

ADVERTENCIA

El presente Informe es un documento técnico que refleja la opinión de la JUNTA DE INVESTIGACIONES DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN CIVIL con relación a las circunstancias en que se produjo el accidente, objeto de la investigación con sus causas y con sus consecuencias.

De conformidad con lo señalado en el Anexo 13 al CONVENIO SOBRE AVIACIÓN CIVIL INTERNACIONAL (Chicago /44) Ratificado por Ley 13.891 y en el Artículo 185 del CÓDIGO AERONÁUTICO (Ley 17.285), esta investigación tiene un carácter estrictamente técnico, no generando las conclusiones, presunción de culpas o responsabilidades administrativas, civiles o penales sobre los hechos investigados.

La conducción de la investigación ha sido efectuada sin recurrir necesariamente a procedimientos de prueba de tipo judicial, sino con el objetivo fundamental de prevenir futuros accidentes.

Los resultados de esta investigación no condicionan ni prejuzgan los de cualquier otra de índole administrativa o judicial que, en relación con el accidente pudiera ser incoada con arreglo a leyes vigentes.

INFORME FINAL

ACCIDENTE OCURRIDO EN: Estancia Ovando Río Grande, 13 km al WSW de Rosario de la Frontera, provincia de Salta.

FECHA: 17 MAY 04.

HORA: 23:00 UTC aprox.

AERONAVE: Avión.

MARCA: Cessna.

MODELO: T 210 J.

MATRÍCULA: LV-JPB

Piloto: Licencia de Piloto Comercial de Avión.

Propietario: Empresa privada.

Nota: Las horas están expresadas en el Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde a la hora huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El día 17 MAY 04, el piloto presentó el Plan de Vuelo (PLN) con Reglas de Vuelo Instrumentales (IFR) en la Oficina de Notificación e Informaciones Aero-

náuticas (ARO-AIS) del aeródromo (AD) Tucumán (TUC) con destino al AD Salta (SAL), y despegó con la aeronave matrícula LV-JPB a las 11:20 hs, transportando a tres (3) pasajeros.

1.1.2 Aterrizó en el destino previsto a las 12:20 hs.

1.1.3 A las 16:01 hs despegó de SAL con destino al AD Jujuy (JUJ) con los mismos pasajeros a bordo, donde aterrizó sin inconvenientes.

1.1.4 A las 22:10 hs despegó nuevamente con PLN IFR, llevando a bordo a los mismos tres pasajeros de los vuelos anteriores, con destino al AD TUC.

1.1.5 A las 22:51 hs notificó a la Torre de Control (TWR) SAL la posición IL-PAR, con nivel de vuelo (FL) 160.

1.1.6 A las 22:52 hs, notificó a TUC TWR el ingreso a esa Área de Control Terminal (TMA), y la estima al Radiofaro Omnidireccional de Muy Alta Frecuencia (VOR) TUC para las 23:20 hs.

1.1.7 Recibió del Controlador de Tránsito Aéreo las instrucciones para la aproximación instrumental Carta N° 4, requiriéndosele que “llame en condiciones de descenso”.

1.1.8 Como no recibía el colacionado la TWR TUC, éste le preguntó a las 22:52:19 hs: “ Papá Bravo, Tucumán ¿Me copió?”. A lo que el piloto respondió, a las 22:52:21: “...No – si, afirmativo, carta cuatro vuelvo en condiciones de descenso”. Esa fue la última comunicación recibida de la aeronave.

1.1.9 Aproximadamente a las 23:00 hs lugareños vieron caer partes de la aeronave que impactaban contra el terreno y una de ellas se incendiaba, a 13 km al WSW de Rosario de la Frontera, provincia de Salta.

1.1.10 No hubo ninguna comunicación radial previa, por parte del piloto, para informar a los Servicios de Tránsito Aéreo inconvenientes durante el vuelo.

1.1.11 El hecho se produjo de noche.

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Otros
Mortales	1	3	-
Graves	-	-	-
Leves	-	-	-
Ninguna	-	-	-

1.3 Daños en la aeronave

1.3.1 La aeronave colapsó en vuelo, el fuselaje cayó unido al motor con su

hélice, desprendiéndose de la estructura ambos semiplanos, el empenaje y la puerta izquierda, cayendo todos los componentes a tierra en forma separada.

1.4 Otros daños

No hubieron.

1.5 Información sobre las personas

1.5.1 El Piloto al mando de 48 años de edad era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión y tenía las habilitaciones para monomotores terrestres hasta 5.700 kg, vuelo nocturno y vuelo por instrumentos.

1.5.2 Su Aptitud psicofisiológica: Clase II estaba vigente hasta el 31 DIC 2004.

1.5.3 El piloto se había accidentado el 14 MAR 99 con la presente aeronave, lo cuál originó la correspondiente investigación de accidente. La consecuente Disposición JIAAC N° 36/00, determinó como causa: "Pérdida de potencia y posterior detención del motor debido a la falla de la bomba de combustible, durante un vuelo de adiestramiento, que causó un aterrizaje de emergencia con el tren retraído".

1.5.4 La experiencia de vuelo en horas era la siguiente:

Total de vuelo:	712.9 aprox.
En los últimos 90 días:	70.3 aprox.
En los últimos 30 días:	23.4 aprox.
En las últimas 24 horas:	2.3 aprox.
En el tipo de avión accidentado:	sin antecedentes comprobables
Vuelo de travesía:	540.0 aprox.
Vuelo por instrumentos (total):	53.9 (Real: 33.3 Capota: 20.6)
Vuelo por instrumentos (últimos 30 días):	3.7
Vuelo nocturno (total):	14.7 (local)
Vuelo nocturno (últimos 30 días):	00.0
Vuelo nocturno de travesía:	00.0

1.6 Información sobre la aeronave

1.6.1 Célula

1.6.1.1 Marca Cessna modelo T-210-J, fabricado en 1969 por Cessna Aircraft Corporation en los Estados Unidos de Norteamérica. Número de serie: 0453.

1.6.1.2 Era de construcción metálica, ala alta cantilever y tren retráctil; tenía una capacidad máxima para 4 a 6 personas (4 adultos y 2 niños).

1.6.1.3 Antes de ser importada a la República Argentina en 1970, nueva, con matrícula pasavante LV-POC, se le instaló el kit STOL Robertson en la fábrica del mismo nombre, inscribiéndose en el Manual de Vuelo de la Aeronave el Anexo correspondiente.

1.6.1.4 El 10 JUL 00 se le efectuó en un taller aeronáutico una reparación por el accidente que ocurrió el 14 MAR 99.

1.6.1.5 Al 26 AGO 03, la última actividad de vuelo asentada en Libreta Historial, registraba 1.859:45 hs de TG y 388:20 hs DUR. Figurando la última inspección de 50 hs realizada el 27 NOV 03 en el taller aeronáutico del Aeroclub TUC.

1.6.1.6 Los historiales de la aeronave no estaban actualizados, la última actividad registrada corresponde al vuelo del día 26 AGO 03.

1.6.1.7 Cotejando las inscripciones del piloto en su Libro de Vuelo, posteriores a la última inspección consignada en el historial de la aeronave, se dedujo que ésta voló aproximadamente 120 horas más desde el último registro en el historial.

1.6.2 Motor

1.6.2.1 La aeronave estaba equipada con un motor turbocomprimido marca Continental, modelo TSIO-520-H, número de serie 198559-9-H, que entregaba 285 hp de potencia.

1.6.2.2 El 10 JUL 00 se le efectuó una recorrida general en un taller aeronáutico.

1.6.2.3 Al 26 AGO 03, fecha del último asiento en la libreta historial de motor, tenía registradas 1.885:10 horas de TG, y 383:10 hs DUR.

1.6.2.4 Fue inspeccionado por última vez el día 27 NOV 03 en el taller aeronáutico del Aeroclub TUC, en correspondencia a la inspección programada de 50 hs.

1.6.3 Hélice

1.6.3.1 El motor estaba equipado con una hélice marca Mc Cauley, modelo D3A 32C88M, número de serie 711613, de paso variable, con tres (3) palas metálicas modelo S-82-NC-2/D3663A, cuyos números de serie eran F1134845, F2429145 y F2431945.

1.6.3.2 Al 03 SET 03, según las constancias del formulario de aeronavegabilidad continuada de la DNA, registraba 1.885 hs de TG y 383 hs DUR.

1.6.3.3 La hélice no tenía registro de actividad comprobable por carecer de libreta de historial.

1.6.4 Peso y balanceo

1.6.4.1 En el Manual de Vuelo de la aeronave consta: Peso Máximo de Despegue (PMD) 1.544 kg (3.400 lb), que es idéntico al Peso Máximo de Aterrizaje (PMA).

1.6.4.2 La aeronave, al momento de despegue del AD TUC, (primer vuelo del día 17 MAY 04), habría estado excedida en 82 kg (185 lb) con respecto del PMD, según el siguiente detalle:

Pesos

Básico:	1037 kg (2.286 lb)
Combustible (90 gal, aprox 340,7 lt):	245 kg (540 lb)
Piloto y acompañante:	154 kg (340 lb)
Pasajeros dos (2):	154 kg (340 lb)
Carga:	28 kg (62 lb)
Aceite:	8 kg (17 lb)
Total al despegue:	1626 kg (3.585 lb)
Máximo de Despegue (PMD)	1544 kg (3400 lb)

Diferencia: 82 kg (185 lb) en más, con respecto al PMD

1.6.4.3 Considerando en 53 lt el consumo horario del motor, y teniendo en cuenta lo consumido durante la puesta en marcha y rodaje, y en 02:30 hs de vuelo, desde el AD de salida, con escalas en SAL y JUJ, hasta el momento del accidente en cercanías de la ciudad de Rosario de la Frontera, se calculó el consumo de combustible total en 135 lt (97 kg).

1.6.4.4 En base al cálculo de consumo, el peso de la aeronave era 27 kg (60 lb) por encima del PMD, cuando la aeronave despegó desde el AD JUJ con destino al AD TUC, etapa durante la cual se accidentó.

1.6.4.5 Al momento del accidente, el centro de gravedad (CG) de la aeronave se encontraba dentro de la envolvente de vuelo, y su peso era inferior al PMD en 5 kg (11 lb), aproximadamente.

1.7 Información Meteorológica

1.7.1 El Servicio Meteorológico Nacional (SMN) redactó un informe para la hora y lugar del accidente de la aeronave, en base a datos de los registros de la estación meteorológica Metán, y el estudio de los mapas sinópticos de superficie, correspondientes a las 00:00 hs, interpolados a la hora del accidente y de la imagen satelital de las 23:10 hs, que expresa: Viento: 300/05 kt; Visibilidad: 4 km; Fenómenos Significativos: posibilidad de neblina y bancos de niebla entre montañas; Nubosidad: 8 ST FS 200/300 m; Temperatura: 12 °C; Temperatura Punto de Rocío: 10.5 °C; Presión: 1021 hPa, a nivel del terreno (858 m) 925 hPa; y Humedad Relativa: 91 %.

1.8 Ayudas a la navegación

1.8.1 El uso de radioayudas y el equipamiento de navegación de abordó no guardan relación con este accidente.

1.9 Comunicaciones

1.9.1 La aeronave poseía el equipamiento necesario para las comunicaciones en ruta normadas para vuelos IFR, y su piloto pudo transmitir y recibir llamadas sin inconvenientes hasta que se produjo el colapso de la aeronave en vuelo.

1.9.2 En ningún momento, el piloto comunicó al Controlador de Tránsito Aéreo que tenía inconvenientes técnicos en su aeronave, u otros problemas surgidos durante la travesía nocturna, y todas las comunicaciones en ambas vías (con TMA TUC) fueron normales.

1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El colapso de la aeronave se produjo cuando ésta, presuntamente, se encontraba volando a FL 160 (4.900 m).

1.10.2 El fuselaje, juntamente con el motor y su hélice, conteniendo a los cuatro ocupantes, cayó en un terreno llano, blando, ubicado 13 km al WSW de la localidad de Rosario de la Frontera, provincia de SAL.

1.10.3 Este lugar, cuyas coordenadas son $65^{\circ} 25' S - 026^{\circ} 06' W$, se encuentra a unos 15 km al sur de la "vertical" del punto de notificación ILPAR, que es el límite entre los TMA SAL y TUC.

1.10.4 El predio es propiedad de "Estancia Ovando Río Grande" y tiene 790 m de elevación.

1.10.5 Los demás restos de la aeronave se esparcieron en un radio de 5 km con respecto al conjunto principal antes descripto, hacia el SSW.

1.11 Registradores de vuelo

No equipaba.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 Por la magnitud de los daños observados, y las características de las roturas y deformaciones, el conjunto fuselaje-motor-hélice, cayó en forma prácticamente vertical, ya que no se desplazó al impactar contra el terreno.

1.12.2 Se dedujo, tomando en cuenta las deformaciones y marcas en los restos, que impactó "en planta", después de una caída casi vertical.

1.12.3 Dentro de los restos del fuselaje fueron encontrados los cuerpos sin vida de los cuatro ocupantes.

1.12.4 Con relación al conjunto fuselaje-motor-hélice se estableció la posición de todo el resto de las partes principales encontrados.

1.12.5 El ala derecha fue encontrada en el rumbo (Rº) 230/240 y a unos

3.500/4.000 m de distancia aproximadamente, y el corte se produjo “al ras” del fuselaje.

1.12.6 El ala izquierda, que se arrancó de la estructura unida al larguero principal que “oficiaba de techo” a la cabina, fue hallada a 2.000 m y en el Rº 240/250, aproximadamente.

1.12.7 El estabilizador horizontal izquierdo fue encontrado a unos 2.800/3.000 m y en el Rº 230/240, aproximadamente.

1.12.8 El estabilizador horizontal derecho a unos 4.000/4.500 m y en el Rº 220/230, aproximadamente.

1.12.9 El estabilizador vertical, a unos 3.000 m en el Rº 230/240, aproximadamente.

1.12.10 La puerta izquierda se encontró en el Rº 255 y a 1.500 m, aproximadamente.

1.12.11 El historial del motor fue encontrado a unos 3.400 m, en el Rº 220/230 y, el del planeador en el Rº 210/220 a unos 5.000 m.

1.12.12 No se dispone de referencias donde fue hallado el libro de vuelo del piloto, el cual fue encontrado dos días después del accidente por lugareños.

1.12.13 Cuando los investigadores actuantes llegaron al área de dispersión de los restos del accidente, los diferentes componentes ya habían sido acarreados hasta cercanías del lugar donde cayó el fuselaje-motor-hélice, por lugareños y personal del Escuadrón (ESC) de la Policía Nacional de Aeronáutica (PAN) SAL.

1.12.14 Para constancia del lugar donde cada objeto fue hallado, personal del ESC PAN SAL, confeccionó un croquis fuera de escala, detallando las referencias necesarias a la investigación.

1.12.15 La remoción de los elementos se hizo para preservar las evidencias, ya que no fue posible dejar custodios en cada lugar individual de caída de los componentes estructurales de la aeronave.

1.13 Información Médica y Patológica

1.13.1 El médico forense determinó que el fallecimiento de los cuatro ocupantes fue por politraumatismos a consecuencia del impacto.

1.13.2 Como la aeronave estaba volando a una altitud de 4900 m y el piloto no utilizaba oxígeno, el mismo habría tenido sus facultades psicofísicas disminuidas por hipoxia.

1.13.3 La falta de oxígeno en el cuerpo humano produce una condición llamada hipoxia que produce los siguientes efectos:

“Cuando un piloto aspira aire a alturas considerables, no hay suficiente presión de oxígeno para forzar la cantidad adecuada de este gas a través de las membranas de los pulmones hacia la corriente sanguínea, de manera que pueda ser llevado a los tejidos del cuerpo humano. La función de los diversos órganos, especialmente el cerebro, está entonces disminuida. Desgraciadamente, la naturaleza de la hipoxia hace que el piloto sea el peor juez cuando él es la víctima.

La capacidad normal de autocrítica está aumentada. La mente no funciona adecuadamente, manos y pies se vuelven más lentos. Se tiene una falsa sensación de seguridad y se piensa que lo último que necesita en el mundo es el oxígeno. La hipoxia por su naturaleza engañosa, lo hace sentirse confiado de que está haciendo la mejor operación de vuelo que ha hecho hasta ese momento.

Independientemente de su aclimatización, resistencia y otros atributos, todos los pilotos sufrirán consecuencias de hipoxia cuando estén expuestos a una inadecuada presión de oxígeno en el aire que respiran. Algunos pilotos son capaces de tolerar algunos cientos de metros de altura más que otros, pero ninguno está realmente muy lejos del promedio.

Problemas muy serios esperan al piloto que trate de probarse a sí mismo cuanto más alto puede volar o cuanto tiempo puede tolerar la falta de oxígeno suplementario” (Boletín Informativo de Accidentes de Aviación Civil N° 31 - 2da. Edición - JIAAC - 2000).

1.13.4 En el Reglamento de Operaciones Aéreas - Aviación General - Aviones (ROA-GEN), en el “ADJUNTO B” – Provisión de Oxígeno – Párrafo 1.1 se refiere: “No deberán iniciarse vuelos cuando se tenga que volar a altitudes a las que la presión atmosférica en los compartimientos del personal sea inferior a 700 hPa (equivalente a 3.000 m de altitud), a menos que se lleve una provisión suficiente de oxígeno respirable...”.

1.13.5 Es probable, también, que el piloto haya estado afectado por el cansancio (agotamiento físico), luego de una jornada de aproximadamente 14 hs de actividad (incluyendo los vuelos previos).

1.13.6 A ello debería agregarse el estado de tensión esperable por volar nocturno, después de más de once meses sin realizar este tipo de actividad, habiendo sido este vuelo -el del accidente- el primero que realizó en travesía, de noche.

1.13.7 Estos factores permiten presumir un estado psicofísico disminuido, al momento del accidente.

1.14 Incendio

1.14.1 Los restos del “fuselaje-motor-hélice”, se incendiaron después del choque contra el terreno, debido a una pequeña cantidad de combustible que contenían los reservorios y conductos, ubicados en la parte delantera e inferior de la cabina.

1.14.2 Se comprobó que el fuego se produjo solamente cuando el conjunto fu-

selaje-motor-hélice impactó contra el terreno y tuvo su fuente de calor principal en el combustible contenido en el reservorio del lado izquierdo. Al observarse la parte baja de la batería ésta presentaba restos de combustión incompleta (hollín “sedoso” en gran cantidad), que determinó que hubo poco fuego y de corta duración en ese sector. Por lo que se dedujo que la ignición se inició en la parte inferior de la cabina de pasajeros del lado del puesto del piloto (donde estaba la batería).

1.14.3 No se observaron “filetes” de humo que hubieran evidenciado la presencia de fuego durante la caída del componente.

1.14.4 Los demás restos de la aeronave no se incendiaron.

1.14.5 Lugareños que arribaron prontamente al lugar de caída del conjunto fuselaje-motor-hélice, retiraron el cuerpo del piloto, que presentó quemaduras en la parte delantera de sus miembros inferiores, y sofocaron el fuego con agua obtenida de charcos que se encontraban en las cercanías.

1.14.6 No pudieron retirar a los demás ocupantes porque la alta temperatura se los impedía.

1.14.7 Además, cuando comenzaron a escuchar estallidos, que supusieron provenían de un arma, se alejaron ante la “posibilidad de alguna explosión”.

1.14.8 Los Bomberos Voluntarios de la localidad de Rosario de la Frontera, al arribar al lugar, constataron que los restos de la aeronave “se encontraban con vestigios de incendio en el interior del habitáculo... el cual ya había sido sofocado por lugareños con baldes de agua”.

1.15 Supervivencia

1.15.1 Dada la magnitud de las fuerzas que actuaron sobre la estructura de la aeronave que provocaron el colapso en vuelo y la posterior caída a tierra de todos los objetos que la componían, los ocupantes no pudieron sobrevivir al impacto. No obstante pudo comprobarse que se encontraban con los cinturones de seguridad colocados que se quemaron durante el fuego posterior a la caída.

1.15.2 Se infiere además que la violencia del colapso pudo haber dejado inconscientes a los ocupantes antes del impacto contra el terreno del conjunto fuselaje-motor-hélice.

1.15.3 El Servicio de Alerta (Tránsito Aéreo) actuó adecuadamente, según consta en las comunicaciones obrantes. No se puso en funcionamiento al Servicio de Búsqueda y Salvamento ya que los restos del fuselaje-motor-hélice fueron vistos caer por lugareños, quienes avisaron de inmediato a la Comisaría N° 31 (UR-3) de Rosario de la Frontera, perteneciente a la Policía de la Provincia de SAL y éstos a su vez al Juez de turno, y éste, al ESC SAL de la PAN, facilitando la pronta intervención de los organismos y funcionarios competentes.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 No se pudieron obtener muestras de combustible porque los tanques ubicados en las alas perdieron todo su contenido durante la caída, y lo que permaneció en los colectores se quemó al caer a tierra los restos del fuselaje.

1.16.2 Un investigador de accidentes comisionado por la firma fabricante de la aeronave se hizo presente en nuestro país a instancias del National Transportation Safety Board (NTSB), y pudo inspeccionar los diferentes restos recuperados de la aeronave. Además, por efecto de coordinaciones previas, aportó valiosos informes técnicos y bibliografía original de la aeronave accidentada.

1.16.3 Se determinó que los factores de carga a que fue sometida la estructura de la aeronave superaron ampliamente a los factores de rotura ($+ 3.8 G \times 1.5 = + 5.7 G / -1.52 G \times 1.5 = - 2.28 G$), en base al análisis de los cortes en los diferentes metales de los componentes estructurales de la aeronave colapsada, y los cortes por tracción producidos en los cables de acero de los comandos de vuelo.

1.16.4 Entre los restos del fuselaje-motor-hélice, se pudo identificar y desmontar la bomba de succión. Se observó que ésta tenía un rótulo identificatorio donde constaba que había sido recorrida. Se procedió a su desarme y se verificó que el eje fusible estaba cortado, con evidencia en el acople a la caja de accesorios, que este elemento siguió girando después de la rotura del eje. Esto determinó que cuando se produjo el corte del eje fusible, el motor de la aeronave estaba funcionando.

1.16.5 De los documentos técnicos que aportó el representante de la firma que fabricó la aeronave, se obtuvo el detalle del equipamiento de origen, y la disposición de la aviónica. Se verificó que de acuerdo al número de serie del modelo de aeronave que corresponde a la accidentada, el instrumento indicador de presión de vacío estaba instalado en el tablero del piloto, en la parte media baja.

1.16.6 En el LV-JPB, el indicador citado había sido reposicionado al extremo derecho-arriba del tablero derecho. El nuevo instrumento era mucho más pequeño que el original, del tamaño aproximado de 3 cm de diámetro. Además, estaba lejos de la vista del piloto en el asiento izquierdo.

1.16.7 Se infiere que de haber indicado fallas ese instrumento durante el vuelo nocturno e instrumental que se estaba realizando, el piloto no habría podido visualizarlo. Esto le habría impedido identificar la falla y en consecuencia, la de los componentes que funcionaban asociados, siendo el más crítico el horizonte artificial instalado en el puesto de piloto. Este es un "Instrumento de Control" que en condiciones instrumentales es esencial.

1.16.8 Al fallar la bomba de vacío, el instrumento debe haber iniciado primero una lenta precesión, y luego debe haber perdido totalmente su estabilidad. El piloto automático no funcionaba asociado a este horizonte sino que obtenía las señales para su funcionamiento de un giróscopo eléctrico.

1.16.9 La aeronave también tenía instalado otro horizonte artificial, del tipo

eléctrico, en el tablero “de la derecha” de los denominados “stand by”. Éste permite que ante una falla del horizonte artificial principal, primero resolver una discrepancia entre horizontes con apoyo de otros instrumentos y, reconocida efectivamente la falla del horizonte principal, completar el vuelo instrumental con el mismo, con un margen razonable de seguridad.

1.16.10 Este horizonte debía energizarse mediante una llave de encendido para ser activado. Otros pilotos que volaron repetidamente con el piloto accidentado, manifestaron que el piloto no lo utilizaba. Debido al estado de los restos de la cabina, no fue posible determinar si en esta oportunidad el horizonte artificial eléctrico se encontraba energizado y en funcionamiento normal.

1.16.11 De testimonios obtenidos del responsable del taller de aviónica que atendía a esta aeronave, el piloto fallecido había hecho cambiar la bomba de vacío de su aeronave, instalándole una “del tipo seca”. Información sobre antecedentes de este tipo de dispositivo se ha incluido en la sección 1.18 (Información Adicional).

1.16.12 El Manual de Vuelo del LV-JPB tiene incorporada una inscripción en sus páginas 7 y 9, en las que se detalla: “Indicadores de combustible no calibrados, basar todos los cálculos de combustible en inspecciones visuales, tiempo y cifras de consumo”. Asimismo se establece: “Con tanques llenos, la autonomía máxima es de 4 horas para PLAN DE VUELO” (AD 94-12-08) SEB 91-10.

1.16.13 Con relación a esta inscripción, para los vuelos que el piloto realizó el día del accidente, éste consignó en su plan de vuelo la autonomía de 06:30 hs para el tramo TUC-SAL; 05:30 hs en el de SAL-JUU; y 05:00 hs en el de JUJ-TUC, sin tener en cuenta lo determinado en el Manual de Vuelo de la aeronave que tripulaba.

1.16.14 En el Historial de Aeronave N° 2, página 134, el 25 FEB 99 se inscribió: “NOTA: por falta de instalación de tubo de oxígeno, LIMITADO al techo operativo Normal, según Manual de Vuelo. Ver placa en cabina y limitaciones en Manual de Vuelo”. El Manual de Vuelo del LV-JPB no posee ninguna inscripción específica por limitaciones referentes al techo operativo sin oxígeno.

1.16.15 Los PLN que presentó y cumplimentó el piloto el día del accidente se realizaron con FL160 (equivalentes a 4.900 m de altitud).

1.16.16 Pudo establecerse durante el curso de la investigación que habitualmente realizaba vuelos en condiciones IFR en altitudes superiores a 3000 m, sin usar oxígeno adicional, ni él ni los pasajeros transportados. Esta información se corroboró verificando los Planes de Vuelo que presentó en oportunidades de vuelos anteriores, en los que se verificaron los niveles de vuelo que registró.

1.16.17 Según las NOCIA, el piloto no estaba readaptado para realizar vuelo nocturno en calidad de piloto al mando, porque había excedido el período límite establecido de 60 días sin realizar este tipo de actividad. Su último vuelo nocturno registrado fue el 07 JUN 03, cuando recibió la instrucción necesaria para optar a la Licencia de Piloto Comercial de Avión, y la Habilitación de Vuelo Nocturno Lo-

cal.

1.16.18 No consta experiencia anterior en vuelos nocturnos de travesía en carácter de piloto al mando y por lo tanto debería haber recibido una readaptación previa para poder realizar el vuelo en el que, finalmente, se accidentó.

1.16.19 Cuando se recuperó el libro de vuelo del piloto, no pudieron encontrarse dos hojas correspondientes al período del 07 JUN 03 hasta el 11 SET 03.

1.16.20 Mediante el concurso de información obtenida del sistema CICRA, se verificaron los vuelos controlados que se efectuaron con la aeronave accidentada desde junio de 2003, en coincidencia con la fecha en la que el piloto obtuvo su licencia de piloto comercial de avión (y las habilitaciones de vuelo nocturno y vuelo por instrumentos), hasta la fecha del accidente. Quedó registrado que el piloto no voló nocturno desde que obtuvo su habilitación específica. Con estos registros se completó la información en correspondencia a las dos hojas faltantes anteriormente mencionadas.

1.16.21 El día 03 MAY 04 el piloto despegó con la aeronave LV-JPB desde el AD DOZ con destino a TUC, y debió regresar al aeródromo de partida. Según el testimonio obtenido, ese día se habría iniciado el vuelo en condiciones de cielo cubierto, con extremo frío.

1.16.22 Cuando el piloto les habría dicho a los pasajeros que estaban “sobre San Juan”, y mientras volaban dentro de una nube muy cerrada, alcanzaron a ver una “resolana” (forma en que la persona mencionada describió “el paso de luz entre nubes”) y de inmediato, ingresaron en turbulencia severísima, en la que habría perdido totalmente el control de la aeronave. En esa circunstancia, “no se veían los instrumentos y el avión iba para cualquier lado”, según dicho testimonio. Cuando “la nube los arrojó fuera de la zona turbulenta” el piloto habría retomado el control de la aeronave, y habría comprobado que habían perdido 7.000 ft de altura.

1.16.23 Es posible que la aeronave entrara en un Cumulus nimbus, en su parte exterior, nube convectiva que presenta corrientes verticales extremas y en algunos sectores vórtices de viento que según su desarrollo toman tal energía que hacen imposible mantener el control de la aeronave. El piloto habría considerado que la magnitud del fenómeno obligaba a retornar al aeródromo de salida, donde dejó el avión y volvió con los pasajeros a TUC por tierra. En esa oportunidad habría avisado a la TWR DOZ que regresaba, omitiendo informar lo sucedido.

1.16.24 El día 06 MAY 04, el piloto regresó a DOZ con otro piloto amigo, revisó visualmente su aeronave, y sin mediar otra inspección salió en vuelo hacia San Rafael (SRA), luego a Rosario (ROS), y posteriormente a San Fernando (FDO). El responsable del taller aeronáutico de FDO al que concurrió, informó que el piloto le comentó lo que le había ocurrido cuando entró en turbulencia severa, y pidió que “vieran el avión, por alguna arruga...”. No hay registrada ninguna constancia de inspección por daños estructurales en la aeronave, por haber entrado en turbulencia severa, en los historiales del LV-JPB.

1.16.25 El Manual de Vuelo de la aeronave T 210 J, que tiene tren retráctil y flaps (y en particular el LV-JPB que estaba modificado con el kit STOL Robertson), determina la velocidad de nunca exceder en 186 Kt y los factores de carga +3,8 G y -1,52 G, expresados en unidades de aceleración, para la configuración en vuelo, con aire calmo y sin flaps extendidos.

1.16.26 Los factores de rotura de diseño son mayores en 150 % de los indicadores precedentes y en todos los casos la estructura satisface o excede las cargas de diseño.

1.16.27 El kit STOL Robertson incluye dos “orientadores de flujo” en el extradós de cada semiplano y el sistema incorporado dentro de la estructura, con barras y actuadores, pasando por el calado mayor de las cuadernas, que permite bajar proporcionalmente los alerones cuando se extiende todo el flaps, actuando el “sistema” con la llave selectora de flaps, en forma automática.

1.16.28 Los flaps y el tren de aterrizaje del LV-JPB no fueron accionados, encontrándose entre las evidencias de los restos, el tren “adentro” y los flaps “arriba”.

1.16.29 Entre los restos dispersos de los componentes de la aeronave, se observó que los cables de los comandos de vuelo, fueron sometidos a esfuerzos que superaron sus prestaciones, y evidenciaron “corte por tracción”, no observándose ningún corte “neto” o por cizalladura, como tampoco se encontraron evidencias de cortes anteriores al colapso de toda la estructura.

1.16.30 Las punteras de planos eran de fibra de vidrio, con diedro negativo. Durante el colapso de la aeronave y la posterior caída de los semiplanos al terreno, las punteras “se arrancaron por centrifugación”, cayendo por separado y sin romperse.

1.16.31 La aeronave tenía instalado un equipamiento de comunicaciones y navegación electrónico moderno, y su panel de aviónica estaba actualizado. La concepción original del tablero del LV-JPB fue totalmente modificada, teniendo instalado al momento del accidente, un Piloto Automático autónomo, navegador de Sistema de Posicionamiento Global (GPS), Computador de Combustible, Stormscope, Radio Altimetro, Indicador Automático de Dirección (ADI), VOR/Sistema de Aterrizaje por Instrumentos (ILS), Equipo Medidor de Distancia (DME), Radiogoniómetro Automático (ADF) y dos Horizontes Artificiales (uno a succión y el otro eléctrico).

1.16.32 El horizonte artificial eléctrico se conectaba con una llave de encendido, para activarse.

1.16.33 La actualización de la aviónica fue realizada por un taller aeronáutico del AD FDO. No hay registros en los libros de historial de la aeronave de las modificaciones incorporadas. Durante el transcurso de la investigación, se requirieron datos específicos de las modificaciones a la DNA, donde no estaban registradas como tampoco estaban incorporadas al Manual de Vuelo de la aeronave. Luego de la alteración total de la aviónica, no se actualizaron las planillas de peso y ba-

lanceo. Asimismo, no registra por el cambio de configuración en el tablero, el Informe Técnico de Alteración (ex memoria técnica). Por lo expuesto, la aeronave no se encontraba en condiciones de aeronavegabilidad.

1.16.34 Pudo establecerse que el piloto automático que instalaron en ese taller no estaba asociado a la bomba de vacío, ni recibía información del horizonte artificial del puesto de piloto (neumático).

1.16.35 Personas que conocían al piloto en su aspecto personal y aeronáutico describieron a los Investigadores que él confiaba plenamente en el equipamiento de su aeronave, que aprendió a operarlo, y que usaba siempre el piloto automático conectado cuando volaba, asociado al GPS para las travesías. Considerando esto, se deduce que no volaba “manualmente” al avión con frecuencia, dado que la mayoría de los vuelos que realizó desde que fue habilitado como Piloto Comercial de Avión, fueron registrados como navegaciones.

1.16.36 Tampoco consta que realizara vuelos de entrenamiento, practicando diversas maniobras de pilotaje, en vuelos locales.

1.16.37 El estudio de la secuencia de la rotura se logró en el lugar donde se depositaron los restos, mediante el análisis de los componentes recuperados y de la observación en detalle de las fracturas y deformaciones que esos elementos evidenciaron.

1.16.38 Dada la energía potencial elástica de la estructura de la aeronave, cuando sus elementos constitutivos se desprendieron, produjeron un fuerte ruido al liberar la energía acumulada. Por tal razón, un testigo declaró que escuchó “una explosión” antes del impacto de restos de la aeronave contra el suelo.

1.16.39 El indicador de succión se instaló en aeronaves Cessna T-210 J (en fábrica) en el tablero de piloto, en su parte baja central (a la vista). En modelos anteriores a 1969, año de fabricación del LV-JPB, ese instrumento era instalado en fábrica en el panel “de la derecha”, más alejado de la vista frontal del piloto.

1.16.40 Cuando se modificó la aviónica y se reequipó al LV-JPB, al cambiarse la configuración del tablero de instrumentos, el indicador de succión original, del tamaño aproximado a cinco centímetros de diámetro fue reemplazado por otro (que el piloto compró en USA durante una visita al festival aeronáutico de Oshkosh) de un tamaño aproximado de 3 cm de diámetro. Éste fue ubicado en el extremo superior derecho del tablero “derecho”, alejado de la vista frontal del piloto.

1.16.41 Se remitió el eje fusible de la bomba de vacío al laboratorio de análisis y estudio de materiales de CITEFA, para conocer las causas que determinaron la rotura.

1.16.42 En el informe (N° 26/04) se determinó que el aspecto de la superficie de fractura indica una rotura en torsión por sobrecarga, en la sección reducida de la pieza. El análisis se hizo sobre la base de la información que brinda dicha superficie que se halla alterada, en parte, por la fricción que sufrió durante y con posterioridad al evento de la rotura. No hay evidencias de fatiga o de fisuras pre-

vias. Se observaron también marcas de rozamiento en la superficie circunferencial exterior del acople, si bien no pudo establecerse el momento en que se produjo dicha alteración. La presencia de franjas ennegrecidas en la parte del acople inmediato a la bomba en sí, podría indicar un mal funcionamiento de otros componentes de la bomba o una contaminación de la misma.

1.16.43 La opinión del investigador de la empresa Cessna fue que, el acople frangible se encontró roto. El centro de la superficie separada mostraba una acumulación de material fundido consistente de daños originados por fricción rotativa.

1.16.44 Testimonios recopilados concuerdan en la extrema confianza que el piloto del LV-JPB tenía cuando volaba con su avión y que confiaba plenamente en el piloto automático nuevo al que siempre usaba. Dichos testimonios también concuerdan en que no activaba el horizonte artificial eléctrico (el que estaba en el “tablero de la derecha”), ...”porque el de su tablero funcionaba perfectamente, y porque siempre volaba de día”.

1.16.45 En base a estas múltiples referencias que guardan relaciones comunes es dable inferir, que al momento del corte del eje fusible de la bomba de vacío y la consecuente precesión y falla del horizonte artificial asociado, el piloto no pudo valerse de la referencia del segundo horizonte artificial, porque no habría estado operativo, por no haber sido encendido oportunamente.

1.17 Información orgánica y de dirección

1.17.1 El piloto accidentado era el titular de la empresa propietaria de la aeronave. Simultáneamente, se desempeñaba como presidente del Aeroclub TUC, y hangaraba al LV -JPB en el predio de la institución mencionada.

1.17.2 Tanto la empresa como el piloto no estaban inscriptos en el Departamento Trabajo Aéreo de la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas (DHA), para operar como transporte aéreo no regular (Taxi Aéreo).

1.17.3 Según constancias ofrecidas como evidencia por parte de la empresa que contrató el vuelo de traslado de pasajeros, otros vuelos con el LV-JPB fueron realizados para trasladar a funcionarios de la misma, y se registraban contablemente a través del Aeroclub TUC.

1.18 Información Adicional

1.18.1 Antecedentes sobre la bomba de vacío.

1.18.1.1 La bomba de vacío instalada era marca Rapco, modelo 212CW, serie Nº 72971. Su misión era proveer de presión diferencial (“vacío”) a los instrumentos giroscópicos. Es de característica “seca”, ya que sus paletas de grafito, que giran en el interior de una cavidad excéntrica de aluminio pulido son auto-lubricadas. Las paletas están insertas en un cubo central ranurado y son libres de desplazarse radialmente. La fuerza centrífuga mantiene a las paletas contra la superficie de la carcasa, actuando como sello de aire.

1.18.1.2 El eje de la bomba incorpora un acople plástico frangible, diseñado para cortarse instantáneamente si la resistencia rotacional excede los valores normales de operación en una cantidad significativa. Esto asegura que una falla de la bomba no dañe la caja de accesorios del motor.

1.18.1.3 Dado que las paletas están diseñadas para operar en ambientes absolutamente secos, la introducción de cualquier líquido puede poner a la bomba fuera de servicio, aún a las pocas horas de instalada. Este dispositivo es extremadamente vulnerable a la contaminación por solventes, aceite y residuos de carbón. Para minimizar este tipo de problemas, se recomienda cubrir la carcasa de la bomba y su tubo de descarga durante las operaciones de mantenimiento, en especial cuando se realizan sopletes de líquidos en zonas cercanas.

1.18.1.4 De acuerdo con el Registro de componentes con vida límite de fecha 03 SET 03, el filtro de vacío debe cambiarse cada 500 hs. de vuelo. El mismo debía cambiarse a las 2.359:45 hs de TG. Por lo mencionado en el párrafo 1.6.1.7, la aeronave tendría al momento del accidente, aproximadamente 1.979 hs. de TG, por lo cual el filtro se habría hallado en condiciones operables, al menos en cuanto al tiempo de servicio se refiere.

1.19 Técnicas de investigación útiles o eficaces

1.19.1 Se utilizaron las de rutina, junto al trabajo con fotografías ampliadas y con lupas de precisión.

1.19.2 Se trabajó con información obtenida de manuales originales del fabricante Cessna.

1.19.3 Fueron muy eficaces para la investigación las fotografías de archivo (banco de datos fotográficos) de la aeronave LV-JPB antes de accidentarse, donde se observaron claramente los dispositivos externos del kit STOL que tenía instalado, las punteras de planos y, fundamentalmente, fotografías del panel de instrumentos con su configuración actualizada, que fueron aportadas por el responsable del taller que realizó la modificación.

1.19.4 Se utilizó la comparación de fotografías de los tableros de instrumentos del LV-JPB y el de la aeronave LV-JJN, que es propiedad de un amigo del piloto fallecido. Ésta fue la persona quien lo acompañó cuando el piloto del LV-JPB compró el nuevo instrumento de presión de vacío. Un instrumento similar está instalado en el LV-JJN, en el lugar donde -originariamente- se ubicaba ese instrumento en el LV-JPB.

1.19.5 Mediante esa comprobación, considerando la notable diferencia (en menos) del tamaño del instrumento nuevo y su reubicación, alejado de la visión frontal del piloto del LV-JPB, pudo inferirse que ante la falla de la bomba de vacío, el piloto no identificó el problema hasta que el horizonte artificial asociado comenzó a precesar e indicar actitudes erróneas.

2 ANÁLISIS

2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 Se obtuvo información entre los pilotos que lo acompañaron durante vuelos en travesía, que era hábito de este piloto utilizar durante la mayor parte de la duración de los vuelos el piloto automático conectado, las referencias del GPS, y la computadora de vuelo por lo que no habría estado habituado a volar manualmente su aeronave.

2.1.2 Durante el vuelo, el piloto no informó al Controlador de los Servicios de Tránsito Aéreo acerca de fallas técnicas, de lo que se infiere que el colapso de la aeronave en vuelo fue repentino, sin darle tiempo para comunicar la situación.

2.1.3 Desde el despegue de TUC, donde inició su actividad aérea del día, hasta el momento del accidente, pasaron 11:40 hs. Consecuentemente el día del accidente, desde el momento en que el piloto se levantó (06:30 hs.) hasta que ocurrió el colapso de su aeronave en vuelo, tuvo 14 hs. de actividad aproximadamente.

2.1.4 Al romperse el eje fusible de la bomba de vacío, ésta inmediatamente dejó de proveer succión a los instrumentos giroscópicos asociados, los cuales comenzaron a perder RPM y efectividad, precesando.

2.1.5 El horizonte artificial neumático, frente a la vista del piloto, precesó, indicando actitudes erróneas, por lo que se infiere habría llevado al piloto a desconectar el piloto automático, e intentar “nivelar el avión” de acuerdo a lo que le indicaba su instrumento principal de actitud.

2.1.6 La aeronave, por acción del piloto habría sido colocada en una actitud en la cual incrementó rápidamente su velocidad, y durante la intención de recuperar la actitud de vuelo controlado sin referencias que le permitieran hacerlo, se excedieron los factores de carga hasta sobrepasar los límites estructurales y la estructura colapsó.

2.1.7 Si el piloto no hubiera desconectado el piloto automático el vuelo podría haber sido completado sin problemas, permitiendo además que se pusiera en funcionamiento el horizonte “stand by” operado eléctricamente, para apoyar la ejecución del resto del vuelo.

2.1.8 Consideraciones sobre desorientación espacial

“La práctica y la experiencia en el vuelo por instrumentos son necesarias para ayudar al piloto a ignorar a veces las falsas sensaciones. La “ilusión Coriolis” es la más abrumadora y peligrosa de todas las ilusiones en vuelo.

Un movimiento de la cabeza en un plano diferente, como mirar algo en otra parte del tablero de instrumentos, como por ejemplo otro horizonte artificial que se encuentra ubicado en el lado derecho, puede poner en movimiento el fluido interno del canal del oído, creando una fuerte ilusión de viraje o aceleración en un eje di-

ferente al real. Esta acción causa que el piloto piense que la aeronave está ejecutando una determinada maniobra que realmente no está haciendo.

El piloto desorientado puede inducir una maniobra peligrosa en la aeronave, al intentar corregir la actitud percibida de la misma. En Condiciones Meteorológicas Instrumentales (IMC), la actitud de una aeronave se puede determinar con precisión observando e interpretando los instrumentos de vuelo y rechazando las sensaciones corporales asociados al movimiento de la aeronave, éstas pueden ser exacerbadas por el sólo movimiento de la cabeza". NTSB-ASB-2002.

2.1.9 Para el vuelo nocturno en condiciones IMC se necesita compensar "lo que no se puede ver". Eso se logra con entrenamiento, práctica y adiestramiento adecuados, cumplimentados en forma continua y periódica.

2.1.10 El piloto disponía de otro instrumento de control de actitud, no asociado al sistema de succión, que podría haber utilizado para mantener su aeronave controlada, que era el horizonte artificial eléctrico. Para ello previamente habría debido conectarlo antes de iniciar el vuelo. Si esa tarea no hubiese sido realizada oportunamente, lo podría haber conectado en vuelo, pero con la aeronave en actitud de vuelo recto y nivelado, durante un tiempo prudencial, que permitiera al equipo estabilizar sus parámetros de funcionamiento.

2.1.11 Durante el intento de "recobrar una actitud anormal", el piloto hubo debido accionar los comandos de vuelo con movimientos tales, que hicieron sobrepasar los factores de carga máximos calculados, provocando el colapso de la estructura. A mayores velocidades, se necesita menor desplazamiento de controles de vuelo para imponer cargas considerables a la aeronave. En el caso particular del Cessna T-210, que posee fineza aerodinámica otorgada por el tren retráctil y alas cantilever, en actitud de "picado" la aeronave se acelera rápidamente y, de no mediar una acción correctiva oportuna y adecuada, pueden excederse los valores límite de velocidad de no exceder, la velocidad límite de maniobra, y los valores de carga de diseño.

2.1.12 No se descarta la presunción de algún antecedente de daño o fatiga oculta de la estructura, a consecuencia del vuelo del día 03 MAY 04, que haya obrado como "iniciador", no detectada anteriormente con inspecciones visuales. No constan antecedentes de una inspección en algún taller aeronáutico.

2.2 Aspecto Técnico:

2.2.1 Se verificó que el eje fusible de la bomba de vacío estaba cortado, con muestras evidentes de haber permanecido girando el acople a la caja de accesorios, luego de la rotura del componente.

2.2.2 Por carecer de documentación específica que establece el tiempo de vida útil del mencionado accesorio y no obrar registros de cuando fue colocado en el motor de la aeronave o fecha de la última recorrida, no se pudo establecer su condición de servicio. La bomba de vacío que falló, tenía un rótulo que indicaba que ese accesorio fue "recorrido".

2.2.3 Teniendo en cuenta los comentarios que realizó al personal de investigadores uno de los pilotos que voló esta aeronave y el responsable del taller que actualizó la aviónica, la “bomba de vacío” había sido cambiada tiempo atrás, de una húmeda a ésta, seca, sin poderse precisar puntualmente dónde y cuándo se realizó el cambio.

2.2.4 De la investigación realizada y las verificaciones efectuadas, se pudo comprobar que durante el vuelo, el piloto no reportó fallas en ninguno de los sistemas o componentes de la aeronave a los Servicios de Tránsito Aéreo.

2.2.5 Por la dispersión de los distintos componentes del avión en el terreno y los daños y deformaciones ocasionados por el choque de éstos contra la superficie, sólo pudo comprobarse parcialmente la continuidad de los comandos de vuelo. No obstante pudo establecerse con alto grado de certeza que el piloto hubo accionado los comandos de vuelo, hasta exceder los límites de operación especificados para este tipo de aeronave (velocidad de maniobra).

2.2.6 Pudo establecerse la secuencia de colapso de las partes de la aeronave, visualizando los diferentes tipos de fracturas y los daños resultantes: primero se fracturó el semiplano derecho, hacia arriba, casi siguiendo el contorno del fuselaje en su raíz. Luego, el estabilizador horizontal derecho hacia abajo, el izquierdo se desprendió junto a la deriva para luego separarse entre sí. Finalmente se arrancó el semiplano izquierdo, hermanado con el larguero principal, conjuntamente con el techo de la cabina y una porción del larguero del otro semiplano.

2.2.7 Al romperse el ala derecha, la aeronave se desequilibró, particularmente en los momentos de rolido, es decir, alrededor del eje longitudinal. El ala izquierda, debido a los valores elevados de sustentación, produjo un rolido violento de la aeronave hacia la derecha.

2.2.8 Mientras el ala derecha, con sustentación positiva considerable, había girado hacia la izquierda por encima del fuselaje, sin golpear en el conjunto de cola (empenaje) en su desprendimiento.

2.2.9 El examen de las roturas estructurales primarias del ala derecha y la “recomposición” de los restos que se efectuó con posterioridad, en el lugar donde fueron depositados, confirman esta clase de rotura. Se pudo determinar que al momento de la separación del ala derecha, el empenaje estuvo en su sitio, pues de esa forma la aeronave generó las cargas debidas a la aceleración y suficientes para desprender hacia abajo los dos estabilizadores horizontales. Además, el empenaje no presentó indicios positivos de “haber sido golpeado” por el ala.

2.2.10 El ruido de la rotura de la aeronave fue escuchado como una explosión, dado que los desprendimientos de la estructura de la aeronave en vuelo ocurrieron en lapsos sumamente breves, y se debió a la “liberación de tensiones estructurales al colapsar”.

2.2.11 De acuerdo a la distribución de los restos en el terreno y a la característica de las roturas pudo determinarse que, hasta el instante previo a la voladura del ala derecha, ningún objeto ni parte constitutiva de la aeronave se desprendió

del conjunto estructural. La rotura de la aeronave en pleno vuelo provino de la incompatibilidad entre la carga aerodinámica aplicada y las posibilidades de la estructura de soportarla.

2.2.12 La actualización de la aviónica fue realizada sin dejar registros en la documentación técnica de la aeronave ni en la DNA, de las modificaciones incorporadas. Por lo expuesto, la aeronave no se encontraba en condiciones de aeronavegabilidad.

2.3 Consideración analítica final

2.3.1 De lo analizado, se deduce la siguiente secuencia de hechos:

- 1) Falló el eje fusible de la bomba de vacío.
- 2) Precesó el horizonte artificial, neumático.
- 3) Cuando el piloto observó una actitud anormal en el horizonte artificial, habría desconectado el piloto automático.
- 4) En condiciones de vuelo instrumental, nocturno y sin ningún instrumento de control de actitud disponible el piloto habría tenido desorientación espacial.
- 5) Cuando el piloto intentó nivelar continuando con la falta de referencias visuales y sin un horizonte artificial disponible, ejerció presiones sobre los comandos de manera incontrolada que habrían excedido los límites de los valores de carga estructurales de la aeronave, provocando el colapso de la misma y las consecuencias ulteriores.

3 CONCLUSIONES

3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto era titular de la Licencia que lo habilitaba para realizar el vuelo que finalizó en accidente, pero no estaba readaptado para realizar vuelo nocturno.

3.1.2 El piloto tenía en vigencia su certificado de aptitud psicofísica, para la Licencia que poseía (Clase II).

3.1.3 El vuelo era de carácter "Transporte Aéreo Comercial No Regular", pero fue consignado como "Aviación General" en los planes de vuelos presentados por el piloto.

3.1.4 La aeronave colapsó durante un vuelo de crucero nocturno, durante una travesía nocturna prevista a FL 160 en IMC.

3.1.5 La bomba de vacío tipo "seco" que equipaba la aeronave, se rompió en vuelo - por corte de su eje - antes del colapso de la aeronave en vuelo.

- 3.1.6 El taller que instaló la bomba no siguió procedimientos normalizados.
- 3.1.7 La aeronave se desintegró en vuelo, por haberse excedido las limitaciones estructurales establecidas por el fabricante.
- 3.1.8 El incendio que se inició en el conjunto fuselaje–motor–hélice, en cuyo interior permanecieron sus cuatro ocupantes, se produjo con posterioridad a la caída a tierra de estos componentes debido al probable contacto del combustible de los reservorios con chispas o cortocircuitos de los distintos sistemas eléctricos (aún energizados por la batería), al producirse el impacto, no incendiándose ningún otro componente de los que se hallaban dispersos en el terreno.
- 3.1.9 La explosión que fue escuchada al colapsar la aeronave en vuelo, se debió a la liberación de tensiones estructurales.
- 3.1.10 El piloto no notificó al Controlador de Tránsito Aéreo inconvenientes, por lo que se presume que la secuencia del accidente fue muy rápida, mientras volaba a nivel de crucero previsto en el plan de vuelo, sin dar tiempo al piloto de comunicar su situación.
- 3.1.11 Los ocupantes de la aeronave no tuvieron posibilidades de sobrevivir al impacto contra el terreno y posterior incendio de la aeronave, no obstante estaban sujetos a sus asientos y permanecieron en los lugares que ocupaban hasta que el conjunto fuselaje-motor-hélice cayó a tierra.
- 3.1.12 Los correajes se consumieron parcialmente con el fuego posterior a la caída.
- 3.1.13 La aeronave no tenía instalados tubos de oxígeno, por lo cual estaba limitado su “techo de servicio” de acuerdo con su Manual de Vuelo, para aeronaves sin equipo de oxígeno y con el ROA –GEN.
- 3.1.14 El nivel de vuelo mínimo para la ruta a volar era 150 y, para el curso de la misma 160, que fue el que estableció el piloto en su plan de vuelo y el que habría mantenido en la navegación.
- 3.1.15 Las modificaciones de aviónica no estaban registradas ni declaradas ante la DNA.
- 3.1.16 La aeronave no tenía los historiales reglamentarios actualizados al momento del accidente.
- 3.1.17 El piloto no respetó las especificaciones del Manual de Vuelo de la Aeronave para las anotaciones de los Planes de Vuelo que presentó.
- 3.1.18 Con carga completa de combustible, 4 personas a bordo y 28 kg en bodega, excedió el PMD autorizado al iniciar el vuelo que finalizó en accidente.
- 3.1.19 La aeronave tenía instalado un kit “STOL” (Marca Robertson) el que se incorporó a la misma antes de ser importada al país en 1970. Dicha modificación

no influyó en la ocurrencia del accidente.

3.1.20 La aeronave estuvo afectada, el 03 MAY 04, por turbulencia severa pero no quedaron registros de ninguna inspección posterior a este evento mencionado.

3.1.21 Antes del colapso de la aeronave en vuelo, ningún otro elemento se desprendió del conjunto estructural.

3.1.22 El piloto sufrió desorientación espacial, y en el intento de recuperar una situación “posicional” normal, desplazó los comandos de vuelo de tal forma que los esfuerzos resultantes excedieron las cargas estructurales de diseño de la aeronave.

3.1.23 El eje fusible de la bomba de vacío que equipaba a la aeronave se cortó dejando inutilizada a la misma, ocasionando indicaciones erróneas en los instrumentos asociados, antes de producirse el colapso de la aeronave.

3.1.24 Al producirse el corte del eje fusible de la bomba de vacío, el motor siguió funcionando de lo que se infiere que este último no tuvo fallas.

3.1.25 No se obtuvieron muestras de combustible para ser analizado, por las características del accidente y el incendio posterior del conjunto fuselaje-motor-hélice.

3.1.26 El piloto automático instalado no estaba asociado al sistema de vacío que generaba la bomba cuyo eje se cortó.

3.1.27 El vuelo podría haberse completado con el apoyo del horizonte artificial eléctrico “stand by”, si era conectado, y con el piloto automático.

3.1.28 El horizonte artificial que estaba instalado en el tablero de instrumentos del piloto estaba alimentado por la bomba de vacío que falló.

3.1.29 La aeronave tenía su Certificado de Aeronavegabilidad vigente por tiempo, mas había perdido su condición de aeronavegable por presentar modificaciones de aviónica no asentadas ni aprobadas por la DNA.

3.1.30 El suceso ocurrió en horario nocturno, en situación de vuelo por instrumentos, sin referencias visuales.

3.2 Causa

Durante un vuelo de aviación general, en la fase crucero nocturno, colapso estructural de la aeronave y posterior caída de sus componentes cercenados al terreno, por haberse excedido los límites estructurales de diseño debido a desorientación espacial del piloto por rotura en vuelo del eje fusible de la bomba de vacío, que dejó inoperativo el horizonte artificial primario.

Factores contribuyentes

- 1) Taller aeronáutico que no siguió procedimientos normalizados.
- 2) Falta de adiestramiento del piloto para el vuelo nocturno que se estaba realizando.
- 3) No respirar oxígeno adicional a una altitud mayor a los 3.000 m.

4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DNA)

4.1.1 Considerar la necesidad de verificar lo actuado por los talleres intervinientes.

4.1.2 Evaluar la necesidad de emitir alguna circular de asesoramiento acerca de las precauciones sobre la preservación de las bombas de vacío del tipo “seco” durante el mantenimiento de las aeronaves y sus plantas de poder, para disminuir las probabilidades de contaminación.

4.2 A la Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas

Considerar la factibilidad de difundir convenientemente entre el personal de instructores de vuelo el conocimiento respecto de los peligros derivados de la hipoxia, la desorientación espacial y la falta de adiestramiento para que apliquen dichos conocimientos en el desarrollo de la instrucción de nuevos pilotos.

5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo no mayor a sesenta (60) días hábiles, contados a partir que recibieran el Informe Final y la Disposición que la aprueba, el cumplimiento de las acciones que hayan sido puestas a su cargo. (Disposición N° 51/02 Comandante de Regiones Aéreas –19 JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidente de Aviación Civil
Av. Com. Pedro Zanni 250
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo
(1104) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

o a la dirección Email:
"buecrp@ faa.mil.ar "

BUENOS AIRES, de abril de 2005.

Inv. Técnico: Sr. Silvio Alejandro MORENO.

Inv. Operativo: Sr. Raúl José COMINCINI.

Representante Acreditado de la NTSB: Sr. Héctor R.CASANOVA (Director Regional – Región Central y Sur).

Asesor del Representante Acreditado de la NTSB: Sr. Steven M. MILLER

Director de Investigaciones