

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: Aeródromo de Coronel Suárez / Brig. D.H.E. Ruiz, Provincia de Buenos Aires

FECHA: 09 FEB 07

HORA: 13:30 UTC

AERONAVE: Avión

MARCA: Beechcraft

MODELO: 95-C 55

MATRÍCULA: LV-IYC

PILOTO: Licencia de Piloto Comercial de Avión.

PROPIETARIO: Privado

Nota: Todas las horas están expresadas en Tiempo Universal Coordinado (UTC) que para el lugar del accidente corresponde al huso horario -3.

1 INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS

1.1 Reseña del vuelo

1.1.1 El 09 FEB 07, el piloto con la aeronave matrícula LV-IYC se encontraba en la fase de rodaje hacia la pista en uso, para realizar un vuelo desde el Aeródromo Coronel Suárez (SAZC) con destino al de San Fernando (SADF), ambos en la provincia de Buenos Aires.

1.1.2 Cuando el piloto realizaba el rodaje hacia la cabecera en uso, se produjo la rotura del tren de nariz, replegándose,

1.1.3 Como consecuencia, las palas de ambas hélices tomaron contacto con el terreno, deteniéndose en ese lugar.

1.1.4 El accidente ocurrió de día y con buenas condiciones de visibilidad.

## 1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Acompañante	Otros
Mortales	--	--	--
Graves	--	--	--
Leves	--	--	--
Ninguna	1	--	

## 1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Célula: Deformaciones leves de las compuertas y rotura del brazo articulado de accionamiento del mecanismo de retracción del tren de nariz.

1.3.2 Motores: Posible daños internos por detención brusca.

1.3.3 Hélices: Melladuras en las palas de ambas hélices y una pala doblada en cada una de ellas.

1.3.4 Daños en general: De importancia.

## 1.4 Otros daños

No hubo.

## 1.5 Información sobre el personal

1.5.1 El piloto de 41 años de edad, es titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión con Habilitaciones para: Vuelo Nocturno; vuelo por instrumento en monomotores y multimotores terrestres hasta 5700 kg.

1.5.2 La Dirección de Habilitaciones Aeronáuticas informó que el piloto no registra antecedentes de infracciones aeronáuticas ni accidentes anteriores.

1.5.3 Su Certificado de Aptitud Psicofisiológica estaba vigente hasta el 30-MAY-07.

1.5.4 Su experiencia en horas de vuelo y a la fecha del accidente era:

Total de vuelo:	1085.0
En los últimos 90 días:	14.5
En los últimos 30 días:	1.5
El día del accidente:	----

En el tipo de avión accidentado 18.0

## 1.6 Información sobre la aeronave

### 1.6.1 Célula

1.6.1.1 El Beechcraft 95C-55, número de serio TE-279, es una aeronave enteramente metálica (fuselaje semi monocasco), de seis plazas, ala baja, con tren de aterrizaje triciclo retráctil y equipada con “winglets”. Los comandos de vuelo son convencionales en los tres ejes, mecánicos vía sistemas articulados y por cables. Los flaps de ala son accionados eléctricamente por medio de una llave colocada en el panel principal de instrumentos.

1.6.1.2 La retracción y extensión del tren de aterrizaje se efectúa eléctrica e hidráulicamente vía palanca de accionamiento situada en la parte inferior del panel de instrumentos a la derecha del pedestal. La indicación de posición de tren está dada por luces indicadores situadas al lado de la palanca de accionamiento del tren; luz roja de indicación de tren destrabado y luz verde de indicación de tren abajo y trabado (una luz por cada uno de los trenes).

1.6.1.3 Al momento del accidente la aeronave contaba con un total general (TG) de 4919,4 hs, la última inspección fue llevada a cabo a las 4895,4 hs por parte de un taller habilitado (DNA 1B-16). El Certificado de Aeronavegabilidad se encontraba en vigencia, con vencimiento en Julio de 2007.

### 1.6.2 Motores

1.6.2.1 Potenciado por dos motores Teledyne Continental de seis cilindros opuestos, de 285 HP cada uno.

1.6.2.1.1 Motor izquierdo: Modelo IO-520-CB3B, N° de serie: 298643-R. Al momento del accidente contaba con un TG de 1623 hs, un DUR de 221.4 hs y DUI de 24hs. La última inspección fue llevada a cabo en taller habilitado (DNA 1B-18).

1.6.2.1.2 Motor derecho: Modelo IO-520-CB3BG, N° de serie: 298642-R. Al momento del accidente contaba con un TG de 1623 hs, un DUR de 221.4 hs y DUI de 24hs. La última inspección fue llevada a cabo en taller habilitado (DNA 1B-18).

### 1.6.3 Hélices

Las hélices son marca Hartzell, metálicas de tres palas, paso variable y velocidad constante, Modelo PHC-C3YF-UF la izquierda N° serie EB-5120 B y Modelo PHC-C3YF-UF la derecha N°serie EB-5266B. Ambas contaban con un TG de 1271,8 hs; habiéndosele realizado la última inspección a las 1247,8 hs en taller habilitado (DNA 1B-21).

### 1.6.4 Peso y balanceo al momento del accidente

#### 1.6.4.1 Pesos

Vacío:	3590	lbs
Piloto:	198	lbs
Peso operativo:	3788	lbs
Acompañantes/carga:	-----	lbs
Peso "0" Combustible:	3788	lbs
Combustible:	633	lbs
Peso total al momento del accidente:	4421	lbs
Máximo de despegue (PMD):	4990	lbs
Diferencia:	569	lbs. en menos respecto al PMD.

1.6.4.2 El centro de gravedad (CG) de la aeronave se encontraba dentro de los límites establecidos en el Manual de Vuelo del avión.

#### 1.7 Información Meteorológica

El informe del Servicio Meteorológico Nacional con datos estimados obtenidos de los registros horarios de la estación meteorológica del aeródromo Coronel Suárez, interpolados a la hora del accidente y visto también los mapas sinópticos de superficie de 15:00 UTC, era: Viento: Variable/02 nudos; visibilidad: 10 km; fenómenos significativos: ninguno; nubosidad: 6/8 SC 900 M – 2/8 AS 3000 M temperatura: 19.3° C; temperatura punto de rocío: 15.9° C; presión al nivel medio del mar: 1020.1 Hpa; y humedad relativa: 81 %.

#### 1.8 Ayudas a la navegación

No aplicable.

#### 1.9 Comunicaciones

No aplicable.

#### 1.10 Información sobre el lugar del accidente

1.10.1 El accidente ocurrió en el Aeródromo Provincial de Coronel Suárez / Brig. D.H.E. Ruiz, provincia de Buenos Aires .

1.10.2 Las coordenadas geográficas del lugar son 37° 25´ 59" S y 061° 53´ 02" W con una elevación de 234 m sobre el nivel medio del mar.

1.10.3 Cuenta con una pista 17/35 de asfalto de 1300 x 30 mts de largo y ancho respectivamente.

1.10.4 La señalización del área de maniobras entre los hangares y la pista no se encontraba demarcada sobre el terreno.

1.10.5 El estado de conservación del área de maniobras se hallaba con varios obstáculos ocultos (cuevas y pozos) entre 30 a 60 cm de profundidad, encontrándose éstos dispersos en diferentes lugares, siendo difícil su ubicación a simple vista, debido a que se encontraban cubiertos por el pasto.

1.10.6 El pasto de las áreas de maniobras del aeródromo se encontraba cortado.

#### 1.11 Registradores de vuelo

No aplicable.

#### 1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

1.12.1 La aeronave se encontraba rodando desde la zona de hangares hacia la pista, en el área de maniobras, después de haber recorrido una distancia aproximadamente de 200 metros, la rueda del tren de nariz se introdujo en un pozo que se encontraba en su trayectoria.

1.12.2 El pozo tenía una dimensiones de 28 cm de profundidad por 35 cm de ancho aproximadamente; dicho obstáculo se encontraba tapado por el pasto siendo difícil ser ubicado a simple vista.

1.12.3 Como consecuencia de esto, el tren de aterrizaje de nariz colapsó replegándose; el extremo delantero de la aeronave y las hélices de los dos motores tomaron contacto con el terreno, deteniéndose en ese lugar; no hubo dispersión de restos.

#### 1.13 Información Médica y Patológica

No se conocen antecedentes médico / patológicos del piloto que hubiesen influido en el accidente.

#### 1.14 Incendio

No hubo.

#### 1.15 Supervivencia

Los cinturones de seguridad y arneses del asiento del piloto no se cortaron y los anclajes al piso de la cabina resistieron el esfuerzo al que fueron sometidos, cumpliendo sus funciones. El piloto abandonó la aeronave por sus propios medios sin consecuencias.

#### 1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Se realizó un ensayo de laboratorio para determinar la causa de la rotura de la biela de retracción del tren de aterrizaje de nariz, para lo cual se envió parte del conjunto al laboratorio de ensayo de materiales de LMAASA, empresa que produjo el informe DI /GE 015/07.

1.16.2 Analizada la información aportada en dicho informe, los daños observados en el componente y el sistema, se concluye que:

1.16.2.1 El brazo articulado de accionamiento del mecanismo de retracción del tren de nariz, se fracturó a unos 30 mm aproximadamente de su toma a la estructura principal del conjunto, justo sobre el sector donde termina el refuerzo (soldado) interno. La superficie de fractura presenta macroscópicamente un aspecto rugoso y opaco, en un plano de 45° aproximadamente respecto al eje transversal del elemento. En las adyacencias, se detecta la presencia de deformaciones plásticas. La falla se ubica al ras del suplemento de fijación, el cual se encuentra unido al cuerpo principal mediante cordones de soldadura.

1.16.2.2 Se detectó la presencia de numerosos puntos de corrosión (pitting) en la parte interna del componente, sobre las adyacencias del cordón de soldadura.

1.16.2.3 Según el análisis realizado, la fractura se desarrolló en uno de los lados por el centro del cordón de soldadura, en cambio por el lado opuesto se produjo por la pared del tubo, siguiendo por la geometría del cordón. Asimismo se afirma que *“... la superficie de fractura revela un corte por el centro del cordón de aporte de soldadura cuya estructura es frágil y exhibe las estrías y líneas de playa concéntricas del lado interior del cordón, características del proceso de formación de grietas por mecanismo de fatiga...”*. El lado opuesto de la fractura evidencia signos de haber soportado cargas superiores al límite de resistencia de la sección remanente, sin la contribución de otras mecánicas de falla.

1.16.2.4 La sección se encontraba previamente debilitada por el proceso de fatiga interior sobre el cordón de soldadura, el cual era solicitado alternadamente por flexión.

1.16.2.5 El inicio del proceso de fatiga se vio favorecido por la presencia de defectos en la estructura cristalina producto del proceso de soldadura (escoria, diferenciales térmicos, etc.), y los poros observados productos del proceso de corrosión, actuaron como concentradores de tensión, iniciándose la mecánica de fisura progresiva en un plano de 90° respecto al de máxima tracción, teniendo en consideración la descomposición de fuerzas producto de sollicitaciones de flexión alternada.

1.16.2.6 La mecánica de fatiga progresó alrededor de un 30% de la sección resistente del componente. El resto de la falla se produjo por la acción de cargas superiores el límite de resistencia de la sección remanente de material.

### 1.16.3 Trazabilidad y mantenimiento

1.16.3.1 Visto el Catálogo de Partes Ilustrado (IPC) de la aeronave (*ref. Cap. 32-30-10 Pag. 2 Figure 30-10 Nose landing gear retract mechanism, Rev. 04/05/85*) se observó que la geometría del componente era distinta al que se encontraba instalado y falló. En el IPC figura una barra de estructura similar “*doble T*” macizo; mientras que el instalado es estructura tubular hueca.

1.16.3.2 A través de la National Transportation Safety Board (NTSB) se consultó al fabricante acerca de esta novedad. Se recibió la respuesta, informando que el componente instalado es elegible. La diferencia radica en un cambio de diseño

de los componentes constitutivos del tren de nariz; no afectando la condición aeronavegable del conjunto.

#### 1.16.4 Mantenimiento e inspección

1.16.4.1 La última inspección a la aeronave fue llevada a cabo el 07 JUL 06 por el taller DNA 1B-18 (por rehabilitación anual) cuando la aeronave tenía un TG de 4895.4 hs, quedando habilitada hasta JUL 07.

1.16.4.2 Consultado el TAR acerca de los planes de mantenimiento, el mismo informó que el componente afectado no posee ningún ítem de inspección por ensayos no destructivos (NDT) en los planes de mantenimiento. Asimismo, informó que no se practicó, en esa oportunidad, ninguna tarea específica de reparación sobre el elemento que falló. Esta información concuerda con lo observado visualmente durante el ensayo efectuado.

#### 1.16.5 Consideraciones sobre la geometría del componente

1.16.5.1 De acuerdo con lo desarrollado en párrafos anteriores, queda claro que el componente es elegible al conjunto donde estaba instalado a pesar de la diferencia entre el contemplado en el IPC y el nuevo diseño de estructura tubular de acero SAE 4130.

1.16.5.2 Considerando la falla analizada, los daños observados y las geometrías de ambos componentes, es probable que el diseño anterior (estructura tipo doble T) pudiera haber resistido mejor las solicitaciones impuestas. Las cargas de flexión alternadas generadas durante los ciclos de operación, se descompondrían sobre las platabandas laterales y el alma del elemento en compresión y tracción alternadamente en función de los ciclos; existiendo de esta forma una sección resistente mayor que la del elemento de estructura tubular, el cual descompone las mismas cargas sobre una sección cilíndrica de menor espesor.

1.16.5.3 Respecto a los productos de corrosión hallados en la zona interna y el daño que estos provocan, hubiese sido imposible el desarrollo de los mismos en componente macizo. Al ser este un elemento forjado (el de estructura doble T), la zona del buje de anclaje del componente al resto al conjunto es parte constitutiva de la geometría final, no siendo necesaria la utilización de ningún tipo de soldadura para la fijación de insertos o refuerzos. De esta manera se elimina la posibilidad que el componente tenga tensiones residuales internas, fragilización por alta temperatura, residuos de escoria u otro tipo de daños que pudiera generar una técnica de soldadura impropia.

1.16.5.4 Ante la presencia de cargas superiores al límite de resistencia del componente (referencia estructura doble T), es probable que el mismo sufra una deformación plástica sobre la zona de máximo momento flector o pandeo flexión (sector central del componente), en vez de fracturarse en uno de sus extremos soldados (sin considerar la acción de una mecánica de fisura progresiva).

1.17 Información orgánica y de dirección

La aeronave es propiedad privada.

1.18 Información adicional

No aplicable.

1.19 Técnicas de investigación útiles y eficaces

Se realizaron las de rutina.

## 2 ANÁLISIS

### 2.1 Aspectos Operativos

2.1.1 De las investigaciones realizadas se desprende que el piloto de la aeronave realizó la operación del avión sin inconvenientes, encontrándose en la trayectoria del rodaje hacia la cabecera en uso, con un pozo que se hallaba oculto por el pasto que cubría el área de maniobras del aeródromo.

2.1.2 El área de maniobras no se encontraba con la señalización que corresponde de acuerdo con lo especificado en el Anexo 14 "Aeródromos" de la OACI.

### 2.2 Aspectos Técnicos

2.2.1 La falla en el componente de retracción del tren de nariz se produjo por la acción combinada de una mecánica de fatiga, que abarcó un 30% de la sección resistente y la acción de cargas instantáneas superiores al límite de resistencia de la sección remanente de material.

2.2.2 Este suceso final fue producto de la presencia de un pozo en la trayectoria de rodaje de la aeronave, donde se introdujo el tren de nariz y colapsó la biela de retracción del mismo.

## 3 CONCLUSIONES

### 3.1 Hechos definidos

3.1.1 El piloto era titular de la Licencia de Piloto Comercial de Avión.

3.1.2 Tenía en vigencia el Certificado de Aptitud Psicofisiológica para la Licencia correspondiente.

3.1.3 La aeronave tenía el Certificado de Aeronavegabilidad en vigencia.

3.1.4 El área de maniobras se encontraba sin señalamiento, con varios obstáculos ocultos por el pasto (cuevas y pozos).



3.1.5 Uno de los componentes del tren de aterrizaje de nariz se encontraba con disminución de las propiedades de resistencia mecánica debido a un proceso de fatiga de material.

### 3.2 Causa

En un vuelo de aviación general, durante la fase de rodaje, la aeronave introdujo la rueda del tren de aterrizaje de nariz en un pozo oculto que se encontraba en su trayectoria, ocasionando el repliegue del mismo y daños de importancia en la aeronave, debido a un deficiente estado de la zona de rodaje.

#### Factor contribuyente

Disminución de las propiedades de resistencia mecánica en uno de los componentes del tren de aterrizaje de nariz, por la presencia de un proceso de fatiga de material.

## 4 RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD

### 4.1 A la Dirección Nacional de Aeronavegabilidad (DAG – Div. Talleres).

Considerar la posibilidad de emitir una advertencia a los TAR con alcance para Beechcraft 95-C 55 Baron, la cual informe con respecto a la diferencia entre componentes elegibles, la falla analizada en el presente caso, como así también, considerar la factibilidad de incorporar un ítem de inspección con técnicas de ensayos no destructivos (NDT) para las aeronaves que posean instalado el P/N° 45-824018 en su tren de nariz.

### 4.2 A la Región Aérea Centro (RACE)

Considerar la conveniencia de realizar los trámites adecuados a efectos que el Aeródromo Coronel Suárez realice el mantenimiento referente al soporte de la superficie del terreno, estado y conservación del área de maniobras, como así también la demarcación de la citada área del aeródromo; en concordancia con lo especificado en el Anexo 14 “Aeródromos” de la OACI.

## 5 REQUERIMIENTOS ADICIONALES

Las personas físicas o jurídicas a quienes vayan dirigidas las recomendaciones emitidas, por la Junta de Investigaciones de Accidentes de Aviación Civil, deberán informar a la Comisión de Prevención de Accidentes en un plazo nunca 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 - 19JUL 02- publicada en el Boletín Oficial del 23 de Julio 2002).

La mencionada información deberá ser dirigida a:

Comisión de Prevención de Accidentes de Aviación Civil  
Avda. Pedro Zanni 250  
2º Piso Oficina 264 – Sector Amarillo  
(C1104AXF) Ciudad Autónoma de Buenos Aires

o a la dirección E-mail  
“buecrp@ faa.mil.ar“

BUENOS AIRES, de junio de 2008

SA Carlos Ruiz.  
Investigador Técnico

UNIV II Rocchi Alberto.  
Investigador a Cargo

Director de Investigaciones