



DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL
DEPARTAMENTO PREVENCIÓN DE ACCIDENTES

DPA

Departamento
Prevención de
Accidentes

INFORME FINAL ACCIDENTE DE AVIACIÓN Nº 1739CG

Aeronave : Avión Cessna 182 K.

Lugar : Aeródromo Santa Eugenia
(SCNI), Comuna de San
Nicolás, Región del Biobío.

Fecha : 04 de abril del 2015.

ANTECEDENTES

La metodología de la Investigación considera las Normas y Métodos Recomendados (SARPS) establecidos en el Anexo 13, "Investigación de Accidentes de Aviación", el Convenio sobre Aviación Civil Internacional y lo establecido en el "Reglamento de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación" (DAR-13), aprobado por Decreto Supremo N° 216 de fecha 03 de diciembre del 2003.

DESCRIPCIÓN DEL ACCIDENTE

El día 04 de abril del año 2015, el piloto privado de avión al mando de la aeronave marca Cessna, modelo 182 K, de su propiedad y acompañado por un pasajero, mientras despegaba por la pista 20 del Aeródromo Santa Eugenia (SCNI), terminó estrellado al costado Este de la pista.

1. INFORMACIÓN DE LOS HECHOS**1.1. Reseña del vuelo**

- 1.1.1. El día 04 de abril de 2015, el piloto privado de avión procedió a preparar la aeronave marca Cessna, modelo 182 K, de su propiedad, para realizar un vuelo desde el Aeródromo Santa Eugenia (SCNI), al Aeródromo Municipal de Vitacura (SCLC), para lo cual realizó el pre vuelo de la aeronave, sin observaciones.
- 1.1.2. Posteriormente, rodó al Norte por la pista 02, para trasladarse al cabezal de la pista 20 para despegar, donde realizó pruebas de potencia de motor y magnetos sin observaciones.
- 1.1.3. Durante el despegue por la pista 20, e inmediatamente después de rotar la aeronave (aproximadamente a 240 metros del umbral), ésta se desvió hacia la izquierda sin continuar el ascenso, estrellándose a 127 metros aproximadamente al Este del eje central de la pista.
- 1.1.4. El piloto al mando y pasajero resultaron ilesos y la aeronave con daños.

1.2. LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJEROS	TOTAL
MORTALES	-	-	-
GRAVES	-	-	-
MENORES	-	-	-
NINGUNA	01	01	02
TOTAL	01	01	02

1.3. DAÑOS SUFRIDOS POR LA AERONAVE

La aeronave resultó con daños en el fuselaje, alas, tren de aterrizaje, motor y hélice.

Ver anexo A Set Fotográfico y anexo B Informe Técnico.

1.4. OTROS DAÑOS

No hubo.

1.5. INFORMACIÓN SOBRE LA TRIPULACIÓN**1.5.1. Piloto**

EDAD	74 años.
LICENCIA	Piloto privado de avión.
OBSERVACIONES	Radiotelefonía; Uso de lentes correctores.
HABILITACIONES	Monomotor terrestre; Vuelo de remolcador.
REGISTRA ACC/INCID.	No registra.
CONDICIÓN MÉDICA	Examen Médico Aeronáutico vigente, apto y sin observaciones.

1.5.2. Experiencia de Vuelo

ANTECEDENTES	HORAS DE VUELO
EN EL MATERIAL	546:00
ÚLTIMOS 30 DÍAS PREVIOS	02:00
ÚLTIMOS 60 DÍAS PREVIOS	02:00
ÚLTIMOS 90 DÍAS PREVIOS	05:35
DÍA DEL ACCIDENTE	00:10
TOTALES	1.536:45

1.6. **INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE**1.6.1. **Antecedentes de la aeronave**

ANTECEDENTES		AERONAVE
FABRICANTE		Cessna Aircraft Company.
MODELO		182 K.
HORAS DE VUELO		5.050,06 horas.
PLAZAS AUTORIZADAS		04
ÚLTIMA REVISIÓN		01-08-2014, Anual, a las 5.039,26 hrs.
AÑO DE FABRICACIÓN		1967
PESOS CERTIFICADOS	P.V. ¹	1.793,6 lb.
	P.M.D. ²	2.800,0 lb.

1.6.2. **Antecedentes del motor**

ANTECEDENTES	MOTOR
MARCA	Continental.
MODELO	O-470-R(25)
TIEMPO DESDE NUEVO (TSN)	223,2 horas.
TIEMPO ENTRE OVERHAUL (TBO)	1.500 horas.
ÚLTIMA REVISIÓN	01-08-2014

1.6.3. **Antecedentes de la hélice**

ANTECEDENTES	HÉLICE
MARCA	Mc Cauley.
MODELO	2A34C66-NOP.
TIEMPO DESDE OVERHAUL (TSO)	147,85 horas.
TIEMPO ENTRE OVERHAUL (TBO)	1.500 horas / 60 meses.
ÚLTIMA REVISIÓN	01-08-2014

¹ Peso Vacío.

² Peso Máximo de Despegue.

1.6.4. **Documentación a bordo**

DOCUMENTACIÓN	CONDICIÓN
CERTIFICADO MATRÍCULA	Sin observaciones.
CERTIFICADO AERONAVEGABILIDAD	Sin observaciones.
MANUAL DE VUELO DE LA AERONAVE	Sin observaciones.
BITÁCORA DE LA AERONAVE	Sin observaciones.

1.6.5. **Historial de mantenimiento**

- 1.6.5.1. El estado de mantenimiento indicaría que la aeronave se encontraba sin observaciones, situación que es concordante con lo inspeccionado y verificado por el equipo investigador.

Ver anexo B Informe Técnico.

1.6.6. **Inspecciones realizadas**

El equipo investigador concurrió hasta el lugar del accidente y procedió a inspeccionar y fotografiar el lugar del suceso y la aeronave, constatando lo siguiente:

- 1.6.6.1. Al inspeccionar la pista de tierra y pasto seco, se observó una gran cantidad de huellas, no siendo posible identificar las marcas dejadas por la aeronave durante el despegue del accidente.
- 1.6.6.2. La posición final de la aeronave estaba a aproximadamente 127 m al Este del eje central de la pista y a 579 m desde el cabezal 20, posición GPS (36°26'22.10"S; 72° 9'32.86"O). La aeronave se encontraba orientada hacia los 006° (Norte) y apoyada sobre su parte ventral en el terreno (tierra seca y compacta), con su costado trasero derecho junto a un arbusto que detuvo su avance.
- 1.6.6.3. Desde la posición final de la aeronave, al observar la trayectoria que habría realizado después de desviarse a la izquierda durante el despegue, se observaron en la copa de un arbusto, a 22 metros al Noreste de la posición final, las primeras ramas rotas por el avión.
- 1.6.6.4. Desde el punto antes mencionado hasta la posición final de la aeronave, habían partes del ala izquierda dispersas sobre el suelo y en los arbustos.
- 1.6.6.5. A 12 metros de la posición final de la aeronave y en la misma trayectoria antes señalada, se observaron huellas de impacto en los arbustos y en el suelo, dejadas por el ala izquierda, quedando en el lugar su punta de ala. Este impacto provocó que la

aeronave pivoteara sobre la punta de ala izquierda, se guiñara hacia la izquierda e impactara la nariz contra el terreno.

- 1.6.6.6. Las marcas dejadas por el impacto de la nariz del avión contra el terreno, estaban a 4 metros de su posición final, junto a éstas había un surco, paralelo a la trayectoria del avión, de aproximadamente 60 cm de largo por 2 cm de ancho, causado por el impacto de las palas de la hélice.
 - 1.6.6.7. Ambas palas quedaron con daños característicos de impacto con potencia, coincidentes con las marcas de impacto en el terreno. Además presentaban ralladuras que iban desde sus bordes de ataque a sus bordes de fuga. Las mayores deformaciones de las palas se observaron hacia sus puntas, una de ellas tenía una deformación en rulo y la otra presentaba ondulaciones.
 - 1.6.6.8. El carenado de la hélice de la aeronave estaba dañado y el cubo presentaba filtraciones de aceite rojo.
 - 1.6.6.9. El gobernador de la hélice se encontraba fracturado y las características de la fractura eran del tipo instantánea.
 - 1.6.6.10. La parte inferior de la nariz del fuselaje de la aeronave estaba hundida y el tren de aterrizaje de nariz se encontraba fracturado y desprendido.
 - 1.6.6.11. En el tren principal de aterrizaje, la pierna derecha se encontraba fracturada y desprendida desde su unión al fuselaje, la pierna izquierda estaba sin observaciones.
 - 1.6.6.12. El fuselaje estaba deformado, abollado y rajado en distintas partes de su superficie. El cono de cola se rompió al impactar lateralmente con el arbusto que detuvo el avance de la aeronave.
 - 1.6.6.13. Al inspeccionar las alas, se observó que los flaps se encontraba extendidos aproximadamente 15°.
 - 1.6.6.14. El ala izquierda tenía impactos en su borde de ataque, el que se encontraba desprendido desde la unión del montante con el ala hacia la punta. La viga delantera del ala quedó expuesta y estaba doblada hacia arriba en aproximadamente 45°. La punta de ala tenía fracturas con pérdidas de material y el alerón se encontraba parcialmente desprendido de su unión al ala.
 - 1.6.6.15. El ala derecha tenía deformaciones en el flap y su punta de ala estaba doblada hacia arriba, en el borde de fuga.
 - 1.6.6.16. Se inspeccionaron los estanques de combustible, verificando que la aeronave tenía combustible.
-

- 1.6.6.17. Se inspeccionó el motor, verificándose que todos los cilindros tenían compresión, y que al girar manualmente la hélice, el cigüeñal lo hacía sin roces ni atascamientos. Además se destaparon los cilindros observando que las válvulas de admisión y escape estaban sin observaciones.
- 1.6.6.18. El arnés del sistema eléctrico no presentaba observaciones.
- 1.6.6.19. Todas las bujías estaban en buenas condiciones, además se realizó una prueba funcional, observando que entregaban chispa.
- 1.6.6.20. El filtro de combustible estaba con combustible, limpio y sin sedimentos, la chapaleta de aire caliente al carburador quedó trabado en la posición cerrada (aire frío), concordante con la posición de la palanca de control al interior de la cabina. Al desarmar el carburador, se observó que funcionaba correctamente y que estaba con combustible limpio.
- 1.6.6.21. Se probaron los controles del motor, los que funcionaban sin observaciones, verificando que la fricción de la palanca del acelerador se encontraba aplicada.
- 1.6.6.22. Se efectuó una prueba a los controles de vuelo, verificando que tenían continuidad y que presentaban trabamientos producto de las deformaciones causadas por el accidente.

Ver anexo A Set Fotográfico y anexo B Informe Técnico.

1.6.7. **Peso y Balance**

Conforme a la información entregada por el piloto al mando y un testigo:

Peso Vacío	:	1.793,6 lb.
Asientos delanteros I&D	:	426 lb.
Carga asiento trasero	:	139 lb.
Carga compartimiento	:	141 lb.
Combustible	:	277 lb.
Total	:	2.776,6 lb.
Centro de Gravedad	:	42 pulgadas.

El peso de la aeronave al momento del accidente era de 2.776,6 libras (peso máximo de despegue 2.800 libras).

El centro de gravedad de la aeronave era 42 pulgadas y se encontraba dentro de la envolvente (+38,4 a +47,4).

1.7. INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

1.7.1. El Informe Técnico Operacional N° 453/15, de la Dirección Meteorológica de Chile, correspondiente a la fecha, hora y lugar del accidente, señaló lo siguiente:

1.7.1.1. En su número II “CONCLUSIONES”

“El día 04 de abril de 2015, particularmente a las 17:00 hora local, sobre el sector del aeródromo Santa Eugenia, región del Biobío, se observó margen anticiclónico.

De acuerdo a lo observado en la imagen de satélite, durante el período de interés, el cielo se presentó despejado, no se observó fenómenos significativos.”

1.8. INFORMACIÓN DEL LUGAR DEL ACCIDENTE

La Publicación de Información Aeronáutica (AIP CHILE) Volumen I, establece:

Nombre del Aeródromo :	Aeródromo “Santa Eugenia” SCNI.
Ubicación :	Latitud 36° 26’ 04”S Longitud 72° 09’ 25”O.
Elevación :	125 metros (410 pies).
Dimensiones :	650 x 20
Tipo de superficie :	Pasto.
Pistas :	02 – 20
Gradiente :	0.04
Uso :	Privado.

1.9. INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

1.9.1. Inmediatamente después de despegar desde la pista 20, la aeronave realizó un viraje a la izquierda a baja altura, impactando en vuelo con el ala izquierda contra un arbusto ubicado a 106 m desde el eje central de la pista, para continuar su trayectoria mientras perdía partes de la punta de dicha ala, impactando finalmente con el ala izquierda y la nariz del avión contra el terreno, quedando detenida a aproximadamente 127 metros al Este desde el eje central de la pista, posición GPS (36°26'22.10"S; 72° 9'32.86"O).

1.9.2. A consecuencia del impacto del ala izquierda contra el terreno, ésta se fracturó y perdió su punta de ala. Inmediatamente la nariz de la aeronave impactó el terreno quedando dañada la hélice, que presentaba señales de haber estado girando con potencia del motor al momento del impacto. La parte inferior izquierda de la nariz se deformó a causa del impacto, dañando el motor.

- 1.9.3. El tren de aterrizaje de nariz y el principal derecho se fracturaron y desprendieron del fuselaje.
- 1.9.4. El impacto de la aeronave contra el terreno, fue con una actitud de alabeo (ala izquierda abajo) y con un bajo ángulo de impacto.

1.10. **INCENDIO**

No hubo.

1.11. **SUPERVIVENCIA**

- 1.11.1. El piloto y pasajero abandonaron la aeronave por sus propios medios. Los cinturones de seguridad y los asientos funcionaron correctamente.
- 1.11.2. El sistema de localización de emergencia (ELT) se activó por el impacto.

1.12. **INFORMACIÓN ADICIONAL**

- 1.12.1. Información del despegue por pista 20 SCNI, en que ocurrió el accidente, obtenida del registro del GPSMAP marca Garmin, modelo 695, instalado en la aeronave.

Punto N°	Hora UTC	Altitud	Velocidad Terrestre VT	Distancia desde cabezal 20	Orientación de la aeronave
13	19:37:25	126 m	0,01 mph	13 m	145°
14	19:37:30	126 m	10,2 mph	35 m	208°
15	19:37:37	126 m	31,4 mph	134 m	206,6°
16	19:37:45	125 m	48,6 mph	307 m	206,4°
17	19:37:51	130 m	53,9 mph	452 m	201,1°
18	19:37:56	129 m	50,7 mph	555 m	175,4°
19	19:37:58	127 m	50,2 mph	581 m	145,9°
20	19:38:10	125 m	14,0 mph	580 m	85,1°
21	19:40:23	118 m	0,04 mph	579 m	6,1°

- 1.12.2. El Manual del Usuario de la aeronave, Sección I “Lista de comprobación de operación”, título despegue, expone:
- 1.12.2.1. Despegue (pág. 1-3):
- Despegue normal:
- 1) Flaps – arriba.
 - 2) Aire caliente al carburador – frío.
 - 3) Potencia – todo el acelerador y 2.600 rpm.

- 4) Control de elevador – elevar la rueda de nariz a 60 mph.
- 5) Velocidad de ascenso – 90 mph hasta estar libre de obstáculos, a continuación, establecer la velocidad de ascenso, como se muestra en "ASCENSO NORMAL".

Despegue de máximo rendimiento:

- 1) Flaps – 20°.
- 2) Aire caliente al carburador – frío.
- 3) Frenos – aplicar.
- 4) Potencia – todo el acelerador y 2.600 rpm.
- 5) Frenos – liberar.
- 6) Control de elevador – mantener levemente la cola con una baja actitud.
- 7) Velocidad de ascenso – 61 mph hasta que esté libre de obstáculos, a continuación, establecer la velocidad de ascenso, como se muestra en "MÁXIMO RENDIMIENTO DE ASCENSO".
- 8) Flaps – subir después de estar libre de obstáculos.

1.12.3. El Manual del Usuario de la aeronave, Sección II *"Descripción y detalles de operación"*, título despegue, expone:

1.12.3.1. Despegue (pág. 2-8): *"...Los despegues normales se realizan con los flaps arriba, flaps de refrigeración abiertos, el acelerador a fondo y 2.600 rpm, reducir poder de 23 pulgadas del colector de presión y 2.450 rpm, tan pronto como sea posible para minimizar el desgaste del motor.*

El uso de 20° de flaps reduce el recorrido en tierra y la distancia total por encima del obstáculo en aproximadamente un 20 por ciento. Los despegues en terrenos blandos se realizan con 20° de flaps para levantar la aeronave fuera de la tierra tan pronto como sea posible, en una actitud con la cola un poco baja. Sin embargo, el avión debe ser nivelado inmediatamente para acelerar a una velocidad de ascenso segura.

1.12.3.2. Pérdida (Stall) (pág. 2-11)

"Las características de pérdida son convencionales y la alerta sonora es proporcionada por una bocina de aviso de pérdida que suena entre 5 y 10 mph por encima de la pérdida en todas las configuraciones."

- 1.12.4. El Manual del Usuario de la aeronave, Sección V “*Datos de Operación*”, título Velocidad de Stall, sin potencia (pág. 5-2), expone:

Peso bruto 2.800 lb	Ángulo de banqueo
Configuración	0°
FLAPS ARRIBA	64 mph
FLAPS 20°	57 mph
FLAPS 40°	55 mph

NOTA: Las velocidades antes detalladas, se utilizarán de referencia, toda vez que son las únicas velocidades de pérdida (Stall), consideradas por el Manual del usuario de la aeronave.

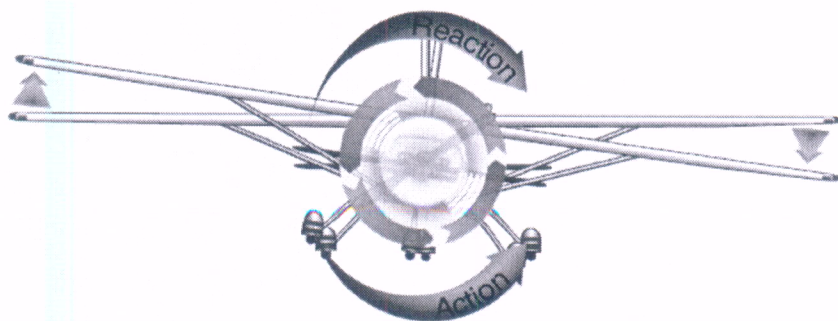
- 1.12.5. El Manual para pilotos, de la Federal Aviation Administration (FAA), en su Capítulo 4 “Aerodinámica del vuelo”, establece en sus Títulos:

1.12.5.1. Pérdida (Stall)

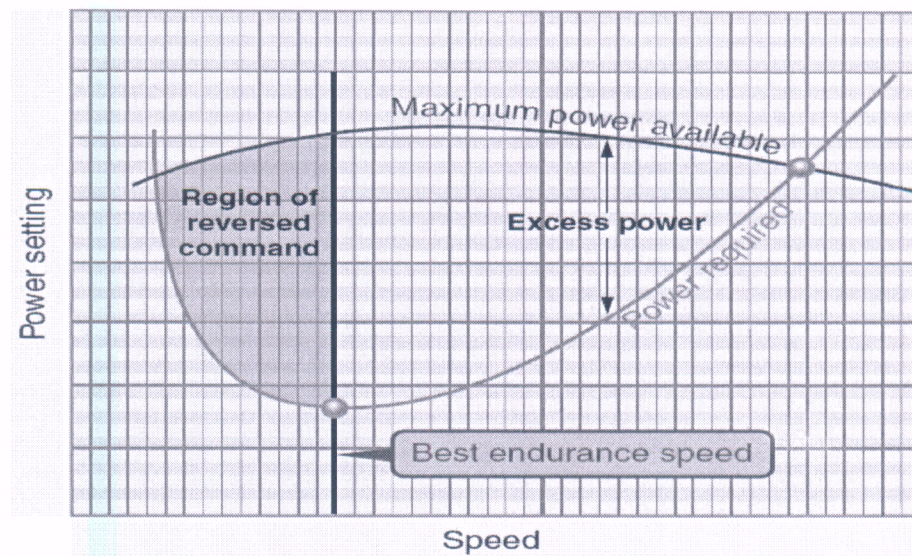
“La pérdida de sustentación de la aeronave se produce por una rápida disminución de la sustentación causada por la separación del flujo de aire de la superficie del ala, provocados por exceder el ángulo de ataque crítico. Una pérdida puede ocurrir a cualquier actitud de cabeceo o velocidad. Las pérdidas son una de las zonas más incomprendidas de la aerodinámica, ya que los pilotos a menudo creen que un perfil aerodinámico deja de producir la sustentación cuando entra en pérdida. En una pérdida, el ala no ha dejado totalmente de producir sustentación. Por el contrario, no puede generar la sustentación adecuada para mantener el nivel de vuelo...”

1.12.5.2. Efecto Torque

“... A medida que las partes internas del motor y la hélice giran en una dirección, una fuerza igual está tratando de girar la aeronave en la dirección opuesta.



- 1.12.5.3. Los siguientes efectos: Tirabuzón (Corkscrew Effect), Acción giroscópica y Carga asimétrica de la hélice (P-Factor), que generan una desviación a la izquierda por giñada y/o roll, se encuentran descritos en el anexo D, “Efectos Aerodinámicos”.
- 1.12.6. El Manual para pilotos, de la Federal Aviation Administration (FAA), en su Capítulo 10 “Performance de la Aeronave”, Título “**Región de Comando Reverso**”, dice:
“... El vuelo en la región de comando reverso significa que los vuelos con una velocidad superior requieren un ajuste de potencia más bajo y que los vuelos con una baja velocidad requieren un ajuste de potencia más alto, para mantener la altitud...”
“...Si durante un suave despegue y ascenso, por ejemplo, el piloto intenta salir del efecto suelo sin alcanzar primero la actitud de ascenso normal y la velocidad aérea, el avión puede inadvertidamente entrar en la región de comando reverso a una altura peligrosamente baja. Incluso con toda la potencia, el avión puede ser incapaz de subir o incluso mantener la altitud. El único recurso del piloto en esta situación es bajar la actitud de cabeceo, con el fin de aumentar la velocidad del aire, lo que inevitablemente resultará en una pérdida de altitud...” Figura 10-13. Curva de potencia requerida.



1.1. **RELATOS**

1.1.1. **Relato del piloto al mando**

El piloto al mando manifestó que el día del accidente realizó el chequeo de pre vuelo de forma completa punto por punto, posteriormente sacó manualmente la aeronave desde el hangar, dejándola en el cabecal de la pista 02, lugar en que la puso en marcha para trasladarse carreteando hasta el cabecal norte. Una vez en el cabecal norte orientó la aeronave hacia el sur, haciendo la prueba de motor completa conforme a la lista de chequeo, sin detectar ninguna anomalía.

Al iniciar la carrera de despegue, aproximadamente en la mitad de la pista, el piloto al mando despegó y segundos después sintió una falla de potencia, girándose el avión hacia la izquierda (Este), terminando estrellado en unos arbustos.

El piloto al mando manifestó que las condiciones meteorológicas al momento del despegue eran de visibilidad ilimitada, viento de 6 nudos desde el sur y estimó 25° C de temperatura.

Respecto de la carga de la aeronave manifestó que eran aproximadamente 120 kilos (280 libras) distribuidos entre los asientos traseros y el compartimiento de carga, además el piloto de 83 kg (xxx libras) y el pasajero 110 kg (xxxx libras).

El combustible fue medido manualmente por el piloto al mando durante el pre vuelo, manifestando que el estanque izquierdo mantenía un 50% del total de su capacidad y el estanque derecho un 60% del total de su capacidad.

Ante las preguntas del Investigador Encargado, el piloto al mando manifestó que durante el pre vuelo todo fue normal, que el motor encendió en el primer intento después de 3 o 4 vueltas de la hélice. Durante el carreteo por la pista desde el cabecal 02 al 20, no notó nada fuera de lo normal y al hacer la prueba de potencia de motor todos los parámetros fueron normales y estaban en rango verde, probó los magnetos que cayeron 60 rpm cada uno, al hacer la prueba de cambio de paso de la hélice encontró todo normal, realizándola 2 veces para dejarla en paso fino. Configuró los flaps de la aeronave entre 10° y 15°, procediendo a despegar, manifestando que durante la carrera de despegue rotó la aeronave con una velocidad indicada de aproximadamente 55 mph y que habría sufrido una posible falla de potencia, identificándola por la pérdida de ascenso en el despegue, al encontrarse entre 5 a 10 metros de altura, momento en el cual se activó la alarma de stall de la aeronave, guiñándose a la izquierda y perdiendo el piloto el control del avión.

1.1.2. Relato del Pasajero

El pasajero manifestó que llegó al hangar de la aeronave, junto al piloto al mando aproximadamente a las 16:00 hora local, presenciando como el piloto al mando realizó el pre vuelo de la aeronave, observando que verificó la cantidad y condición del combustible y aceite, como drenó los estanques de cada ala y del filtro de combustible del motor y retiró el tubo cubre pitot. Luego de esto sacaron la aeronave del hangar utilizando la garra de arrastre, posicionándola orientada al norte y una vez retirada la garra abordó junto al piloto la aeronave. El pasajero manifestó que el cataviento mostraba una pequeña brisa proveniente desde el sur. Observó que el piloto realizó un chequeo tranquilo, metódico y minucioso, como acostumbraba a verlo, leyendo paso a paso la lista de chequeo. El piloto al mando encendió el motor de la aeronave y la trasladó hasta el cabezal norte, lugar en el cual la posicionó orientada hacia el sur para el despegue, aplicó freno y realizó el chequeo del motor y de los instrumentos manifestando que todo estaba ok y sin observaciones. En consecuencia, procedió a realizar el despegue, el pasajero manifestó que durante la carrera de despegue iba todo normal hasta el momento en que el avión se estaba separando del suelo, a aproximadamente unos 20 metros de altura, momento en que percibió una notoria pérdida de potencia, sonó el pito de stall, girando la aeronave bruscamente a la izquierda, precipitándose a tierra, chocando con el ala izquierda en un árbol, lo que hizo girar y caer hasta impactar el suelo con la zona posterior de la aeronave. Luego al accidente verificó que se encontraran bien y sin lesiones, saliendo junto al piloto por sus propios medios.

1.1.3. Relato del Testigo

El testigo manifestó que abrió el hangar mientras el piloto al mando chequeaba el nivel de combustible y lo drenaba sin observaciones, posteriormente sacaron la aeronave y observó como hacía el chequeo de pre vuelo. Cuando iban a poner en marcha le dio una señal desde afuera, avisando que el perímetro estaba libre de personas y animales, después de esto encendió el motor y comenzó a trasladarse hacia el norte para el despegue. Una vez en el final de la pista vio como le hacían otros chequeos a la aeronave, moviendo los alerones y escuchando que aceleraban, percibió todo normal, igual que las veces anteriores, manifestando que acompaña y ve la operación del avión desde el año 1996.

Cuando la aeronave realizó la carrera de despegue escuchó y vio todo normal, hasta que el avión despegó y se cargó de inmediato a la izquierda, virando hacia la izquierda a baja altura, escuchando los impactos de la aeronave contra los árboles y finalmente un gran golpe, como una explosión, dirigiéndose al lugar para ayudar.

Al ser consultado por el investigador, manifestó que durante el despegue se encontraba parado junto al hangar mirando, al momento del accidente corrió hasta la posición final para ayudar, observando que el pasajero se estaba bajando del avión manifestando que estaba bien y el piloto estaba aún en su asiento. El testigo manifestó que le preguntó al piloto si había cortado la llave de contacto de la aeronave, ante lo cual el piloto con su mano izquierda giró la llave y la sacó, sin hacer, ni mover nada más. Después de lo anterior y una vez que el piloto y pasajero estaban fuera del avión, manifestó que nadie ingresó a la cabina ni movió nada.

Nota: Todos los relatos forman parte del expediente de la Investigación.

2. ANÁLISIS

- 2.1. El piloto al mando tenía su licencia de vuelo vigente y estaba habilitado para volar la aeronave.
 - 2.2. La aeronave tenía su documentación reglamentaria vigente al momento del accidente, por lo que podía realizar el vuelo.
 - 2.3. El mantenimiento de la aeronave se realizaba de acuerdo a la normativa aeronáutica, en un centro de mantenimiento aeronáutico autorizado y habilitado. Además, el análisis de los registros de mantenimiento, sumado a lo verificado durante las inspecciones, permitiría descartar una falla técnico-mecánico, que hubiese causado o contribuido a la ocurrencia del suceso.
 - 2.4. Los daños observados en las dos palas de la hélice, son típicos de impactos con alta potencia, lo que indicaría que el motor estaba funcionando al momento del impacto.
 - 2.5. El registro del GPSMAP entre los puntos 16 y 17, permiten observar que la aeronave habría despegado con una velocidad terrestre de 48,6 mph y al sumarle la velocidad del viento de frente estimada por el piloto en su relato, concuerda con la velocidad de rotación declarada por éste, de 55 mph de velocidad indicada.
 - 2.6. El manual de la aeronave establece dos procedimientos de despegue, el despegue normal con flaps arriba y una velocidad de rotación de 60 mph, y el despegue de máxima performance con 20° de flaps y una velocidad de 61 mph hasta estar libre de
-

obstáculos. En conformidad a las inspecciones y lo relatado por el piloto al mando, el procedimiento de despegue utilizado no coincide con ninguno de los dos procedimientos antes mencionados, toda vez, que la configuración que tenía la aeronave era de 15° de flaps y que habría rotado a una velocidad de 55 mph.

2.7. La velocidad de 55 mph habría sido insuficiente para realizar el despegue, mantener el vuelo y el ascenso normal, perdiendo la sustentación (stall), descendiendo hasta estrellarse. Lo anterior queda avalado por la activación de la alarma de stall, declarada por el piloto y pasajero.

2.8. Lo anterior es concordante con que al estar la aeronave en la región de comando reverso con un alto ángulo de ataque, baja velocidad y altura, habrían provocado que la aeronave no consiguiera mantener el vuelo, ni el ascenso esperado, quedando el avión fuera del control del piloto al mando, derivando hacia la izquierda a causa de los efectos de la potencia del motor en la hélice, estrellándose contra el terreno.

2.9. Las condiciones meteorológicas no habrían afectado a la aeronave durante el despegue.

2.10. A consecuencia del impacto, el piloto y pasajero resultaron ilesos.

2.11. Todos los daños encontrados en la aeronave fueron producto del accidente y son concordantes con la dinámica del impacto.

3. CONCLUSIONES

3.1. El piloto al mando tenía su licencia de vuelo vigente y se encontraba habilitado para operar la aeronave.

3.2. La aeronave tenía su certificado de aeronavegabilidad vigente y su mantenimiento se realizaba de acuerdo a la normativa aeronáutica.

3.3. En conformidad a los registros de mantenimiento e inspecciones, la aeronave habría funcionado normalmente, descartando así una falla técnico-mecánica que hubiese causado o contribuido a la ocurrencia del accidente.

3.4. Las condiciones meteorológicas, no fueron causa ni contribuyeron al accidente.

3.5. El procedimiento de despegue con 15° de flaps y una velocidad de rotación de 55 mph utilizado, no coincide con los procedimientos de despegue normal ni de máxima performance mencionados en el manual de vuelo.

3.6. Durante la rotación para el despegue, la aeronave se encontraba en la región de comando reverso con un alto ángulo de ataque, baja velocidad y altura, para mantener

el vuelo y ascender normalmente, perdiendo la sustentación (stall), derivando hacia la izquierda a causa de los efecto de la potencia del motor en la hélice, descendiendo hasta estrellarse.

- 3.7. A consecuencia del impacto, el piloto y pasajero resultaron ilesos.
- 3.8. Todos los daños encontrados en la aeronave fueron producto del accidente y concordantes con la dinámica del impacto.

4. **CAUSA**

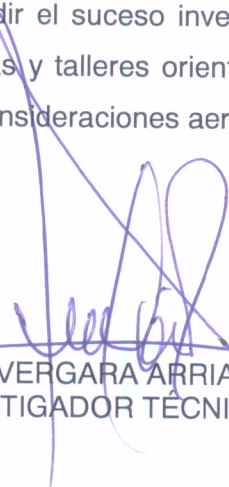
- 4.1. La causa más probable del accidente, fue que durante la rotación, la aeronave tenía una velocidad insuficiente para el despegue, mantener el vuelo y el ascenso normal, perdiendo la sustentación (stall) y descendiendo hasta estrellarse.

5. **FACTORES CONTRIBUYENTES**

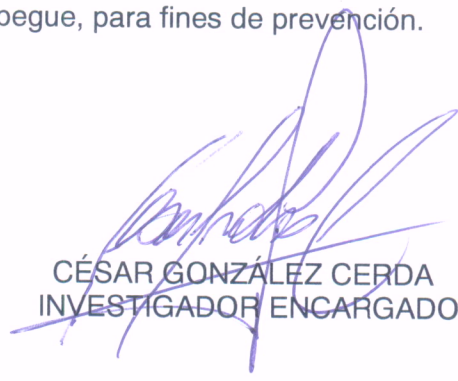
- 5.1 Vuelo en la región de comando reverso con un alto ángulo de ataque, a baja velocidad y altura.
- 5.2 Utilizar, para el despegue, una configuración del avión distinta a las consideradas en el Manual de Vuelo.

6. **RECOMENDACIONES**

- 6.1. Difundir el suceso investigado a través de la página Web de la DGAC e incluirlo en charlas y talleres orientados a pilotos que operen este tipo de aeronaves, resaltando las consideraciones aerodinámicas del despegue, para fines de prevención.



CARLOS VERGARA ARRIAGADA
INVESTIGADOR TÉCNICO



CÉSAR GONZÁLEZ CERDA
INVESTIGADOR ENCARGADO

ANEXOS

Anexo A, Set Fotográfico.
Anexo B, Informe Técnico.
Anexo C, Informe Meteorológico.
Anexo D, Efectos Aerodinámicos.

DISTRIBUCIÓN

EJ N° 1 DGAC., DPA, Expediente 1739CG.
