



AUDIENCIA PROVINCIAL DE SEVILLA

SECCIÓN SÉPTIMA

AUTO nº /2019.

Rollo 9757/2018.

Diligencias previas 3007/2015.

Juzgado de Instrucción nº 13 de Sevilla.

Magistrados:

Juan Romeo Laguna. Ponente.

Ángeles Sáez Elegido.

Enrique García López-Corchado.

En Sevilla 16 de octubre de 2019.

ANTECEDENTES PROCESALES

Primero.- Por auto de 2 de abril de 2018 el juzgado de procedencia acordó el sobreseimiento provisional de las actuaciones al amparo del artículo 641.2 de la ley enjuiciamiento criminal.

Contra dicha resolución interpusieron recurso de reforma las representaciones jurídicas de don Joaquín Manuel M A , de doña María del Mar L G C , doña María Pilar M O y doña Pilar R M , de María C N y don José Luis de A ; dichos recursos fueron desestimados por auto de 20 de junio de 2018. Directamente interpuso recurso de apelación la representación jurídica de doña Sissi F M S y otros.

Los recursos de reforma mencionados se desestimaron por auto de 20 de junio de 2018. Las representaciones jurídicas citadas interpusieron recurso de apelación contra el auto de 20 de junio de 2018. La Fiscalía de Sevilla y la representación jurídica de EPI EUROPROP INTERNATIONAL GmbH han interesado la confirmación de los autos recurridos.

Tercero.- Remitida la causa a esta Audiencia, fue turnada a esta Sección Séptima, , correspondiendo su ponencia al magistrado Juan Romeo Laguna.

FUNDAMENTOS JURIDICOS

Primero.- El día 31 de agosto de 2017 la Comisión para la Investigación Técnica de Accidentes de Aeronaves Militares (CITAAM) presentó informe sobre el accidente investigado ocurrido el día 9 de mayo de 2015, en el que murieron 4 de los seis tripulantes, padeciendo los otros dos lesiones graves.

Antes de examinar el informe de la CITAAM es necesario resaltar que se limita a concretar "el resultado de la investigación consignando las circunstancias en que se produjo el accidente, sus causas y sus efectos..... y no se dirige la determinación de la establecimiento de culpa o responsabilidad alguna, sin prejuzgar la decisión que se puede tomar en el ámbito judicial".

Segundo .-De dicho informe, en el que se basa el sobreseimiento provisional se infiere a nivel indiciario:

1) El avión modelo A400-M-180, al que pertenecía el avión siniestrado, es un avión de transporte para uso militar, dotado de 4 motores turbo hélice TP-400-D6, motores fabricados por la empresa Europrop Int. GmbH (en adelante EPI), y avión producido por la empresa Airbus Military S.L. operada por Airbus Defense and Space S.A.U (en adelante ADS), siendo ensamblado en la factoría de Airbus de Sevilla San Pablo-Sur (en adelante FAL).

El avión accidentado tenía el número de serie 023, en adelante MSN023 con matrícula A4M023, siendo propiedad de ADS.

2) El referido avión estaba dotado de 4 motores fabricados por la empresa EPI. Cada uno de dichos motores está dotado de un sistema de control digital denominado FADEC cuya función principal es controlar el motor y su hélice correspondiente. A su vez, en cada FADEC se integra una unidad de control ECU, con doble canal A y B (pág 25 informe CITAAM) que incorpora software en su interior (pág. 26 del informe CITAAM). Uno de los paquetes de software cargados en la ECU es el software ECU AS, el cual es de tipo FLS lo que implica que está diseñado para que pueda ser cargado desde el mismo avión empleando un equipo llamado AMAT, integrado en el sistema DLCS y desarrollado por Airbus (págs 26 y 27 del informe CITAAM). Para versiones anteriores a la versión de software STD4.0.1, ADS mantuvo inhabilitada la carga a través del equipo AMAT y el sistema DLCS, por lo que hasta entonces la carga del software la realizaba EPI con el equipo DMSU. Una vez aprobada la versión STD4.0.1 Airbus habilitó el sistema de carga DLCS.

Respecto a tales versiones, normalmente las ECU llegaban a la factoría de Airbus en Sevilla con el ECUA AS ya instalado en la línea de montajes de motores sita en Berlín, pero en el caso del avión MSN023 siniestrado la ECU llegó a la factoría de Airbus en Sevilla con la versión anterior FCS31, siendo el personal de EPI destinado en la factoría de Airbus en Sevilla, habilitado para cargar o actualizar el ECU AS.

El día 27 de febrero de 2015 personal de EPI en Sevilla no identificado actualizó el ECU AS a la versión ST D4 01. Dado que cada motor cuenta con una tarjeta amarilla de identificación a proporcionar por EPI a ADS, documento cuyo objeto es facilitar a ADS el registro de instalación y desinstalación del equipo y gestionar sus limitaciones de vida a lo largo del proceso de montaje del avión, debiendo registrar en su reverso las cargas de software FLS, dado que personal de EPI en el caso investigado instaló nuevo software o ajuste Trins en el ECU, EPI tenía



obligación de solicitar a ADS su tarjeta amarilla, actualizarla manualmente y devolverla a ADS una vez las actividades se hubieran llevado a cabo y la tarjeta se hubiera actualizado (págs 31 a 33 del informe CITAAM). Sin embargo, personal de EPI tras la actualización de la versión del software no reclamó a ADS la tarjeta amarilla para registrar la actualización.

3) El día 6 de mayo de 2015 un empleado no identificado de ADS de la STA45 de la factoría de Airbus en Sevilla, empleado con el perfil CES001 (pág. 16 del informe de la CITAAM), de acuerdo a los procedimientos de la factoría, realizó, dentro del proceso de producción previsto, una orden de verificación (WO) de la versión del software instalado en las ECU, de forma que si dicha versión no fuera la correspondiente a la configuración del avión, ésta se debería modificar. Como ya se anticipó, dado que EPI tras actualizar la versión del software de FCS3.1 a STD4.01 no había reclamado a ADS las tarjetas amarillas de las ECUS para registrar el cambio de versión, el operario de ADS que realizó la WO encontró una discrepancia entre las versiones de ECU AS indicadas en las tarjetas amarillas respecto a la referenciada en la WO, por lo que, habilitado por ADS el sistema DLCS para comprobar la versión del ECU AS, el operario realizó una solicitud de identificación al sistema (SIR), obteniendo como respuesta "indefinido", respuesta debida a que se empleó una configuración eléctrica incorrecta. El empleado consultó con Ingeniería de Producción siéndole indicado que siguiera las instrucciones de las WO (pág. 154 del informe CITAAM).

El procedimiento de ADS para cargas ECU AS a través del sistema DLCS incluía una lista de breakers (a modo de fusibles) a configurar con anterioridad a la carga. Pues bien, el documento que se proporcionó al empleado, impreso y completado manualmente, para la carga del software era incompleto, ya que solo incluía los breakers del canal A cuando la configuración eléctrica correcta debería haber incluido también los correspondientes al canal B de la EPMM. Debido a esta incorrecta configuración eléctrica del canal B de las ECU de los motores 1, 2 y 3, dicho canal B permaneció desenergizado durante el SIR y durante la carga de la



versión STO 4.01. Ello fue lo que provocó el resultado de “indefinido” en el SIR y que el proceso de carga resultase fallido, abortándose el mismo. Tras varios intentos de carga del software con resultado no satisfactorio, el operario pudo finalmente cargar el software, lo que implica que en algún momento del proceso debieron cerrarse los breakers correspondientes a los canales B de las EPMM para los motores 1, 2, 3 y 4. (págs 153 a 155 del informe CITAAM). Ahora bien, los referidos abortos de carga provocaron el borrado de los parámetros de calibración de torque en el Canal A de las ECU de los motores 1, 2 y 3, es decir, habían quedado sobreescritos por “0000”, borrado que se produjo de forma inadvertida para el operario ya que el sistema no generaba ningún mensaje de alerta al respecto, ni la documentación de trabajo incluía ninguna comprobación posterior de los parámetros de calibración de torque (pág 155 informe CITAAM)

4) El proceso de producción del avión MSN023 continuó, realizándose pruebas en tierra sin que tales pruebas revelasen discrepancias en los parámetros de torque de los motores 1, 2 y 3 (págs 21, 166 y 167). En el archivo de mensajes de mantenimiento llamado CMS Dump quedó registrado el código 224 que denotaba dicha discrepancia, pero la la revisión o control del archivo de mensajes CMS Dump no formaba parte de los trabajos establecidos en la factoría de Sevilla para autorización previa al vuelo, ni de los trabajos habituales de producción.

En condiciones normales, la discrepancia de parámetros debiera haber generado en tierra un aviso FADEC X S4S FAULT que habría implicado considerar al avión no apto para el vuelo. Sin embargo las pruebas en tierra no generaron tal aviso porque la versión STD 4.01 fue aprobada por la Agencia Europea de Seguridad Aérea con la existencia de determinadas no conformidades llamadas Problem Report (en adelante PR), siendo uno de tales problemas el PR R15635, consistente en que caso de existir discrepancia en los parámetros de calibración de torque en tierra en uno solo de los canales de una ECU el citado aviso de alerta no se generaría. La Agencia Europea de Seguridad Aérea el día 27 de octubre de 2014 aceptó el PR 15635 tras la realización por EPI de un estudio de evaluación de riesgos y el establecimiento de una serie de medidas de mitigación,

evaluación de riesgos que solo previó como tal la carga o actualización de los parámetros de calibración de torque pero no previó la posibilidad de que tales parámetros pudieran ser modificados durante una carga de ECU AS a través del sistema DLCS (págs 36, 37, 138 y 139 del informe CITAAM).

Las pruebas en tierra fueron cuatro, realizadas los días 13 (dos pruebas) y 28 marzo y 6 de abril de 2015 (págs 167 informe CITAAM).

El comportamiento en tierra de los motores 1, 2 y 3 fue normal debido a que la lógica del ECU AS implementada en tierra en el STD 4.0.1 era capaz de discernir cuál de los dos canales poseía la información correcta (el canal B) y empleaba dichos parámetros en el canal A que presentaba la discrepancia, transferencia posible gracias a la información codificada en el ID Plug (que conectaba cada ECU con su motor), lo que no ocurría en vuelo por ser distinta la lógica implementada en vuelo al no tener en cuenta la información del ID Plug.

5) Tras el ensamblaje del avión como fase final del proceso de producción, el avión debe realizar un vuelo de prueba (vuelo de aceptación F01). El día 9 de mayo de 2015 el avión MSN 023 a las 10:54 h despegó. Tras el despegue, al no coincidir los parámetros almacenados en los canales A de las ECU de los motores 1, 2 y 3 con los de los canales B, y ante la imposibilidad de determinar cuáles eran los parámetros correctos, el sistema pasó a invalidar la información de torque de ambos canales. Ello activó el modo de funcionamiento degradado o reversionado del motor llamado Power Frozen que congeló la potencia de los tres motores afectados en el último valor conocido que era UTO. La tripulación decidió cancelar la misión, proceder en condiciones visuales a un punto de espera y mantener la velocidad reducida con el tren y los flaps (aleros) abajo, mientras mantenían el control del avión y analizaban la situación. El primer oficial que se encontraba al mando, comenzó a reducir la potencia de los 4 motores, respondiendo solo el motor nº 4. La Torre limitó la altura de ascenso a 1500 pies (unos 457,2 metros) lo que provocó que la tripulación se encontrara con un exceso de potencia para mantener la altura y velocidad por llevar tres motores



congelados en UTO. El sistema de alertas de vuelo (FWS) generó 4 alertas de nivel 2, nivel 2 que per se no requiere acción inmediata alguna por parte de la tripulación. El sistema no aumentó el nivel de la alerta pese al estado de fallo simultáneo de tres de los cuatro motores. Por ese exceso de potencia y la aparición de las alarmas, la tripulación empezó a retrasar las palancas de potencia, pero ante la ineffectividad de ello el primer oficial piloto continuó retrasándolas hasta que alcanzó Flight Idle (vuelo inactivo) en los cuatro motores, momento en que los motores 1, 2 y 3 entraron en un segundo modo reversionario llamado "Cutback to Idle" y su potencia quedó congelada irreversiblemente en "Flight Idle". Al propio tiempo ocurrió que el monitor electrónico proporcionaba a la tripulación información ambigua, no alertando correctamente de las consecuencias de la reducción de potencia a Flight Idle ni de su irreversibilidad. Además, los pilotos perdieron la información en monitor sobre la potencia y el torque ya que el interfaz (HMI) implementado en cabina eliminaba estos datos de las pantallas, sustituyéndolos por una doble cruz de color ambar. A tal falta de información se unió que los manuales a disposición de los tripulantes no contenía información respecto a los modos reversionarios del motor. Tampoco los tripulantes poseían entrenamiento para mejorar la coordinación entre ellos.

Cuando la tripulación notó la falta de potencia, avanzó las palancas de los 4 motores a posición TOGA, pero la potencia proporcionada por el motor 4 en TOGA y por los motores 1, 2 y 3 congelados en Flight Idle no permitía mantener vuelo horizontal sostenido, por lo que los pilotos mantuvieron senda descendente para evitar perder velocidad, retrayendo el tren y los flaps en un intento de reducir la resistencia y alcanzar la pista, lo que agravó la situación al aumentar el régimen de descenso del avión e impidió disipar parte de la energía del impacto. A las 10:57 horas el avión impactó con el terreno, para instantes después colisionar en una torre eléctrica con su plano derecho, originándose un incendio que cubrió el avión de llamas. De los 6 tripulantes dos consiguieron salir del avión por la ventanilla corredera izquierda de la cabina de vuelo, falleciendo los restantes cuatro miembros de la tripulación. El avión quedó completamente destruido.

El impacto se produjo en la Finca La Florida, propiedad de la empresa agrícola San Martín S.L., quedando el terreno quemado y contaminando por combustible y otros fluidos del avión, así como por los agentes químicos empleados en las tareas de extinción.

El avión amén de derribar una torreta del tendido eléctrico de alta tensión, causó desperfectos a otras torretas de una red secundaria de suministro eléctrico.

6) No se había dado instrucciones a los pilotos ni a ningún otro miembro de la tripulación de que el retraso de las palancas de potencia Flight Idle congelaría irreversiblemente la potencia de los motores 1, 2 y 3.

7) Los seis tripulantes del avión siniestrado eran empleados de ADS, pertenecientes al Departamento de Ensayos de Vuelo: 2 pilotos, 1 mecánico de vuelo y 3 ingenieros de Ensayos en vuelo. En concreto:

- a) COMANDANTE DE VUELO (PILOTO): D. Jaime de G R . Fallecido
- b) COPILOTO: D. Manuel Valentín R M . Fallecido.
- c) INGENIEROS DE ENSAYO DE VUELO: D. Gabriel G P y D. Jesualdo M R . Ambos fallecidos
- d) INGENIERO DE ENSAYO DE VUELO: D. José Luis de A G quien sufrió fracturas varias, contusiones, traumatismo torácico y lesiones medular a la altura de la vértebra T 9 más trastorno psíquico, precisando de tratamiento médico-quirúrgico, alcanzando la sanidad legal en 552 días restándole graves secuelas morfológicas, funcionales y psíquicas relacionadas en informe forense (F 2360 a 2362)
- e) MECÁNICO DE VUELO D. JOAQUIN MIGUEL M A , quien sufrió fracturas varias, contusiones, quemaduras, contusión torácica y pulmonar, lesiones ligamentosas, herida inciso contusa submandibular y trastorno psíquico, precisando de tratamiento médico quirúrgico, y de 417 días para obtener sanidad

legal, restándole varias secuelas morfológicas, funcionales y psíquicas que se concretan en informe forense obrante en F 2363 y 2364.

Tercero.- El informe indicado estableció como causas técnicas del accidente:

1.- el borrador inadvertido de los parámetros de calibración de torque debido a que el diseño del software de las ECU que borraba los parámetros de calibración de torque cuando se producía una interrupción en la carga de ECU AS vía DLCS y al establecimiento en la factoría de Sevilla de Airbus de un proceso incorrecto de carga del ECU AS vía DLCS.

2.- la falta de indicación en cabina, en tierra, del aviso “FADEC (X) SYS FAULT”, a pesar de la existencia de discrepancias en los parámetros de calibración de torque.

3.- el deficiente contenido respecto a los modos reflexionar y de funcionamiento de los motores y de sus emergencias asociadas, tanto los cursos de habilitación tipo del A400M, como en la documentación a disposición de las tripulaciones que impidió la tripulación conocer las consecuencias de la alerta ENG (X) CTL SYS FAULT -ENG 8x9 PWR FROZEN

4.- La falta de instrucciones y la insuficiente información a la tripulación en el procedimiento para la incidencia producida, es decir ENG (X) CTL SYS FAULT -ENG 8x9 PWR FROZEN, que no advirtió a la tripulación de que el retraso de las palancas de potencia a “Flight Idle” congelaría de los motores 1 2 y 3.

Igualmente, también exponía dicho informe factores que pudieran haber contribuido también a dicho accidente.

Igualmente realizaba una serie de recomendaciones, siendo de destacar que casi todas ellas se referían a las causas técnicas, ya transcritas, que causaron el accidente.

Cuarto.- Señala el auto recurrido que por las conclusiones del informe examinado debe *“descartarse una imprudencia penal grave o menos grave ex artículo 142 y*

152 CP como causa del siniestro lesivo, existiendo un cúmulo de errores y faltas de previsiones durante el proceso productivo que per se aislados nunca hubieran tenido tan lamentable resultado, pero que sumados sucesivamente generó la situación de peligro materializado en el accidente.”.

Discrepamos de esta conclusión ya que entendemos que si bien es cierto que influyeron en el accidente tanto el defecto de diseño y de instalación del software de las ECU, que recoge el informe examinado, no se puede descartar en el actual estado el procedimiento que la causa eficiente del accidente tal y como se produjo no fue otra que la ausencia de formación, documentación e instrucciones a la tripulación sobre la congelación irreversible de los motores 1, 2 y 3 del avión para el caso de retrasar, como ocurrió, las palancas de potencia a “Flight Idle”.

Y decimos que esa falta de formación, documentación e instrucciones a la tripulación pudiera haber sido la causa eficiente del accidente, ya que precisamente parece que la congelación irreversible de esos tres motores impidió la posibilidad de que se restableciera el vuelo horizontal del avión, sin que por parte de el informe examinado se ponga de manifiesto que la mera degradación de la potencia dichos motores, debido al borrado inadvertido de los parámetros de calibración de torque, por las causas técnicas indicadas, de igual manera hubiera impedido el vuelo horizontal del avión. Es más, dice textualmente el reiterado informe: *“Cuando la tripulación notó la falta de potencia, avanzó las palancas de los cuatro motores a posición de TOGA pero la potencia proporcionada por el motor 4 en TOGA y los motores 1 2 y 3 congelados en “Flight Idle” era insuficiente para mantener vuelo horizontal sostenido, lo que obligó a los pilotos a mantener una senda descendente para evitar la pérdida de velocidad.”.*

Por ello, esa falta de formación, documentación e instrucciones a la tripulación, en sí misma pudiera ser considerada como una imprudencia grave del artículo 142 del C.P. de las personas responsables de facilitarlas, lo que obliga a la revocación de sobreseimiento provisional acordado en los autos recurridos.



Parece que serían de interés, las diligencias interesadas por los distintos recursos en relación con la configuración eléctrica incorrecta de la ECU AS de los tres motores, así como en relación con las instrucciones recibidas por el operario que realizó esa configuración tanto de manera impresa como de manera manuscrita procedentes de la Ingeniería de Producción de Sevilla (ver fundamento jurídico segundo), así como la determinación de los responsables de dar formación, documentación e instrucciones -que no se efectuó- a la tripulación en relación con la congelación irreversible de los motores 1, 2 y 3 del avión para el caso de retrasar, como ocurrió, las palancas de potencia a "Flight Idle".

Vistos los artículos citados y demás de general y pertinente aplicación,

PARTE DISPOSITIVA

Acordamos estimar los recursos de apelación objeto de este recurso y revocar los autos de para que se practiquen las diligencias de prueba que de oficio o instancia de parte se consideren de interés para el total esclarecimiento de los hechos.

Esta resolución es firme, no cabe contra ella recurso ordinario alguno. Notifíquese a las partes. Remítase al juzgado de procedencia testimonio de esta resolución; una vez recibido acuse de recibo archívese este rollo.

Así lo pronunciamos, mandamos y firmamos.