobó, con fecha 13 de abril de 2007, a instancia de Thielert Aircraft Engines GmbH, el cambio del diseño de tipo mediante un «Supplemental Type Certificate» (STC) EASA.A.S.02565, con motivo de la sustitución del grupo motopropulsor inicial por un motor Centurion 4.0 y una hélice MTV-9-D. Para el proceso de obtención de este STC se aplicó la Base de Certificación de la norma CS-23 («Certification Specification») de EASA, en la edición de 14 de noviembre de 2003.

El STC referido llevaba asociado un Suplemento al Manual de Vuelo inicial, con el número de documento 72-0310-72021, de cuyo contenido se recogen las siguientes «Notas»³ que lo diferencian del manual original (véase Anexo 1):

- Referida a las limitaciones de maniobra, la página 2-4 de la Sección 2, recoge la siguiente «Nota»:

«Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited»

- En cuanto a los procedimientos de emergencia, en la página 3-4 de la Sección 3 se recoge la siguiente «Nota» referida al re-arranque del motor en caso de fallo del mismo:

«The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.»

«If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning.»

Con fecha 26 de septiembre de 2007, EASA publica un TCDS, n.º E.014, Issue 4, donde se recogen los datos referidos a la instalación de motores Centurion 4.0 en aeronaves de categoría «normal» y «utility».

³ La Sección 1, página 1-1, del manual de vuelo, véase Anexo 1, contiene tres niveles de aviso: «Note», «CAUTION» y «WARNING» de acuerdo con la importancia que sobre la seguridad o perjuicio sobre la aeronave pueda ocasionar su incumplimiento y según el siguiente criterio:

- Note: Information added for a better understanding of an instruction.
- CAUTION: Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.
- WARNING: Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.

1.6.8. Sistema eléctrico

El esquema eléctrico que la aeronave accidentada montaba contiene, en rasgos generales, los siguientes elementos (véase Anexo 2):

- La barra principal (MAIN DIST BUS) recibe alimentación de la batería principal (Batt 1), del alternador principal (Alt 1) y de la toma de potencia exterior.
- La batería «Batt 1» es del fabricante Gill, modelo G247, de 24 voltios y entre ella y la barra existe un fusible de 150 A.
- Entre el alternador «Alt 1» y la barra existe un fusible de 80 A. Entre la toma exterior y la barra no existe fusible.
- La barra principal suministra corriente:
 - Al motor de arranque, cuya línea de arranque no tiene fusible.
 - A la barra esencial (ESS BUS) mediante un puente de diodos «D1».
 - Al «GLOW PLUG CONTROL».
 - Al «FADEC B».
 - Al «AIRCRAFT MAIN BUS RELAY» a través del cual se alimentan, entre otros sistemas, el de comunicaciones, ADF, flaps, calefacción del pitot, avisador de pérdida, bomba de combustible, luces de la aeronaves, etc.
- La barra esencial recibe corriente de la barra principal, del Alt 2 y de la batería «Batt 2».
- La batería «Batt 2» está formada por dos baterías, conectadas en serie, de 12 V / 12 A/h cada una.
- La barra esencial suministra corriente a:
 - «FADEC A».
 - La bomba de vacío (VAC PUMP).
 - Auxiliary engine display / Compact engine display (AED/CED).
- La conexión entre la barra principal y la esencial es unidireccional por la acción del grupo de diodos «D1». Esto hace que la batería «Batt 1» no se pueda recargar por el alternador «Alt 2» y, asimismo que la «Batt 2» no pueda alimentar a la barra principal y los sistemas que de ella dependen.

La implementación de este sistema sobre la aeronave motivó que la batería principal «Batt 1» fuera situada en el compartimento de cola, mediante un cable de 5 m de longitud, para evitar inconvenientes de calentamiento de la propia batería y mantener el margen de centrado original de la aeronave. Asimismo, un fusible de 150 A próximo a dicha batería. Hay que señalar que en la revisión de la aeronave tras el accidente fue encontrado otro fusible igual al anterior, dentro de una bolsa, junto a la batería principal.

Consultada la documentación técnica del STC, referida al sistema eléctrico, que se muestra en el Anexo 2 de este informe, se comprobó que ésta coincide con la instalación montada en la aeronave accidentada.

Por otra parte, como ya se refirió en el punto 1.6.7, la aprobación del STC llevaba asociado un Suplemento al Manual de Vuelo inicial. Este Suplemento contiene en la Sección 7 un esquema del sistema eléctrico para información del piloto (véase Anexo 1).

Comparando el esquema eléctrico de la documentación técnica del STC con el del Suplemento, se observa que existen diferencias significativas. En particular, en el esquema del Suplemento al Manual de Vuelo, cuando los generadores «Alt 1» y «Alt 2» no están operativos, los sistemas de comunicaciones y navegación, calefacción al pitot, flaps, bomba de combustible y avisador de pérdida, dependiendo todos ellos de la ESS BUS, dentro del grupo denominado «Essential Equipment», son alimentados por ambas baterías «Batt 1» y «Batt 2», mientras que esta circunstancia no se da en la instalación de la aeronave siniestrada.

1.7. Ensayos e investigaciones

1.7.1. Inspección de los restos

La aeronave tras su recuperación fue trasladada a un taller para su revisión. Con la colaboración del fabricante del motor, se desmontaron el dispositivo FADEC y el motor, ambos elementos fueron trasladados a las instalaciones del mismo en Alemania para su estudio.

Asimismo, la inspección del sistema eléctrico mostró que el fusible de 150 A, próximo a la batería «Batt 1» se encontraba fundido (véase Figura 2).

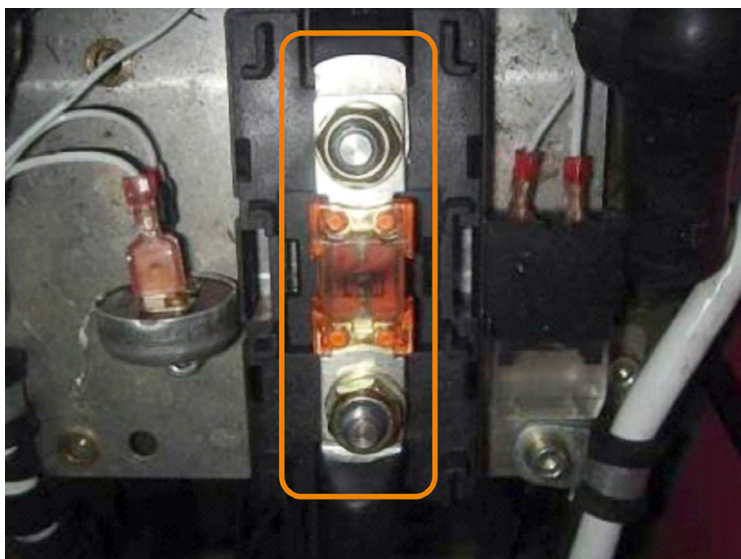


Figura 2. Fusible fundido de la batería

1.7.1.1. Inspección del motor

El bloque motor estaba perforado por los impactos recibidos por los componentes internos del mismo.

Considerando que la disposición de los cilindros, desde atrás hacia delante, están emparejados en el orden 1-5, 2-6, 3-7 y 4-8, se encontró que las bielas y pistones de los cilindros 4 y 8 estaban destruidas y las bielas del par 3-7 mostraban daños severos. El cilindro 6 resultó igualmente afectado, pero no así el resto.

Las muñequillas del cigüeñal correspondientes a los cilindros más afectados mostraban señales de sobrecalentamiento en forma de marcas de tonalidad azulada. Asimismo, se realizó un estudio metalográfico de las piezas y roturas observadas, cuyos resultados indican que el proceso de rotura se desarrolló rápidamente (véase Figura 3).

De acuerdo con la información obtenida, se concluye que la causa más probable de los daños ocasionados fue una deficiente lubricación del motor, sin que se haya podido especificar el origen de dicha deficiencia.

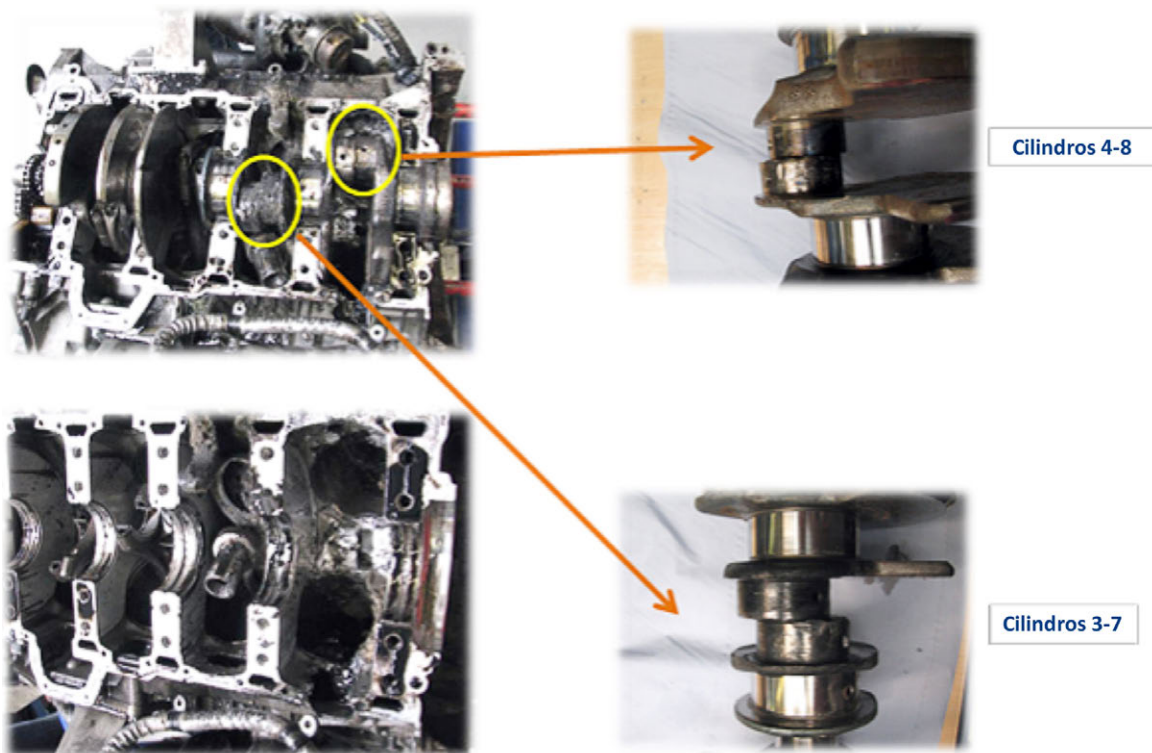


Figura 3. Daños en el motor

1.7.1.2. Inspección del sistema eléctrico

Se inspeccionó la instalación del sistema eléctrico de la aeronave accidentada. Los resultados de esta inspección mostraron que ésta se corresponde fielmente con el

esquema contenido en la documentación técnica del STC referida en el Anexo 2 de este informe, pero no con el mostrado en la Sección 7 del Suplemento al Manual de Vuelo (véase Anexo 1).

Como ya se indicó anteriormente en el apartado 1.7.1 se encontró que el fusible de 150 A próximo a la batería «Batt 1» estaba fundido (véase Figura 2).

1.7.1.3. Datos registrados en el FADEC

La lectura del FADEC mostró la siguiente secuencia de eventos:

- En el arranque la presión de aceite (Poil) alcanzó un valor máximo de 6.516 mbar y la temperatura de aceite (Toil) de 14 °C. Según el motor fue ganando temperatura la Poil disminuyó y la Toil fue aumentando.
- Durante el vuelo, los valores medios de estos parámetros fueron de 3.614 mbar de Poil y 116 °C de Toil. Estas cifras se encuentran, según el manual de vuelo, dentro del arco verde de funcionamiento.
- En un intervalo del vuelo se registraron la presión de admisión (MAP), la presión atmosférica a la altitud de vuelo (Pbaro). Los datos correspondientes, secuenciados con un intervalo de 1 segundo, son los siguientes:

MAP ⁴ (mbar)	Poil (mbar)	Pbaro (mbar)
2.347	3.619	792
2.352	3.399	790
2.498	3.790	790
2.513	3.729	790
2.508	3.509	790
2.520	3.741	790
2.523	3.692	790
2.523	3.594	790
2.538	3.765	790
2.543	3.753	790
2.528	3.729	790
2.535	3.570	796
2.540	3.619	793
2.550	3.643	797

⁴ MAP: «Manifold Absolute Pressure».

MAP (mbar)	Poil (mbar)	Pbaro (mbar)
2.548	3.729	795
2.535	3.900	795
2.510	3.655	795
2.456	3.545	791
2.416	1.919	787
2.441	1.222	786
2.493	1.479	784
2.505	758	786
2.491	330	786
2.498	171	786
2.491	3.374	786
2.503	3.606	786
2.513	3.252	790
2.530	3.337	788
2.535	3.240	788
2.493	3.741	788
2.443	4.034	788
2.426	3.667	788
2.406	3.606	792
2.404	3.399	790
2.339	3.643	790

Se observa cómo, tras aumentar la presión de admisión unos 150 mbar desde el inicio del intervalo, la presión atmosférica (Pbaro) asciende durante unos 7 segundos y seguidamente, en la zona coloreada, la Poil baja bruscamente en unos 6 segundos. Inmediatamente después la Poil se recupera en 1 segundo y la Pbaro desciende nuevamente hasta alcanzar el valor que tenía al comienzo del intervalo.

- A continuación, 29 segundos después que Poil alcanzase el valor de 171 mbar, la presión de aceite descendió a 0 mbar, las revoluciones de motor y hélice inician un descenso progresivo y deja de haber presión de alimentación de combustible. El contador de tiempo del FADEC registró las 11:13:14 horas como el instante en que Poil cayó a 0 mbar.
- La tensión de alimentación del FADEC fue conmutada a «Batt 2» 93 segundos después de Poil a 0 mbar.
- Desde este momento la aeronave inicia un descenso progresivo hasta amerizar.

La Figura 4 representa la variación de los valores⁵ registrados en el último tramo. Las unidades⁶ del eje horizontal están referidas en segundos.

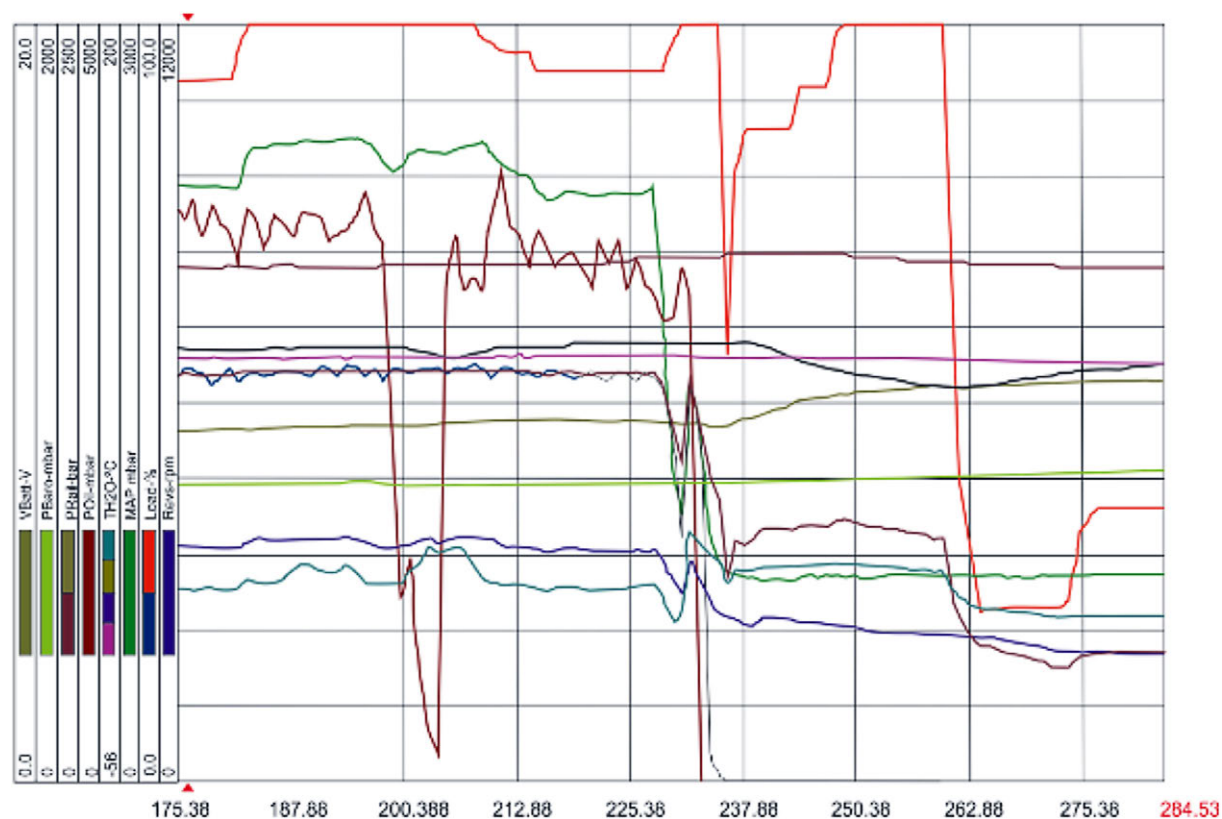


Figura 4. Gráfico de los últimos valores de los parámetros

1.7.2. Declaraciones del piloto

Durante la investigación se contactó con el piloto y el pasajero de la aeronave en varias ocasiones con objeto de tener una exhaustiva información de lo ocurrido durante el vuelo.

El contenido de la información aportada fue que, desde su llegada a España, la aeronave fue operada por el mismo piloto. La cantidad de aceite lubricante (Shell Helix Ultra 5w-30) repuesta durante los vuelos realizados en España fue de 1 l.

⁵ VBatt: Tensión de batería
PBaro: Presión barométrica
PRail: Presión conducto de alimentación
POil: Presión de lubricante
TH2O: Temperatura agua refrigerante
MAP: Manifold Absolute Pressure
Revs: Revoluciones por minuto

⁶ El FADEC registra los datos en tramos de 300 s, en la Figura 4 está referido a una parte de uno de estos tramos.

Según sus declaraciones, el día del accidente se realizó la inspección prevuelo y, en particular, el nivel de aceite estaba ligeramente por debajo del margen superior. Después de repostar poco más de 100 l de combustible (Jet A1) cumplimentó el plan de vuelo por teléfono y a las 10:30 h despegó junto con un pasajero a bordo con destino el aeropuerto de Reus.

Control de aproximación de Valencia le asignó código transponder y le autorizó a atravesar el TMA a 7.000 ft y salir por el pasillo visual Norte. A la salida del TMA, control le informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando un «viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.

Poco después, pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite que iba creciendo y al comprobar los indicadores de presión y temperatura de aceite observó que estos habían descendido, llamó a Valencia para informar de problemas en el motor.

En unos instantes, mientras comunicaba con el controlador, el motor dejó de funcionar, afectando de alguna manera al sistema eléctrico, ya que la radio y el transponder dejaron de funcionar en ese mismo momento.

Durante el descenso, declaró que intentó re-arrancar el motor sin resultado y, a unos 800 ft sobre el terreno, en el último viraje, advirtió que los flaps no funcionaban.

2. ANALISIS

2.1. General

A partir del análisis de la información disponible, la secuencia de los hechos puede establecerse como sigue:

El accidente ocurrió durante un vuelo VFR desde el aeródromo de Ontur en Albacete hasta el aeropuerto de Reus. El vuelo había sido programado para el traslado de la aeronave a un centro de mantenimiento con objeto de realizar una revisión periódica de la misma.

El piloto realizó la inspección prevuelo sin que apareciese ningún aspecto a destacar y repostó combustible. Tras solicitar telefónicamente el plan de vuelo VFR, despegó aproximadamente a las 10:30 h.

En el transcurso del vuelo la aeronave cruzó el CTR (Zona de Control) del aeropuerto de Valencia manteniendo una altitud de 7.000 ft, abandonando esta zona por el Pasillo Norte, por el punto N de SGO (Sagunto), a las 11:10 h. A la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando «un viraje de barrido» para confirmar la presencia de dicho tráfico.

Poco tiempo después, cuando la aeronave se encontraba en el RDL VLC 046, a 20,5 NM y a 7.000 ft de altitud, el piloto pudo ver que había comenzado a formarse en el parabrisas una mancha de aceite que iba creciendo. Al comprobar los indicadores de presión y temperatura de aceite observó que estos habían descendido. A las 11:11 h, el piloto contactó con Control de Aproximación de Valencia para informar de que tenía problemas de motor y de su intención de buscar un lugar donde aterrizar; instantes más tarde declaró emergencia por parada de motor.

A continuación, en la maniobra de descenso intentó arrancar de nuevo el motor, sin conseguirlo.

A las 11:14 h la traza radar de la aeronave desapareció a una altitud de 4.800 ft a 22,8 NM del VOR del aeropuerto de Valencia, y el controlador perdió la comunicación con el piloto.

Adicionalmente, después de la parada del motor la aeronave quedó sin energía eléctrica, lo que produjo la pérdida de contacto con Control y la inoperatividad de varios sistemas más. En el posterior examen de los restos se localizó un fusible —situado entre la batería y la barra principal de suministro— que se había fundido y que dejó aislada la batería principal del resto del circuito eléctrico.

Establecido el lugar de aterrizaje sobre la playa que tenía a la vista, a 800 ft AGL el piloto advirtió que no funcionaban los flaps y no pudo alcanzarla. En la maniobra de amerizaje la aeronave capotó y quedó flotando en posición invertida junto a la playa del municipio de Moncofa (Castellón).

En el desarrollo de la investigación se ha examinado la posibilidad de que el piloto hubiera realizado una maniobra brusca de descenso con factor de carga $n < 0$ que pudiera afectar a la lubricación del motor, originando que éste se rompiera, parara y gripase.

Otro aspecto que se contempla en este análisis es el contenido del Manual de Vuelo y del Suplemento asociado al STC, particularmente en lo referente a las instrucciones y Notas en ellos reflejadas.

2.2. Aspectos relacionados con el fallo motor y los datos registrados en el FADEC

El apartado 1.7.1.1 de este Informe describe los daños encontrados en la inspección interna del motor. La rotura de componentes internos, bielas y pistones, produjo un orificio en el cárter por donde el aceite lubricante salió al exterior. Se observó además la presencia de zonas de color azul oscuro en las muñequillas del cigüeñal

correspondientes a varios cilindros, lo que indica que estos estuvieron sometidos a altas temperaturas, originadas por una deficiente lubricación del motor. En la inspección no se ha podido determinar el origen de esta deficiencia de lubricación.

El análisis de los parámetros registrados en el FADEC refleja que durante el arranque del motor se produjo un valor alto de presión de aceite (*Poil*), debido a la baja temperatura inicial del aceite (*Toil*). Después del arranque y durante el vuelo se mantuvieron valores constantes normales de parámetros, sin ninguna indicación que anticipase el fallo del motor.

No obstante, al analizar en detalle los registros del FADEC correspondientes a los parámetros *Pbaro* y *Poil* en el último minuto antes de la rotura, se observa lo siguiente (véase Figura 5):

- Antes del punto **A** la aeronave volaba horizontalmente a la altitud-presión (*Hp*) correspondiente a *Pbaro* = 790 mbar (*Hp* = 6.673 ft)⁷. En este punto realiza un descenso hasta *Pbaro* = 795 mbar (*Hp* = 6.560 ft) en un tiempo de 4-5 segundos. Esto implica una maniobra de «empujón» («push-over») con velocidades descendenciales (*R/D*) comprendidas entre 2.100 y 2.600 ft/min y factores de carga estimados entre $-0,7 < n < -0,8$. A continuación inicia la recuperación mediante una maniobra de «tirón» («pull-up»), que dura unos 4 segundos, con factores de carga estimados de $n = 2,3$ y con una velocidad ascensional (*R/C*) de unos 5.850 ft/min, subiendo hasta una *Hp* = 6.890 ft (*Pbaro* = 784 mbar).
- Seguidamente, la aeronave habiendo sobrepasado la altitud de vuelo inicial en unos 220 ft, se inicia una segunda maniobra de «empujón» con factor de carga estimado de $n = 0,25$ para recuperar dicha altitud. Esta segunda maniobra tiene una duración de unos 4 segundos.
- Para volver a capturar la altitud de vuelo inicial la aeronave efectúa un descenso estabilizado con una velocidad descendencial *R/D* de 1.120 ft/min aproximadamente durante unos 10 segundos, hasta el punto **B**.
- En la Figura 5 se observa que la caída de la presión de aceite *Poil* tiene lugar 3-4 segundos después de haber finalizado la maniobra de «empujón» anterior, y que esta caída dura aproximadamente 2 segundos, iniciándose un ligero aumento de *Poil* durante 1 segundo para volver a caer hasta *Poil* = 173 mbar en los siguientes 3 segundos. Nótese también que la continuación de la caída de *Poil* hasta alcanzar el mínimo coincide en el tiempo con la segunda maniobra de «empujón».
- De la Figura 5 se desprende que el tiempo en el que el motor estuvo sometido a una baja presión de aceite (*Poil* inferior a la normal en el resto del vuelo) fue de unos 7,5 segundos.
- Durante el tiempo transcurrido entre los puntos **A** y **B** los parámetros de revoluciones de motor y hélice se mantuvieron en valores normales.

⁷ NOTA: La diferencia entre la indicación del altímetro de la aeronave —7.000 ft— y la altitud presión registrada por el FADEC se debe al reglaje QNH del altímetro en ese vuelo.

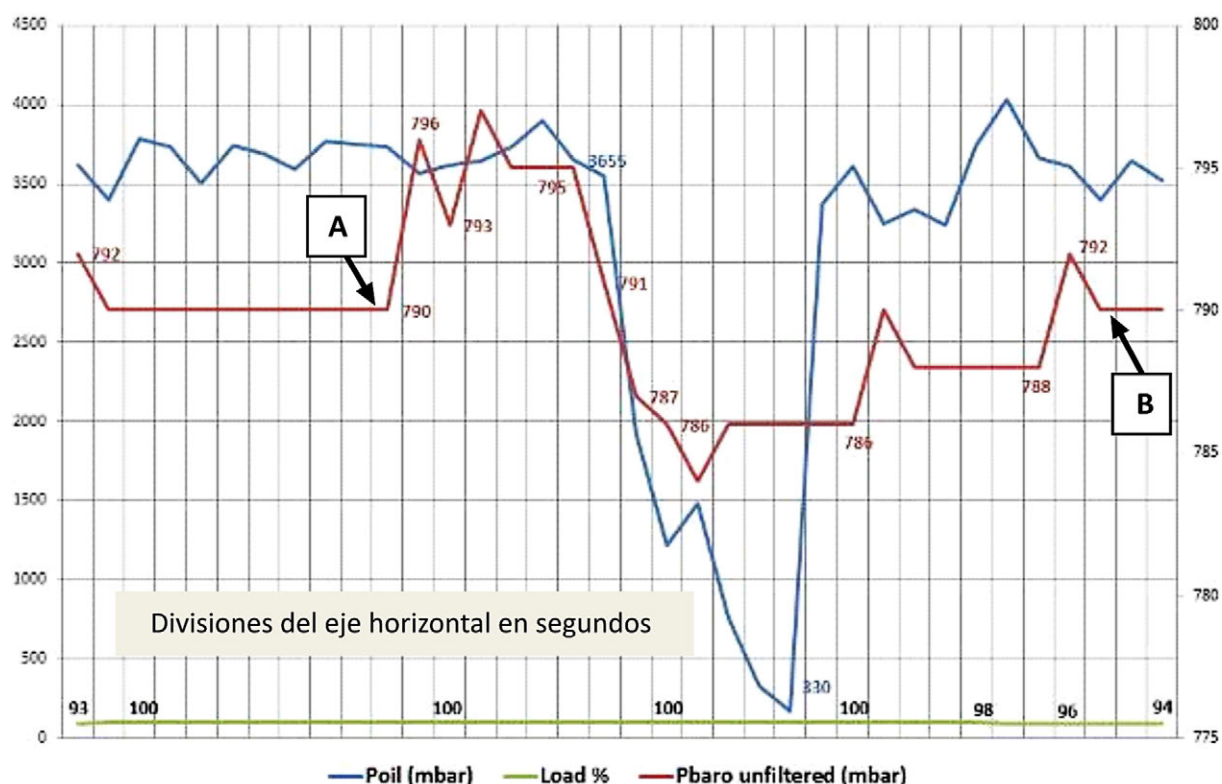


Figura 5. Gráfico de la variación de presión de aceite, carga del motor y presión barométrica

Estos eventos pueden ser identificados —con un alto grado de probabilidad— como la maniobra que el piloto describe como «un viraje de barrido para confirmar la presencia de un tráfico inferior», del que había sido informado por Control.

Haciendo una valoración del intervalo de tiempo (unos 6 segundos) en el que el motor estuvo sometido a una presión de aceite lubricante inferior al 50% de la normal en el vuelo, se considera que, habiéndose mantenido los parámetros del motor dentro de tolerancia (arco verde) durante el vuelo, la falta de lubricación durante este intervalo de tiempo debió ser soportada por la persistencia de la película residual del lubricante.

Las tonalidades azuladas, producto de la oxidación, que presentaban algunas muñequillas del cigüeñal requieren para su formación la exposición del acero a una combinación de temperatura-tiempo significativamente mayor que a la que estuvo expuesto el cigüeñal durante la maniobra analizada. De ello se deduce que el motor debió estar sometido con anterioridad al vuelo del día del accidente a uno o a varios episodios de lubricación deficiente.

En definitiva, se considera que el fallo del motor no puede ser atribuido únicamente a la momentánea falta de lubricación que se registra en el FADEC como consecuencia de la maniobra brusca previa a la bajada de presión de aceite.

Sin embargo, puesto que la *Poil* comienza a bajar a los 7,5 segundos de haberse iniciado el primer «empujón», se recupera ligeramente al final de la subida posterior al «tirón» (segundos 9,5-10,5) para continuar bajando durante el segundo «empujón» (segundos 10,5-13,5) hasta un mínimo de *Poil* = 171 mbar, y comienza a recuperarse cuando la aeronave está en un régimen de descenso estabilizado para volver a capturar la altitud inicial (segundos 13-23), alcanzándose en 1,5 segundos la *Poil* normal de unos 3.600 mbar, resulta evidente que las oscilaciones de la presión del aceite están relacionadas con las variaciones bruscas en la trayectoria de la aeronave.

Por consiguiente, de todo lo anterior se deduce que la maniobra de «montaña rusa» («roller coaster») registrada en el FADEC fue el evento desencadenante de la bajada de presión de aceite ocurrida entre los segundos 7,5 y 15, la cual —conjuntamente con los efectos de otras deficiencias de lubricación anteriores— provocó la rotura de varios elementos y posterior parada/gripado del motor de la aeronave a los 43 segundos de haberse iniciado dicha maniobra.

Aunque —como ya se indicó anteriormente— no se ha podido determinar el origen de las deficiencias en la lubricación, lo más probable es que éstas hayan sido causadas por ocasionales faltas de lubricante en la toma de entrada de la bomba de aceite durante maniobras agresivas, en las que ciertas combinaciones de actitud y aceleraciones (lineales y angulares) podrían provocar dichas condiciones. Al no disponer de registros de los parámetros relevantes no ha sido posible analizar en detalle estos aspectos.

Por otra parte, el funcionamiento de la propia bomba de aceite fue normal durante el vuelo, y en el intervalo de 7,5 segundos en el que la presión bajó, la recuperación de la presión tuvo lugar en 1,5 segundos desde *Poil* mínima. Solamente tras la rotura del motor y la pérdida de aceite, la presión bajó a 0.

2.3. Análisis del sistema eléctrico

En la implementación del STC del motor Centurion 4.0 a la aeronave Cessna TU206F el sistema eléctrico original tuvo que ser sometido a una modificación mayor.

Se comprobó que el sistema eléctrico instalado en la aeronave accidentada corresponde al diseñado para esta modificación, y que es el que está aprobado en el STC.

Este diseño incluye dos barras de alimentación, una principal y otra esencial. Cada barra alimenta los distintos sistemas que fueron descritos en el apartado 1.6.8. En concreto, la batería «Batt 1», el arranque, el sistema de comunicaciones, navegación, calefacción de pitot, flaps, bomba de combustible, avisador de pérdida, etc., se conectan

directamente a la barra de alimentación principal. Junto a la «Batt 1» se intercala un fusible de 150 A próximo a ella.

La barra esencial suministra energía al FADEC A, a la bomba de vacío y al dispositivo multifuncional para la indicación de los datos del motor.

La conexión entre ambas barras es unidireccional, desde la barra principal a la esencial.

Las evidencias señalan que la aeronave se quedó sin energía eléctrica después de la comunicación de que se había parado el motor y de la declaración de emergencia, cuando se encontraba a 4.800 ft.

Considerando la secuencia de los hechos producidos durante el vuelo y el diseño del circuito eléctrico, esta situación sólo pudo ocurrir en el caso de que, entre las 11:11 y las 11:14 h, en el descenso desde 7.000 a 4.800 ft, se hubiera accionado el arranque con el motor bloqueado. Al estar impedido el giro del motor por los daños internos, se produjo una intensidad de corriente superior a la que el fusible podía soportar y, al fundirse éste, dejó a la batería «Batt 1» aislada de la barra de suministro principal resultando que los sistemas de comunicación y flaps quedaran inoperativos, además de otros sistemas no relevantes para la investigación de este accidente. El diseño del circuito no ofrece otra alternativa a la expuesta anteriormente.

Por otra parte, en el Suplemento al Manual de Vuelo asociado al STC se hace una representación simplificada de dicho esquema eléctrico. Este Suplemento recoge en la Sección 7 (véase Anexo 1) un esquema que difiere en puntos importantes con el instalado en la aeronave y con el descrito en la documentación asociada al STC y en los apartados anteriores.

Esta diferencia puede centrarse en la alimentación del grupo denominado «Essential Equipment», en el cual se contempla la alimentación de este grupo a través de dos fuentes de alimentación, característica que se ajusta a las condiciones de seguridad que los componentes esenciales deben cumplir, y que no ocurre en el esquema aprobado en el STC e instalado en la aeronave siniestrada, ya que el citado grupo se quedó sin alimentación alternativa a la batería «Batt 1».

En definitiva, se considera que en el sistema instalado, si bien la disposición de un fusible junto a la batería «Batt 1» protege al sistema eléctrico de un posible cortocircuito, su colocación elimina la posibilidad que esta «Batt 1» pueda alimentar a otros sistemas definidos como esenciales. Además, al ser la conexión entre la barra principal y la esencial unidireccional por el grupo de diodos «D1», esto hace que la «Batt 2» no pueda alimentar a la barra principal y a los sistemas que de ella dependen en el caso de que la «Batt 1» quede aislada.

Como consecuencia de los análisis y consideraciones precedentes, se concluye que el diseño del sistema eléctrico aprobado por el STC e instalado en la aeronave presenta

deficiencias funcionales y de seguridad con respecto a los sistemas que de él dependen, y por lo tanto se considera necesario emitir una Recomendación de Seguridad con objeto de que se modifique su diseño para evitar que las circunstancias presentes en este accidente vuelvan a repetirse cuando se intente el arranque del motor en vuelo.

2.4. Aspectos relativos al manual de vuelo

El Manual de Vuelo de la aeronave establece una clasificación en tres niveles según la repercusión de las instrucciones, y en razón de la seguridad o perjuicio sobre la aeronave (de mayor a menor): «WARNING», «CAUTION» y «Note».

En el caso de la «Note» se describe como: «información adicional para una mejor comprensión de una instrucción».

En relación la puesta en marcha del motor en vuelo, el Suplemento del Manual de Vuelo de la aeronave incluye una «Note» en la página 3-4 de la Sección 3, Procedimientos de Emergencia, con la siguiente observación:

«La hélice normalmente seguirá girando mientras la velocidad de vuelo esté por encima de 65 KIAS. Si la hélice se detuviese a una velocidad de más de 65 KIAS, deberá averiguarse el motivo de ello antes de intentar arrancar de nuevo. Si resulta obvio que la hélice o el motor están bloqueados, no usar el arranque (Starter).»

Tras el análisis del contenido de esta «Note» específica en la página 3-4 de la Sección 3, se deduce lo siguiente:

- I. La importancia de las repercusiones sobre el sistema eléctrico actualmente instalado en la aeronave cuando se utiliza el arranque con el motor bloqueado es tal, que se considera necesario elevar el nivel de esta «Note» al menos a «CAUTION».
- II. También se considera necesario un cambio en la redacción de esta instrucción para hacerla más clara y más conspicua la no-utilización del arranque en estas condiciones.
- III. Los efectos negativos causados al intentar el arranque con el motor o hélice bloqueados sobre la operatividad de varios sistemas, no figuran adecuadamente reflejados en el Manual de Vuelo.

Por tanto, se considera que el efecto de intentar el arranque con el motor o hélice bloqueados, dejando varios sistemas inoperativos, no figuraba correctamente reflejado y evaluado en forma de «Nota» y, por ello, se considera que el piloto debiera tener constancia expresa en el manual del efecto del intento de arranque en vuelo del motor y de las advertencia (placa, letrero) en cabina del mismo. Esta consideración podría ser innecesaria en caso de que se modifique el sistema eléctrico.

3. CONCLUSIÓN

3.1. Conclusiones

- La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad en vigor en las categorías «Normal» y «Utility», y se le habían realizado las revisiones periódicas indicadas en el libro de la aeronave.
- El piloto disponía de licencia válida y estaba cualificado para el vuelo.
- A la aeronave le fueron sustituidos el motor y la hélice de origen por un motor Thielert (Centurion 4.0) y una hélice MTV-9-d de acuerdo con el STC EASA A.S.02565.
- El STC incluía la extensión del Manual de Vuelo original con un Suplementario.
- El esquema del sistema eléctrico instalado sobre la aeronave accidentada concuerda con el diseño incluido en el STC.
- El esquema del sistema eléctrico de la aeronave que contiene el Suplemento del Manual de Vuelo difiere del incluido en el STC.
- Los datos registrados en el FADEC desde el principio del vuelo hasta instantes antes de la parada del motor no presentan anomalías que anticiparan un problema de funcionamiento del motor.
- En el transcurso del vuelo la aeronave cruzó el CTR (Zona de Control) del aeropuerto de Valencia manteniendo una altitud de 7.000 ft, abandonando esta zona por el Pasillo Norte por el punto N de SGO (Sagunto) a las 11:10 h.
- A la salida del TMA, Control informó de un tráfico inferior, a lo que el piloto respondió efectuando una maniobra para confirmar la presencia de dicho tráfico.
- El estudio de la información registrada en el FADEC, ha puesto de manifiesto que dicha maniobra consistió en un «empujón» durante 4-5 segundos en el que se alcanzaron factores de carga del orden de $n = -0,7$, seguido de un «tirón» de 4 segundos en el que se alcanzaron valores de carga de $n = 2,3$, a continuación un segundo «empujón» de otros 4 segundos, y finalmente un descenso rectilíneo de unos 10 segundos. La duración desde el inicio hasta el final fue de unos 23 segundos y fue efectuada en una franja de altitud de unos 400 ft. Esta maniobra denota fuertes y bruscas variaciones en la trayectoria de la aeronave.
- Las consideraciones realizadas indican que se sobrepasaron las Limitaciones de Maniobra del Suplemento del Manual de Vuelo (Sección 2, página 2-4) establecidas en la «Note» «Intentionally initiating spins or negative-G flight is prohibited».
- Aproximadamente a los 7,5 segundos del inicio de esta maniobra de «montaña rusa» («roller coaster»), los registros del FADEC muestran que la presión del lubricante desciende bruscamente en 6 segundos hasta un valor mínimo, recuperándose también bruscamente desde el mínimo hasta su valor normal en 1,5 segundos. El intervalo de tiempo durante el cual la presión de aceite estuvo por debajo del valor normal fue de 7,5 segundos, recuperándose éste a los 15 segundos de haberse iniciado la maniobra.
- La citada disminución de presión del lubricante durante 7,5 segundos no es condición suficiente para la aparición de las marcas de oxidación azuladas por

sobrecalentamiento del material en algunas muñequillas del cigüeñal, que son consistentes con los efectos acumulativos de otras deficiencias de lubricación anteriores.

- A los 43 segundos del inicio de esta maniobra de «montaña rusa» la presión del aceite cayó a 0, produciéndose la rotura y posterior parada del motor a causa de los daños internos catastróficos sufridos que le impedían el giro.
- La maniobra de «montaña rusa» («roller coaster») registrada en el FADEC fue el evento desencadenante de la bajada de presión de aceite ocurrida entre los segundos 7,5 y 15, la cual —conjuntamente con los efectos de otras deficiencias de lubricación anteriores— provocó la rotura de varios elementos y posterior parada/gripado del motor de la aeronave a los 43 segundos de haberse iniciado dicha maniobra.
- Los daños internos encontrados son consistentes con los efectos una lubricación deficiente. Los orígenes de la lubricación deficiente de este motor no han podido ser determinados con precisión.
- El piloto incumplió las instrucciones de la «Nota» en la página 3-4 de la Sección 3 (Procedimientos de Emergencia) del Suplemento al Manual de Vuelo con respecto al arranque del motor en vuelo en caso de fallo del mismo. En ellas se especifica: «If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter».
- El intento de arranque en vuelo del motor bloqueado produjo que el fusible situado entre la batería «Batt 1» y la barra principal de alimentación eléctrica se fundiera, dejando inoperativos el sistema de flaps y las comunicaciones, además de otros sistemas que, aunque no relevantes para la investigación de este accidente, si son importantes para la seguridad de vuelo.
- Las instrucciones del Suplemento al Manual de Vuelo con respecto al arranque en vuelo con el motor bloqueado no reflejan de una manera adecuada la importancia de las repercusiones sobre el sistema eléctrico actualmente instalado.

3.2. Causas

La causa del accidente fue la rotura y posterior parada del motor en vuelo como resultado de una deficiente lubricación del mismo.

Como consecuencia de la parada y bloqueo del motor, y el posterior intento de arranque por parte del piloto, se produjo un fallo eléctrico que dejó inoperativos otros sistemas de la aeronave, como el sistema de flaps, lo que impidió que se pudieran desplegar durante el procedimiento de aterrizaje forzoso.

4. RECOMENDACIONES

REC 04/12. Se recomienda a la European Aviation Safety Agency (EASA) que se evalúe la idoneidad del diseño del sistema eléctrico amparado por el STC

(EASA.A.S.02565) en cuanto a la localización, identificación y posible sustitución del fusible de 150 A colocado junto a la «Batt 1».

REC 05/12. Se recomienda a la European Aviation Safety Agency (EASA) reconsiderar la aprobación del Suplemento al Manual de Vuelo de la Aeronave Cessna TU206F, con motor Centurion 4.0 instalado, para:

- Reflejar correctamente la información relativa al sistema eléctrico.
- Indicar adecuadamente al piloto las instrucciones que ha (o no ha) de seguir en caso de fallo de motor en vuelo.

ANEXO 1

Datos del Manual de Vuelo

Supplement POH Cessna 206

THIELERT

SECTION 1 GENERAL

CONVENTIONS IN THIS HANDBOOK

This manual contains following conventions and warnings. They should be strictly followed to rule out personal injury, property damage, impairment to the aircraft's operating safety or damage to it as a result of improper functioning.

- ▲ **WARNING:** Non-compliance with these safety rules could lead to injury or even death.
- **CAUTION:** Non-compliance with these special notes and safety measures could cause damage to the engine or to the other components.
- ◆ **Note:** Information added for a better understanding of an instruction.

UPDATE AND REVISION OF THE MANUAL

- ▲ **WARNING:** A safe operation is only assured with an up to date POH supplement. Information about actual POH supplement issues and revisions are published in the TAE Service Bulletin TM TAE 000-0004.
- ◆ **Note:** The TAE-No of this POH supplement is published on the cover sheet of this supplement.

Page 1-1
Issue 1
Revision 0, Mar. 2007

Supplement POH Cessna 206

**Engine Instrument Markings**

The engine data of the Centurion 4.0 installation to be monitored is integrated in the combined engine instrument CED. The ranges of the individual engine monitoring parameters are shown in the following table, see also Figure 2-1.

Instrument		Red range	Yellow range	Green range	Yellow range	Red range
Tachometer	[RPM]	---	---	0 - 2300	---	> 2300
Oil pressure	[mbar]	0-1000	1000-2300	2300-6500	6500-7000	> 7000
	[psi]	0 - 17.4	17.4 - 33.4	33.4 - 94.3	94.3-101.5	>101.5
Coolant temperature	[°C]	< -25	-25...+ 60	60 - 101	101 - 105	> 105
	[°F]	< -13	-13...+140	140 - 214	214 - 221	> 221
Oil temperature	[°C]	< -25	-25...+ 50	50 - 125	125 - 140	> 140
	[°F]	< -13	-13...+122	122 - 257	257 - 284	> 284
Gearbox temperature	[°C]	---	---	< 115	115 - 120	> 120
	[°F]	---	---	< 239	239 - 248	> 248
Load	[%]	---	---	0 - 100	---	---

Table 2-1 Markings of the engine instruments

- ◆ **Note:** If an engine reading is in the yellow or red range, the "Caution" lamp is activated. It only extinguishes when the "CED-Test/Confirm" button is pressed. If this button is pressed longer than a second, a selftest of the instrument is initiated.
- **CAUTION:** Operation in yellow range should not last more than 5 min. After 5 min. refer to Emergency procedures for operation in red range, Section 3

Page 2-3
Issue 1
Revision 0, Mar. 2007

THIELERT

Supplement POH Cessna 206



Figure 2-1a: CED



Figure 2-1b: AED

Weight Limits

No change, refer to original POH.

Center of Gravity Limits

No change, refer to original POH.

Maneuver Limits

Refer to original POH.

- **CAUTION** Intentionally initiating spins or negative-G flights is prohibited

Flight Loads Factor Limits

No change, refer to original POH.

Kinds of Operation

No change, refer to original POH.

Fuel Limitations

- **CAUTION:** Using non-approved fuels and additives can lead to dangerous engine malfunctions.

Approved fuel grades: JET A, JET A-1 (ASTM D1655)
 JP-8, JP-8+100 (MIL-DTL-83133E)

Page 2-4

Issue 1

Revision 0, Mar. 2007



Supplement POH Cessna 206

ENGINE FAILURE IMMEDIATELY AFTER TAKE-OFF

- (1) Airspeed 80-85 KIAS (flaps up)
..... 70-75 KIAS (flaps down)
- (2) Load Control IDLE (pull full out)
- (3) Fuel Selector Valve OFF
- (4) Engine Master OFF
- (5) Wing Flaps AS REQUIRED (FULL recommended)
- (6) Battery Switches OFF
- (7) Auxiliary Fuel Pump OFF
- (8) Cabin Door UNLATCH
- (9) Land Straight Ahead

ENGINE FAILURE DURING FLIGHT (RESTART PROCEDURE)

- (1) Airspeed BEST GLIDE (75-80 KIAS)
- (2) Fuel Selector Valve BOTH
- (3) Auxiliary Fuel Pump ON
- (4) Load Control IDLE
- (5) Engine Master Cycle OFF to ON
(if the propeller does not turn, then additionally Starter ON)

◆ Note: The propeller will normally continue to turn as long as the airspeed is above 65 KIAS. Should the propeller stop at an airspeed of more than 65 KIAS, the reason for this should be found out before attempting a restart. If it is obvious that the engine or propeller is blocked, do not use the Starter.

◆ Note: If the Engine Master is in OFF position, the Load Display shows 0% even if the propeller is turning.

- (6) Check the engine power: Load Control 100%, engine parameters, check altitude and airspeed

Page 3-4
Issue 1
Revision 0, Mar. 2007

Supplement POH Cessna 206

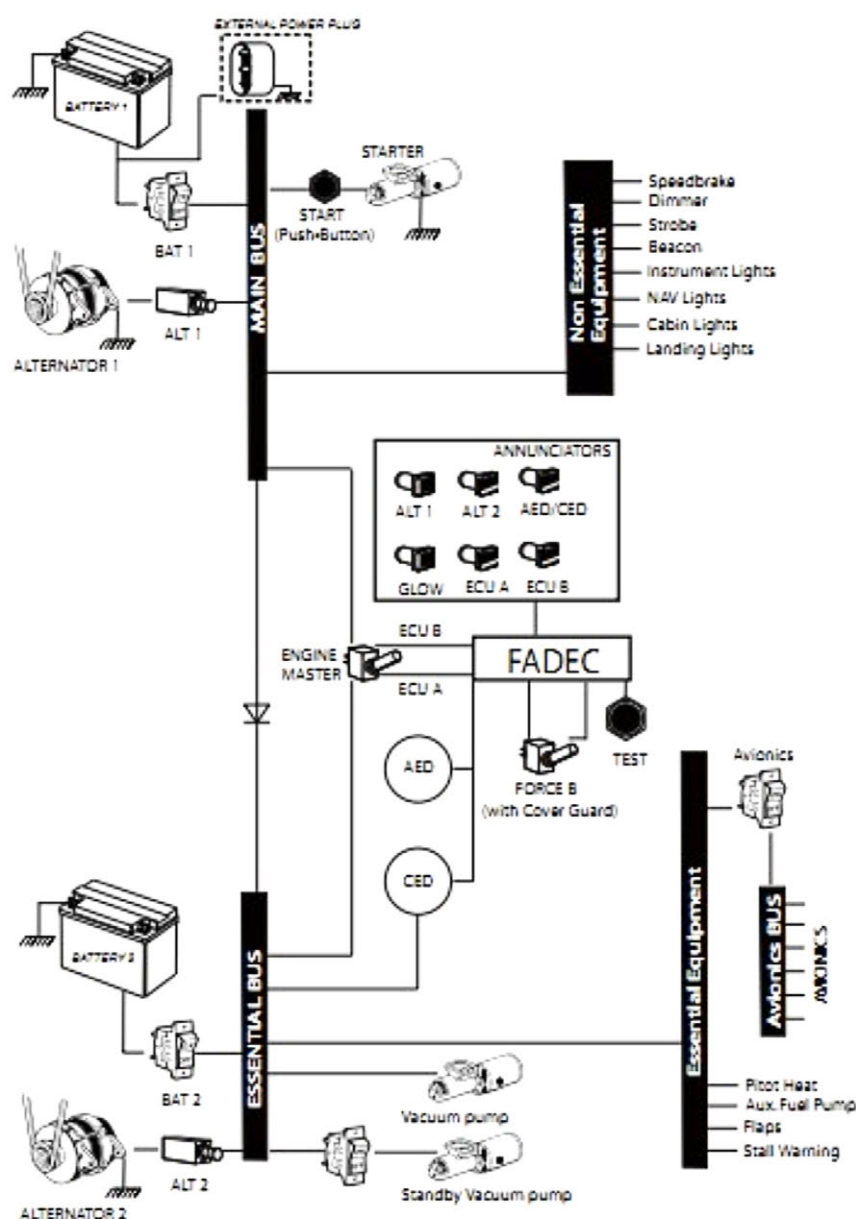
THIELERT

Figure 7-8: Basic Schematic of the Electrical System of the Cessna (T)U206F & G (28V) with Centurion 4.0 installation

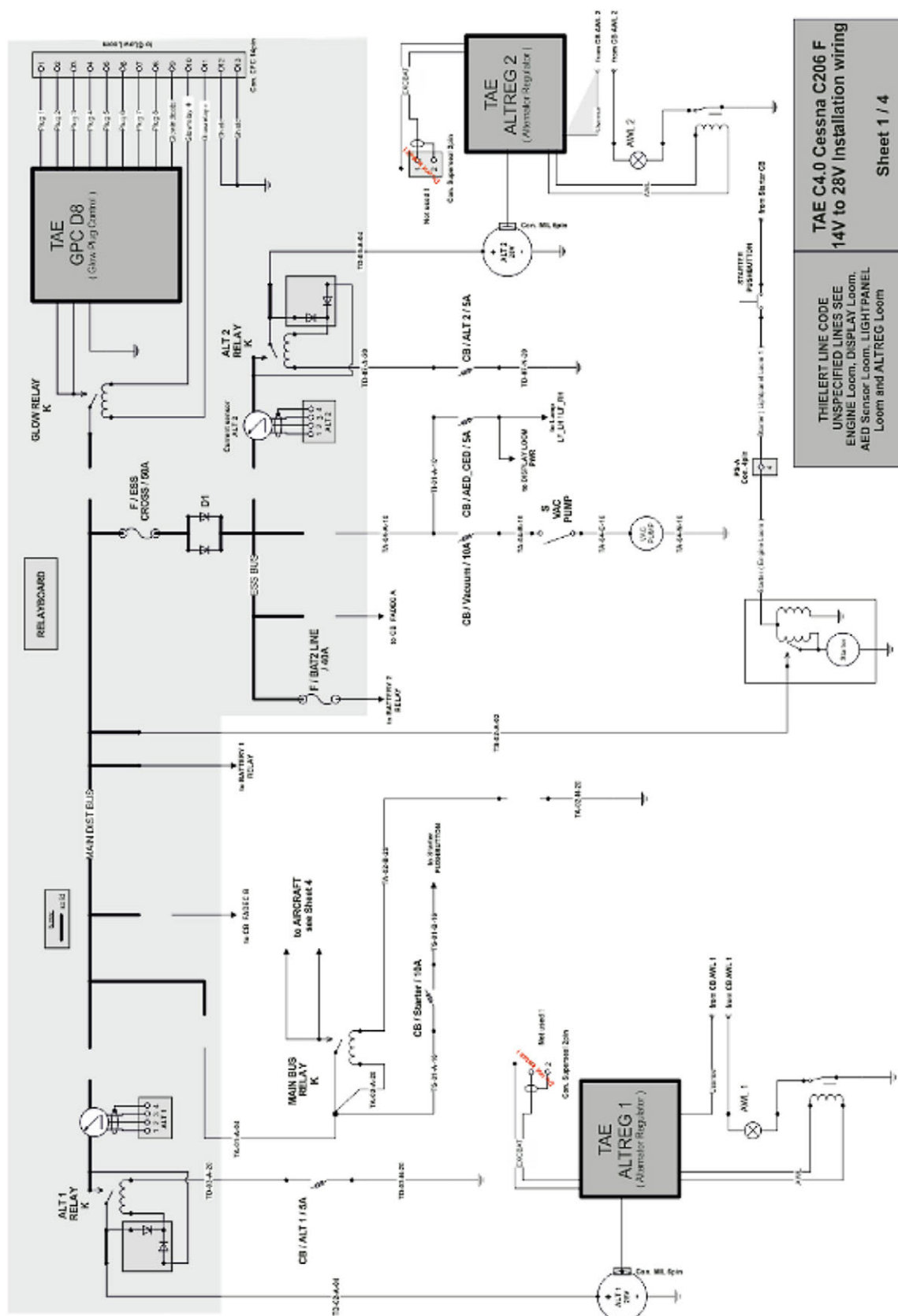
Page 7-9

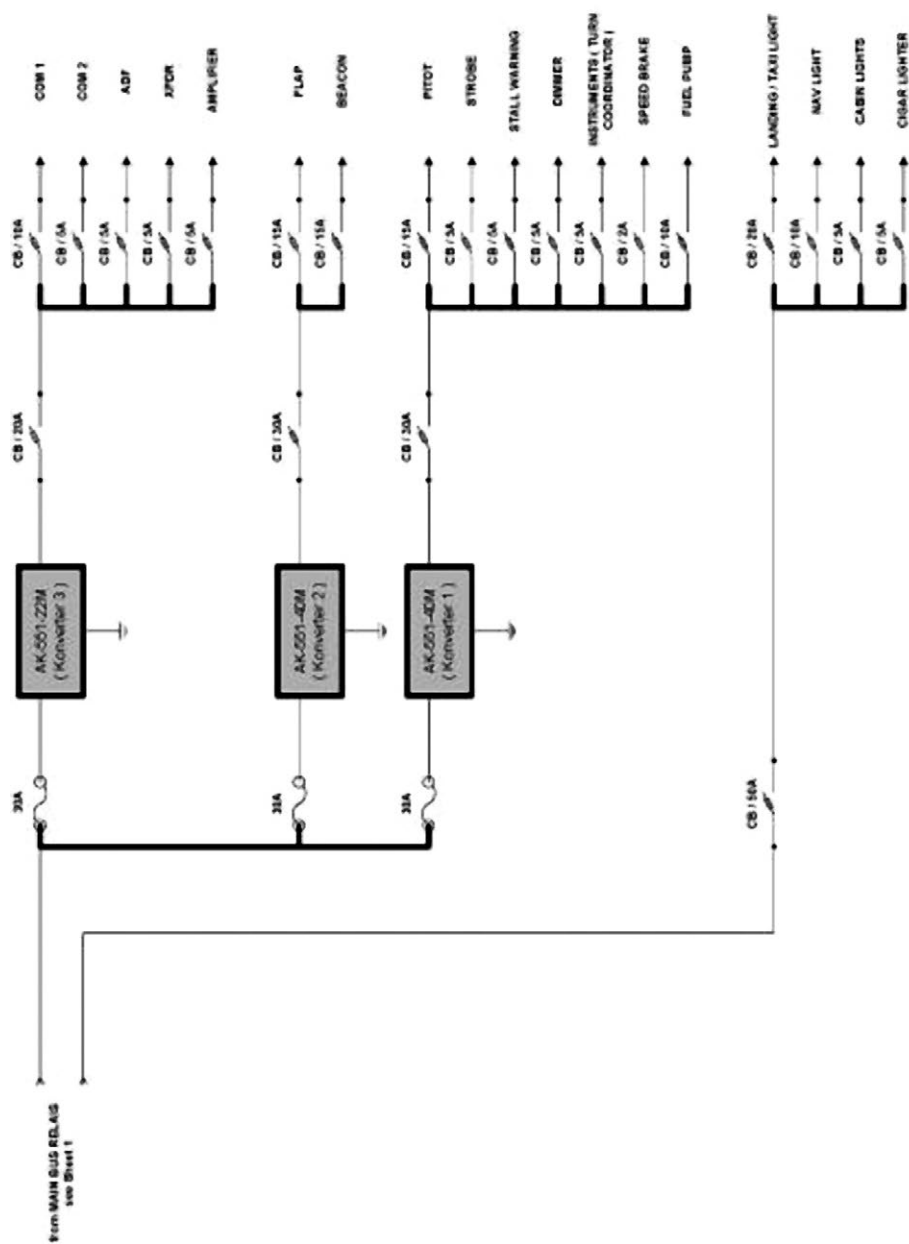
Issue 1

Revision 0, Mar. 2007

ANEXO 2

Esquema circuito eléctrico





**TAE C4.0 Cessna C206 F
14V to 28V Installation wiring**

Sheet 4 / 4

THIELT LINE CODE
UNSPECIFIED LINES SEE
ENGINE LOOM, DISPLAY LOOM,
10 Series of Loom, LIGHTPANEL
Loom and ALTREG Loom