

MAUT-8.0-12-028



INFORME FINAL

ACCIDENTE

COL-22-10-DIACC

Pérdida de control en tierra y excursión de Pista

LOG-G, RE

Merlín SA 226-AT

Matrícula HK-5225

16 febrero de 2022

Aeródromo Gustavo Rojas Pinilla, San Andrés - Colombia



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

ADVERTENCIA

El presente Informe Final refleja los resultados de la investigación técnica adelantada por la Autoridad AIG de Colombia – Dirección Técnica de Investigación de Accidentes, DIACC, en relación con el evento que se investiga, a fin de determinar las causas probables y los factores contribuyentes que lo produjeron. Así mismo, formula recomendaciones de seguridad operacional con el fin de prevenir la repetición de eventos similares y mejorar, en general, la seguridad operacional.

De conformidad con lo establecido en la Parte 114 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 114, y en el Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional, OACI, *“El único objetivo de las investigaciones de accidentes o incidentes será la prevención de futuros accidentes o incidentes. El propósito de esta actividad no es determinar culpa o responsabilidad”*.

Por lo tanto, ningún contenido de este Informe Final, y en particular las conclusiones, las causas probables, los factores contribuyentes y las recomendaciones de seguridad operacional tienen el propósito de señalar culpa o responsabilidad.

Consecuentemente, el uso que se haga de este Informe Final para cualquier propósito distinto al de la prevención de futuros accidentes e incidentes aéreos, y especialmente para fines legales o jurídicos, es contrario a los propósitos de la seguridad operacional y puede constituir un riesgo para la seguridad de las operaciones.

CONTENIDO

SIGLAS	5
SINOPSIS	6
RESUMEN	6
1. INFORMACIÓN FACTUAL	8
1.1 Reseña del vuelo	8
1.2 Lesiones personales.....	11
1.3 Daños sufridos por la aeronave	11
1.3.1 Daños en la sección de nariz.....	11
1.3.2 Daños en el fuselaje.....	12
1.3.3 Otros daños en la aeronave.....	13
1.4 Otros daños.....	13
1.5 Información personal	14
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento.....	15
1.6.1 Aeronave	15
1.6.2 Motores.....	16
Posición No. 1	16
Posición No. 2	17
1.6.3 Hélices	17
Posición No. 1	17
Posición No. 2	18
1.7 Información Meteorológica	18
1.8 Ayudas para la Navegación	18
1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo	18
1.10 Información del Aeródromo	18
1.10.1 Características física de la pista	19
1.11 Registradores de Vuelo	20
1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto	20
1.13 Incendio.....	21
1.14 Aspectos de supervivencia.....	21
1.15 Ensayos e investigaciones	21
1.16 Información orgánica y de dirección	21

1.17	Información adicional.....	22
1.17.1	Sistema de Control direccional	22
1.17.2	Control direccional en aviones pequeños.....	22
1.17.3	Control direccional de aviones grandes	23
1.17.4	Shimmy damper	26
1.17.5	Amortiguador de dirección “steering damper”	27
1.17.6	Amortiguador tipo pistón “piston type”	27
1.17.7	Amortiguador tipo vena “Vent type”	28
1.18	Técnicas útiles o eficaces de investigación	28
2.	ANÁLISIS	29
2.1	Análisis del control de combustible del motor No. 2.....	29
2.2	Chequeo del sistema de control direccional, <i>nose wheel steering</i>	29
2.3	Análisis de la velocidad de taxeo	30
2.3.1	Velocidad de taxeo.....	30
2.3.2	Velocidad inicial de taxeo.....	30
2.3.3	Cálculo de la aceleración	31
2.3.4	Cálculo de la velocidad en el momento del impacto con el muro.....	31
2.3.5	Análisis de la distancia de frenado.	32
2.4	Factores operacionales	34
2.5	Factores organizacionales.....	34
3.	CONCLUSIÓN.....	35
3.1	Conclusiones	35
3.2	Causa probable.....	36
3.3	Factores Contribuyentes	36
3.4	Taxonomía OACI	37
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	38

SIGLAS

CRM	Gestión de Recursos de Cabina.
DIACC	Dirección Técnica de Investigación de Accidentes – Autoridad AIG Colombia.
GPS	Sistema de Posicionamiento Global.
HL	Hora Local.
NTSB	National Transportation Safety Board – Autoridad AIG de EE. UU.
NWS	Nose wheel steering - Control direccional de la rueda de nariz.
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional.
PAE	Plan de Acción de Emergencia
PCA	Piloto Comercial de Avión.
POH	Manual de Operaciones del Piloto.
SEI	Servicio de salvamento y extinción de incendios en aeronaves.

SINOPSIS

Aeronave:	Merlín SA-226-AT
Fecha y hora del Accidente:	16 de febrero de 2022, 15:12 HL
Lugar del Accidente:	Aeropuerto Gustavo Rojas Pinilla, San Andrés Isla.
Coordenadas:	N 12°34'59" – O 81°42'39"
Tipo de Operación:	Trabajos Aéreos Especiales – Ambulancia Aérea
Número de ocupantes:	06 (02 Pilotos, 4 Pasajeros)
Taxonomía OACI:	LOG-G: Pérdida de control en tierra RE: Excursión de pista

RESUMEN

El 16 de febrero de 2022, la aeronave HK-5225 fue programada para realizar 2 vuelos de traslado como ambulancia aérea, cumpliendo su primer vuelo desde el aeropuerto Ernesto Cortissoz (SKBQ), de Barranquilla, al aeropuerto Gustavo Rojas Pinilla (SKSP), en la isla de San Andrés, sin novedad

Para el vuelo de regreso, la aeronave transportaría un paciente desde San Andrés a Medellín (SKMD), con los dos tripulantes y cuatro (4) pasajeros; la aeronave rodó por la calle de rodaje Bravo, a la pista principal, en dirección a la cabecera 06.

Después de haber recorrido alrededor de 200 m por la pista, como consecuencia de la alta velocidad de taxeo, la tripulación perdió en control direccional de la aeronave que cambió su trayectoria hacia el costado izquierdo. La tripulación intentó mantener la aeronave dentro de la pista, sin resultados. Y la aeronave abandonó la pista, por el costado izquierdo, hacia la zona de seguridad.

Una vez la aeronave se encontraba en la zona de seguridad, la tripulación intento frenar, con resultados negativos, ya que la acción de frenado se neutralizó por la superficie de pasto la cual que disminuyó sustancialmente la fricción de la rueda con la superficie.

La nariz de la aeronave golpeó fuertemente contra el muro de cerramiento del aeródromo, terminando con daños sustanciales, principalmente en la zona de nariz.

Una vez detenida la aeronave, la tripulación cumplió con las listas de chequeo, desactivó los sistemas de la aeronave y dirigió la evacuación de los ocupantes, sin presentar lesiones.

La aeronave resultó con daños sustanciales.

Causa probable

Excursión de pista, como consecuencia de la pérdida de control direccional de la aeronave, al excederse la velocidad máxima de taxeo permitida por el fabricante de la aeronave.

Factores Contribuyentes

- Posible equivocado uso del sistema de control de dirección de la rueda de nariz, nose wheel steering, por parte de la tripulación al utilizarlo por encima de la velocidad permitida, dificultando el control direccional.
- Falta de estandarización de los procedimientos de operación de la empresa, al carecer de políticas y procedimientos propios para el taxeo.
- Probable presión autoimpuesta por parte de la tripulación, por su deseo de dar cumplimiento a la operación programada.
- Exceso de confianza, complacencia, pérdida de conciencia situacional, e inadecuada aplicación de CRM por parte de la tripulación, durante una operación normal de la aeronave, que, aparentemente, estaba exenta de peligros.

La investigación emitió tres (3) recomendaciones de seguridad operacional

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Reseña del vuelo

El 16 de febrero de 2022, la aeronave HK-5225 fue programada, para realizar 2 vuelos de traslado como ambulancia aérea, cumpliendo su primer vuelo desde el aeropuerto Ernesto Cortizos (SKBQ) ubicado en la ciudad de Barranquilla hacia el aeropuerto Gustavo Rojas Pinilla (SKSP), ubicado en la Isla de San Andrés, vuelo que se realizó sin novedad.

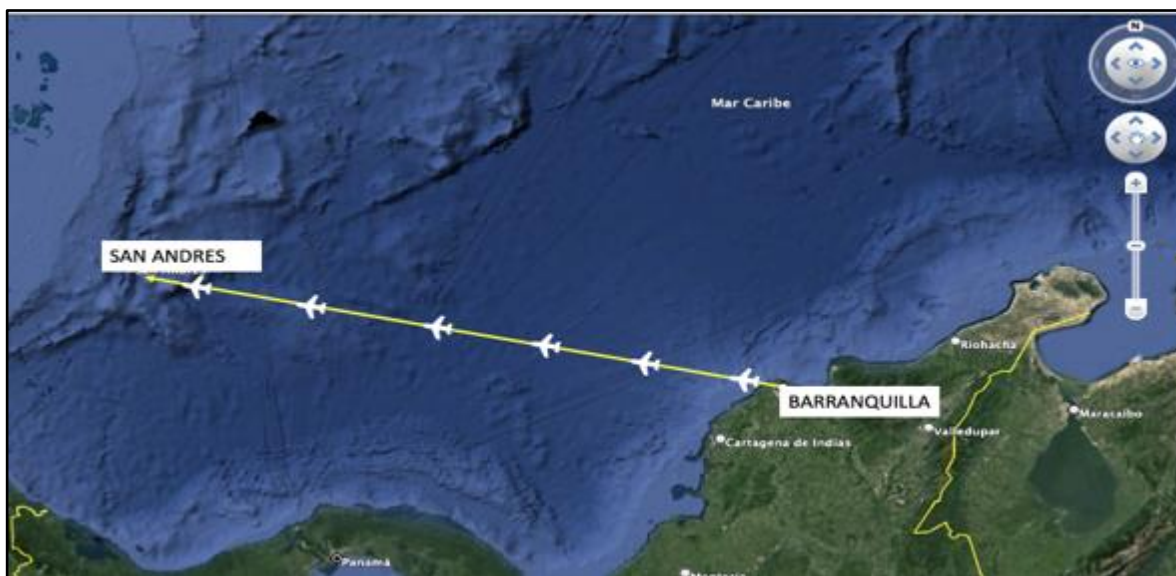


Figura No. 1: Trayecto del primer vuelo.

En el segundo vuelo se trasladaría un paciente desde el aeropuerto de San Andrés (SKSP) al aeropuerto Enrique Olaya Herrera (SKMD) el cual sirve a la ciudad de Medellín. La aeronave estuvo lista para iniciar el rodaje a la cabecera 06 a las 15:00 HL.

La tripulación solicitó autorización a la Torre de Control, para rodar a la posición 06 vía la calle de rodaje Bravo. La aeronave inició el rodaje e ingresó a la pista para dirigirse a la posición 06.

Cuando había recorrido aproximadamente 200 metros, se presentó un cambio brusco en la trayectoria de la aeronave hacia el costado izquierdo del eje central de la pista. La tripulación intentó mantener la aeronave dentro de la pista, sin resultados, y la aeronave, abandonó la pista hacia la zona de seguridad.

La tripulación intentó utilizar el sistema de frenos; sin embargo, estos no fueron efectivos debido a la poca tracción de las ruedas de la aeronave con la superficie de pasto en la zona de seguridad. La aeronave continuó con el desplazamiento hacia la izquierda, aumentando su ángulo de desviación, hasta que la nariz golpeó con el muro de cemento que sirve de límite entre el aeródromo y la zona urbana.

En ese punto se detuvo. La tripulación cumplió con las listas de chequeo, desactivó todos los sistemas de la aeronave y dirigió la evacuación de los ocupantes, que resultaron ilesos.

El PAE aeródromo se activó. El SEI del aeródromo acudió al sitio, aseguró el área y los ocupantes fueron trasladados a Sanidad Aeroportuaria para su evaluación.

No se presentó fuego antes ni después del evento. La aeronave resultó con daños sustanciales, y quedó ubicada en el margen externo de la zona de seguridad, en las coordenadas N 12°34'59" – W 081°42'39" con un rumbo final de 149°, a una elevación 10 m.

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Dirección Técnica de Investigación de Accidentes – DIACC) fue alertada del accidente por medio de la Oficina de Seguridad Operacional de la empresa, y se dispuso el desplazamiento de un investigador, quien llegó al sitio dos días después del evento, por dificultades de acceso por vía aérea.

Siguiendo los protocolos del Anexo 13 de OACI y del RAC 114, el evento fue notificado a la National Transportation Safety Board (NTSB), de los Estados Unidos, como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave Swearingen Merlin SA 226-AT.



Fotografía No. 1: Ubicación final de la aeronave HK5225 (No a escala).



Fotografía No. 2: Posición final de la aeronave HK5225.



Fotografía No. 3: Detalle del impacto con el muro perimetral.



Fotografía No. 4: Daños sufridos en la sección de nariz por la aeronave HK5225.

1.2 Lesiones personales

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	2	4	6	-
TOTAL	2	4	6	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

1.3.1 Daños en la sección de nariz

La aeronave sufrió daños sustanciales, en la sección de nariz, quedando destruida la cúpula de radar, afectándose estructuralmente el formado y algunos soportes de la antena.

La concentración de esfuerzos a causa del golpe contra la estructura de cemento se hizo, más evidente en la zona izquierda del fuselaje delantero; comprometiendo estructuralmente un formador y gran parte de piel.



Fotografía No. 5: Daños de la cúpula radar del HK5225.

1.3.2 Daños en el fuselaje

El daño más importante se concentró entre las estaciones del fuselaje 6.931 y 7.938, con un área de afectación de 24" y 1/8".

Aquí se presentó deformación plástica de la piel y rupturas en los formadores de la estructura; al ser un fuselaje de tipo semimonocoque, esta estructura se considera como estructura primaria.



Fotografía No. 6: Daños fuselaje izquierdo del HK5225.

1.3.3 Otros daños en la aeronave

Desprendimiento del tubo Pitot desde su base; además de algunas abolladuras adyacentes a la estructura principal de este sensor.

Dentro de la inspección general realizada a la aeronave no se encontraron más daños en el fuselaje inferior ni en el anidamiento del tren de nariz.



Fotografía No. 7: Desprendimiento tubo pitot.

1.4 Otros daños

Como consecuencia de la salida de pista de la aeronave por el costado izquierdo, y su impacto contra el muro perimetral del aeródromo, se ocasionó la fractura y caída de la estructura de cemento, creando un agujero de un área aproximada de 2 m², y el debilitamiento de las zonas adyacentes.

Como consecuencia de la acción de frenado que realizó la aeronave durante la excursión de pista se vio afectada una pequeña superficie de pasto de la zona de seguridad, al levantarse de sus cimientos originales.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Fotografía No. 8: Daños ocasionados al muro perimetral del aeródromo.

1.5 Información personal

Piloto

Edad:	54 años
Licencia:	PCA (Piloto comercial de avión).
Certificado médico:	Vigente, de primera clase.
Equipos volados como piloto:	Turbo Commander AC690, Beech Aircraft C90, Piper PA 31 Navajo, Cessna 414, Swearingen SA 226 AT.
Último chequeo en el equipo:	18 de abril de 2021
Total horas de vuelo:	6722:30 horas
Total horas en el equipo:	429:15 horas
Horas de vuelo últimos 90 días:	66.5 horas
Horas de vuelo últimos 30 días:	24:15 horas
Horas de vuelo últimos 03 días:	05:05 horas
Horas de vuelo últimas 24 horas:	05:05 horas

De acuerdo con inspección documental, el Piloto realizó curso de Mercancías Peligrosas el 30 de septiembre de 2019. Curso de repaso CRM, el 23 de marzo de 2019 y Curso de entrenamiento en ambulancias aéreas para tripulación de vuelo y aeromédico el 17 de agosto de 2019.

El certificado de medico de Piloto se encontró vigente para el día del accidente sin restricciones. Y tenía un contrato de trabajo por Prestación de Servicios con el dueño de la aeronave, vigente, desde el 01 de febrero del año 2018.

Copiloto

Edad:	54 años
Licencia:	PCA (Piloto comercial de avión).
Certificado médico:	Vigente, hasta 17 de febrero de 2022
Equipos volados como piloto:	Swearingn 226 AT
Último chequeo en el equipo:	08 de abril de 2021
Total horas de vuelo:	553:10 h horas
Total horas en el equipo:	325,50 h horas
Horas de vuelo últimos 90 días:	47,5 h horas
Horas de vuelo últimos 30 días:	24:15 horas
Horas de vuelo últimos 03 días:	03:05 horas
Horas de vuelo últimas 24 horas:	05:05 horas

De acuerdo con inspección documental, el Copiloto realizo curso de mercancías peligrosas el 30 de octubre de 2021, Curso de repaso CRM, el 23 de febrero de 2021 y Curso de entrenamiento en ambulancias aéreas para tripulación de vuelo y aeromédico el 17 de septiembre de 2021.

El certificado de medico de Copiloto se encontró vigente para el día del accidente, sin restricciones.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

1.6.1 Aeronave

Marca:	Swearingn
Modelo:	SA 226-AT
Serie:	AT-032
Año de fabricación:	1.974
Matrícula:	HK-5225
Certificado aeronavegabilidad:	0005383
Certificado de matrícula:	R0009773
Fecha de fabricación:	1974
Fecha último servicio:	24 de septiembre de 2021

Total horas de vuelo: 15587:45

Total ciclos de vuelo: Desconocidos

Los ciclos de la aeronave son desconocidos, ya por el tipo de operación y registros de mantenimiento, el control de vida de la aeronave se hace utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que, para el 24 de septiembre de 2021, le realizaron un servicio de 100 horas al avión; este servicio fue ejecutado por la organización de mantenimiento de la empresa, aprobada por la Autoridad de Aviación de Colombia.

Se encontró que el grupo de mantenimiento que realizó el servicio a la aeronave contaba con el entrenamiento básico, recurrente y adoctrinamiento en el equipo, y con sus licencias vigentes, cumpliendo con las atribuciones autorizadas para el momento de la inspección.

Dentro de las acciones de mantenimiento realizadas a la aeronave, se identificó el cumplimiento de un servicio de 200 horas, con algunas tareas del servicio A y 2A, con las siguientes acciones:

- Inspecciones a ventanillas por daños y fisuras.
- Correcta operación al mecanismo de liberación por emergencia.
- Inspección y lubricación para todas las superficies primarias y secundarias de la aeronave.
- Inspección por condición y correcta operación a los pedales del timón de dirección.
- Inspección al bastón de mando, tubo de torque, y conexiones por correcta alineación, fisuras, libre movimiento y seguridad.
- Inspección a la palanca de movimiento de los flaps, por libre movimiento, correcto ajuste y seguridad.
- Inspección a controles de motor por condición, correcto ajuste y libre movimiento.

1.6.2 Motores

Posición No. 1

Marca: Honeywell

Modelo: TPE 331-10UA-511G

Serie: P-54147

Total horas de vuelo: 5.423:34 horas

Total ciclos de vuelo: Desconocidos

Total horas D.U.R.G: 2234:00 horas

Fecha último servicio: 24 de septiembre de 2022

Posición No. 2

Marca:	Honeywell
Modelo:	TPE 331-10UA-511G
Serie:	P-54147
Total horas de vuelo:	5.423:34 horas
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos
Total horas D.U.R.G:	2234:00 horas
Fecha último servicio:	24 de septiembre de 2022

Los ciclos de los motores son desconocidos, ya por el tipo de operación y registros de mantenimiento, su control de vida y el de sus componentes se hicieron utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que, para el 24 de septiembre de 2021, le realizaron un servicio de 100 horas a las dos plantas motrices; este servicio fue ejecutado por el equipo de mantenimiento de la empresa.

Dentro de las acciones de mantenimiento realizadas al motor, se identificó el cumplimiento de un servicio de 100 horas, con las siguientes acciones:

- Inspección general a las plantas motrices y sus componentes.
- Remoción e inspección al filtro principal de aceite por presencia de limallas.
- Remoción e inspección al tapón de recolección de aceite cárter; se inspeccionó el aceite por condición general, olor, y características físicas, de acuerdo con lo descrito por el manual del fabricante de los motores.
- Inspección al sistema de admisión y combustible, por obstrucciones y objetos extraños en la entrada de los carburadores.
- Inspección general al sistema de presión de combustible por correcta función y operación.

1.6.3 Hélices

Posición No. 1

Marca:	Hartzell
Modelo:	HC-B3TN-5G
Serie:	BVA-7947
Total horas de vuelo:	6.324:23 horas
Total ciclos de vuelo:	Desconocidos

Total horas DURG: 1.232:45 horas
Fecha último servicio: 28 de octubre 2020

Posición No. 2

Marca: Hartzell
Modelo: HC-B3TN-5G
Serie: BVA-6262
Total horas de vuelo: 6.525:12 horas
Total ciclos de vuelo: Desconocidos
Total horas DURG: 1354:57 horas
Fecha último servicio: 28 de octubre de 2020

Los ciclos de las hélices son desconocidos, ya por el tipo de operación y registros de mantenimiento, su control de vida se hizo utilizando las horas voladas.

De acuerdo con la inspección que se realizó a los documentos de mantenimiento, se encontró que, para el 25 de octubre de 2020, le realizaron un servicio de 100 horas a las hélices; este servicio fue ejecutado por el equipo de mantenimiento de la empresa.

Se encontró el cumplimiento de las siguientes tareas de mantenimiento:

- Correcta operación del gobernador de las hélices.
- Correcta operación para el abanderamiento de las hélices.

1.7 Información Meteorológica

Las condiciones meteorológicas eran visuales, y no fueron un factor que contribuyente para el accidente.

1.8 Ayudas para la Navegación

No fueron un factor contribuyente para el accidente.

1.9 Comunicaciones y Tránsito Aéreo

La aeronave HK-5225, estuvo en comunicación con la Torre de Control del aeródromo Gustavo Rojas Pinilla, en frecuencia 118.1 Mhz, cumpliendo con los protocolos de comunicación, para autorización y el rodaje de la aeronave, en plataforma, hacia el punto de espera.

1.10 Información del Aeródromo

El aeropuerto Gustavo Rojas Pinilla, sirve al archipiélago de San Andrés, y cumple con las siguientes características:

2	Dirección y Distancia de la Ciudad	1.4 KM
	<i>Direction and distance from (city)</i>	
3	Elevación / Temperatura de Referencia	Elev: 18 FT (5 M) / T: 30° C
	<i>Elevation/Reference temperature</i>	
4	Ondulación Geoidal en PSN ELEV AD	NIL
	<i>Geoid Undulation at AD ELEV PSN</i>	
5	Declinación Magnética / Año (cambio anual)	4° W (2021)/0°8"W
	<i>Magnetic Variation / Year (annual change)</i>	
6	Administración del aeródromo <i>AD Administration</i>	Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil
	Dirección <i>Address</i>	Aeropuerto Internacional Gustavo Rojas Pinilla
	Teléfono <i>Telephone number</i>	+57 60 (8) 5123415 +57 60 (8) 5129123 - TWR +57 60 (8) 5125386 +57 60 (8) 5127316 - ARO +57 60 (8) 5127317
	WEBSITE / Email address	NIL
	AFS address	SKSPYDYA - SKSPYDYX

Imagen No. 1: Características del aeródromo Gustavo Rojas Pinilla.

1.10.1 Características física de la pista

Designaciones RWY	BRG GEO y MAG	Dimensiones de la RWY (m)	Resistencia (PCN) y Superficie RWY	COORD THR/ EXTREMO RWY y GUND	ELEV THR y MAX ELEV de la TDZ de las RWY de PA
<i>RWY Designations</i>	<i>GEO and MAG BRG</i>	<i>Dimension of RWY (m)</i>	<i>Strength (PCN) and Surface of RWY</i>	<i>THR COORD / RWY END and GUND</i>	<i>THR ELEV and Highest ELEV of TDZ of PA RWY</i>
1	2	3	4	5	6
06	—/ 062	2375 x 45	PCN 98/F/A/W/T Asfalto / Asphalt SWY: No	123441.77N 0814314.60W — GUND: —	THR 20 FT —
24	—/ 242	2375 x 45	PCN 98/F/A/W/T Asfalto / Asphalt SWY: No	123520.72N 0814206.79W — GUND: —	THR 5 FT —

Imagen No. 2: Características de la pista del aeródromo Gustavo Rojas Pinilla.

De acuerdo con los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, numeral 14.3.3.1.9.2 el aeródromo cumple con lo establecido en lo referente al ancho de las zonas de seguridad, que debe ser, como mínimo, $\frac{3}{4}$ partes del ancho de pista.

Pendiente RWY y SWY	Dimensiones SWY (m)	Dimensiones CWY (m)	Dimensiones Franja (m)	Dimensiones RESA (m)	Emplazamiento RAG	OFZ
<i>Slope RWY and SWY</i>	<i>Dimensions SWY(m)</i>	<i>Dimensions CWY (m)</i>	<i>Dimensions Strip (m)</i>	<i>Dimensions RESA (m)</i>	<i>Location RAG</i>	<i>OFZ</i>
7	8	9	10	11	12	13
For Rwy 06: +0.2%	60 x 128	No	2495 x 128	NIL	NIL	NIL
For Rwy 24: -0.2%	No	100 x 128	2495 x 128	NIL	NIL	NIL
Designaciones RWY	Observaciones					
<i>RWY Designations</i>	<i>Remarks</i>					
1	14					
06	NIL					
24	NIL					

Imagen No. 3: Características de la pista del aeródromo Gustavo Rojas Pinilla.

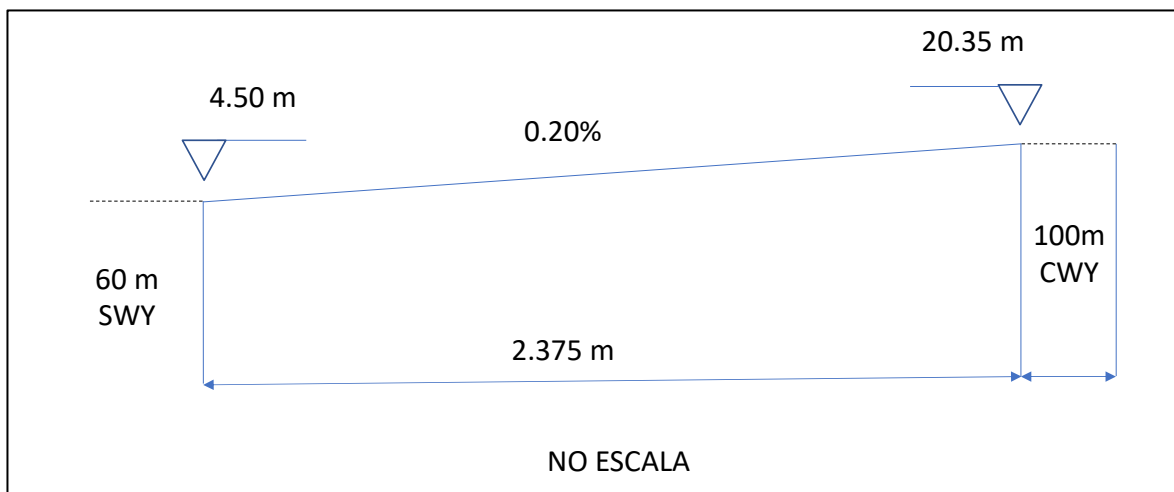


Imagen No. 4: Longitud y declive de la pista.

1.11 Registradores de Vuelo

De acuerdo con la configuración de esta aeronave, no posee sistemas de grabación de vuelo o voz. Sin embargo, la empresa y las aeronaves tienen instalado un sistema de GPS, que fue útil a la investigación para medir varios parámetros del taxeo.

1.12 Información sobre los restos de la aeronave y el impacto

La aeronave inició su rodaje a las 15:07 HL, por la calle de rodaje B y se dirigió en dirección a la cabecera 06, por la pista la pista principal,

Después de haber recorrido alrededor de 200 m, y con una velocidad superior a 30 nudos, la aeronave experimentó una cambio fuerte de dirección hacia la izquierda, cambiando su dirección 15° hacia ese lado. La tripulación perdió el control direccional de la aeronave y sus intentos de hacer volver la aeronave al centro de la pista fueron infructuosos.

La aeronave salió de la pista, por el costado izquierdo de su trayectoria, hacia la zona de seguridad, con alta velocidad de taxeo, y con un ángulo de desviación cercano a 90°, con

relación al eje de la pista; y se desplazó cerca de 35 metros, hasta impactar con su nariz, el muro perimetral del aeródromo, en donde se detuvo, en las coordenadas N 12°34'59" – W 081°42'39", con rumbo 149°.

Como consecuencia de la salida de pista de la aeronave por el costado izquierdo, y su impacto contra el muro perimetral del aeródromo, se ocasionó la fractura y caída de la estructura de cemento, creando un agujero de un área aproximada de 2 m², y el debilitamiento de las zonas adyacentes.

La acción de frenado sobre la zona de seguridad se vio reducida por el tipo de superficie (pasto húmedo). Y, una pequeña superficie de pasto de la zona de seguridad, se vio afectada por los neumáticos de la aeronave, al levantarse de sus cimientos originales.

La aeronave sufrió los daños sustanciales descritos en el numeral 1.3.1. y conservó la integridad de todos los componentes mayores, sin desprendimiento de su estructura.

1.13 Incendio

No hubo fuego antes ni después del accidente.

1.14 Aspectos de supervivencia

La tripulación y sus ocupantes no sufrieron lesiones; abandonaron la aeronave por sus propios medios y fueron atendidos inicialmente por los bomberos del aeropuerto.

1.15 Ensayos e investigaciones

La investigación se orientó de acuerdo con la naturaleza del accidente y los testimonios iniciales recibidos de la tripulación, que informó de un posible desbocamiento del motor derecho (No. 2) en el taxeo, que habría provocado la imposibilidad de controlar la dirección del avión.

Para descartar un probable mal funcionamiento del motor se efectuaron pruebas operacionales y funcionales al control de combustible del motor derecho, de acuerdo con los procedimientos descritos por el Manual de Mantenimiento del motor. Con estas pruebas se descartó cualquier mal funcionamiento, y que se hubiera presentado desbocamiento.

Adicionalmente, se estudió el del control de combustible, detallando además su descripción y operación con ayuda de los representantes del fabricante Honeywel.

De acuerdo con el diseño, ingeniería y principio de funcionamiento del control de combustible, este es el único componente que puede provocar el desbocamiento del motor. Sin embargo, después de todas las inspecciones y pruebas realizadas se concluyó que el control de combustible funcionaba correctamente.

1.16 Información orgánica y de dirección

El Operador presta servicios para efectuar Trabajos Aéreos Especiales en la modalidad de Ambulancia Aérea; su base principal se encuentra localizada en el Aeropuerto Eldorado de Bogotá y cuenta con bases auxiliares en Villavicencio y Guaymaral.

Su flota de aeronaves está compuesta por equipos Cessna 414, Cessna 421, Beechcraft King Air E90 y C-90. Organizacionalmente, cuenta con una Dirección de Operaciones y Mantenimiento, un jefe de mantenimiento, un Representante Técnico y un Grupo de Seguridad Operacional que depende directamente del Gerente, con un SMS aceptado.

Se identificó que se aplicaba el sistema de gestión de calidad y de seguridad operacional en la operación y el mantenimiento.

La aeronave cumplía con los requisitos, descritos en la Parte 4 de los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia, RAC 4, y requisitos especiales de aeronavegabilidad para aeronaves de ambulancia aérea.

La aeronave se encontraba afiliada por su dueño al Operador de vuelos ambulancia; sin embargo, los vuelos, las tripulaciones y el mantenimiento eran administradas directamente por el dueño de la aeronave.

Durante la inspección documental se identificó que la empresa no contaba con manuales de operación propios, y que realiza su operación con base en los manuales del fabricante, POH.

La empresa no posee SOPs (Procedimientos Estándares de Operación) enfocados al cumplimiento propio de las normas aeronáuticas y de los manuales del fabricante.

1.17 Información adicional

1.17.1 Sistema de Control direccional

Las ruedas del tren nariz en la mayoría de los aviones se puede dirigir desde la cabina de vuelo a través de un sistema de dirección de la rueda de nariz. Esto permite que la aeronave sea dirigida durante la operación en tierra. Algunas aeronaves simples tienen conjuntos de rueda de nariz que giran. Dichos aviones son dirigidos durante el rodaje por frenado diferencial.

1.17.2 Control direccional en aviones pequeños

La mayoría de los aviones pequeños tienen capacidades de dirección mediante el uso de un sistema simple de conexiones mecánicas conectadas a los pedales del timón. Los tubos de empuje y tracción están conectados a las bocinas de los pedales en el cilindro del puntal inferior. A medida que se presionan los pedales, el movimiento se transfiere al conjunto del eje del pistón del puntal y la rueda, que gira hacia la izquierda o hacia la derecha.

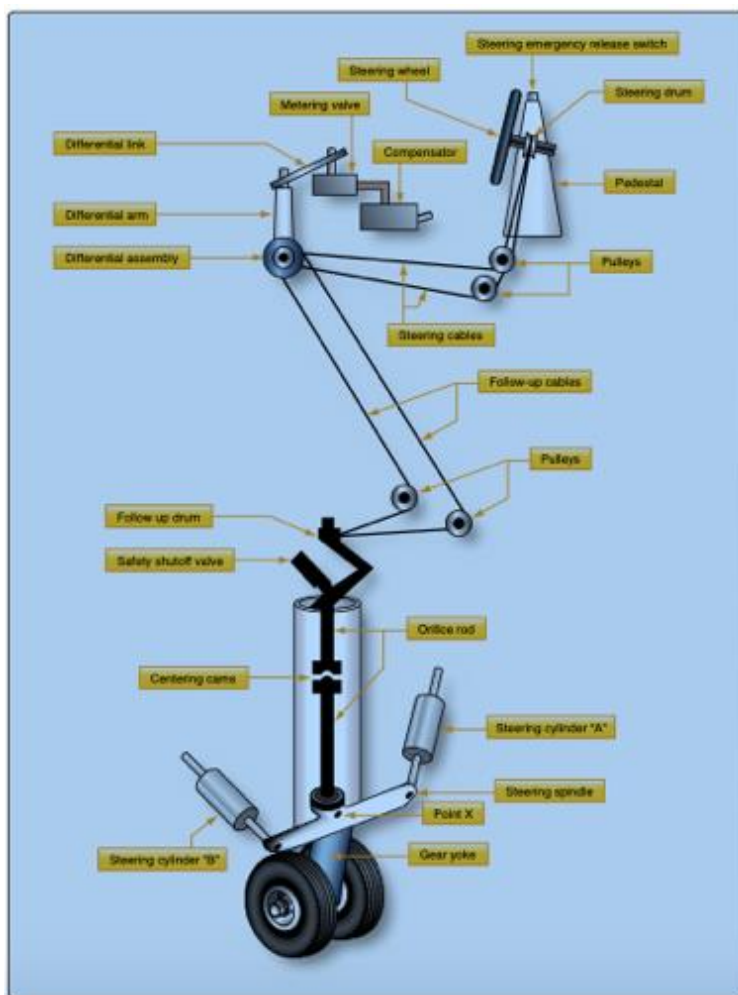


Imagen No. 5: Componentes del sistema direccional en aviones grandes.

1.17.3 Control direccional de aviones grandes

Debido a su masa y la necesidad de un control positivo, las aeronaves grandes utilizan una fuente de energía para la dirección de la rueda de nariz. Predomina la energía hidráulica.

Hay muchos diseños diferentes para sistemas de dirección de nariz de aviones grandes. La mayoría comparten características y componentes similares. El control de la dirección se realiza desde la cabina de vuelo mediante el uso de una rueda pequeña, un timón o una palanca de mando que normalmente se encuentra en la pared lateral izquierda.

Es posible encender y apagar el sistema en algunos aviones. Las conexiones mecánicas, eléctricas o hidráulicas transmiten el movimiento de entrada del controlador a un control de dirección.

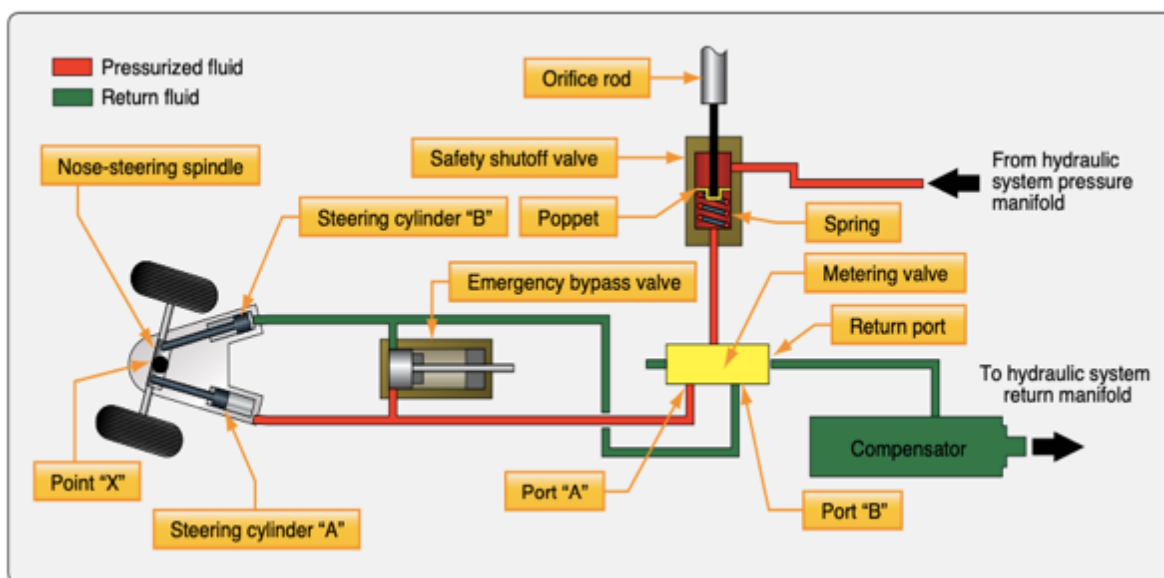


Imagen No. 6: Diagrama esquemático del sistema direccional en aviones grandes.

La unidad de control es una válvula dosificadora o de control hidráulica. Dirige fluido hidráulico bajo presión a uno o dos actuadores diseñados con varios enlaces para girar el puntal inferior.

Un acumulador y una válvula de alivio, o un conjunto de presurización similar, mantiene el fluido en los actuadores y el sistema bajo presión en todo momento. Esto permite que los cilindros de accionamiento de la dirección actúen también como amortiguadores de oscilación.

Un mecanismo de seguimiento consta de varios engranajes, cables, varillas, tambores y/o manivela acodada, etc. Devuelve la válvula dosificadora a una posición neutra una vez que se ha alcanzado el ángulo de dirección.

Muchos sistemas incorporan un subsistema de entrada de los pedales del timón para pequeños grados de giros realizados mientras se dirige la aeronave a alta velocidad durante el despegue y el aterrizaje. Las válvulas de seguridad son típicas en todos los sistemas para aliviar la presión durante una falla hidráulica para que la rueda delantera pueda girar.

El volante de la rueda de nariz se conecta a través de un eje a un tambor de dirección ubicado dentro del pedestal de control de la cabina de vuelo. La rotación de este tambor transmite la señal de dirección por medio de cables y poleas al tambor de control del conjunto diferencial.

El movimiento del conjunto del diferencial es transmitido por el enlace del diferencial al conjunto de la válvula dosificadora, donde mueve la válvula selectora a la posición seleccionada. Esto proporciona la potencia hidráulica para hacer girar el tren delantero.

Luego, la válvula dosificadora dirige el fluido presurizado fuera del puerto A, a través de la línea alterna de giro a la derecha, y hacia el cilindro de dirección A. Este es un cilindro de un puerto y la presión obliga al pistón a comenzar a extenderse. Dado que la varilla de este pistón se conecta al eje de dirección del morro en el puntal amortiguador del tren de morro

que pivota en el punto X, la extensión del pistón gira el eje de dirección gradualmente hacia la derecha.

A medida que gira la rueda de morro, el fluido sale del cilindro de dirección B a través de la línea alterna de giro a la izquierda y hacia el puerto B de la válvula dosificadora. La válvula dosificadora dirige este fluido de retorno a un compensador que conduce el fluido al colector de retorno del sistema hidráulico de la aeronave.

Tal como se ha descrito, la presión hidráulica hace que el engranaje de morro comience a girar. Sin embargo, el engranaje no debe girarse demasiado. El sistema de dirección del tren de morro contiene dispositivos para detener el tren en el ángulo de giro seleccionado y mantenerlo allí. Esto se logra con la vinculación de seguimiento.

Tal como se indicó, el eje de dirección gira el engranaje de morro a medida que se extiende el pistón del cilindro A. La parte trasera del husillo contiene dientes de engranaje que engranan con un engranaje en la parte inferior de la varilla del orificio.

A medida que giran el engranaje de punta y el husillo, la varilla del orificio también gira pero en la dirección opuesta. Esta rotación es transmitida por las dos secciones de la varilla del orificio a los enlaces de seguimiento de tijera ubicados en la parte superior del puntal del tren de morro.

A medida que los enlaces de seguimiento regresan, giran el tambor de seguimiento conectado, que transmite el movimiento mediante cables y poleas al conjunto del diferencial. El funcionamiento del conjunto del diferencial hace que el brazo y las conexiones del diferencial muevan la válvula dosificadora hacia la posición neutral.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

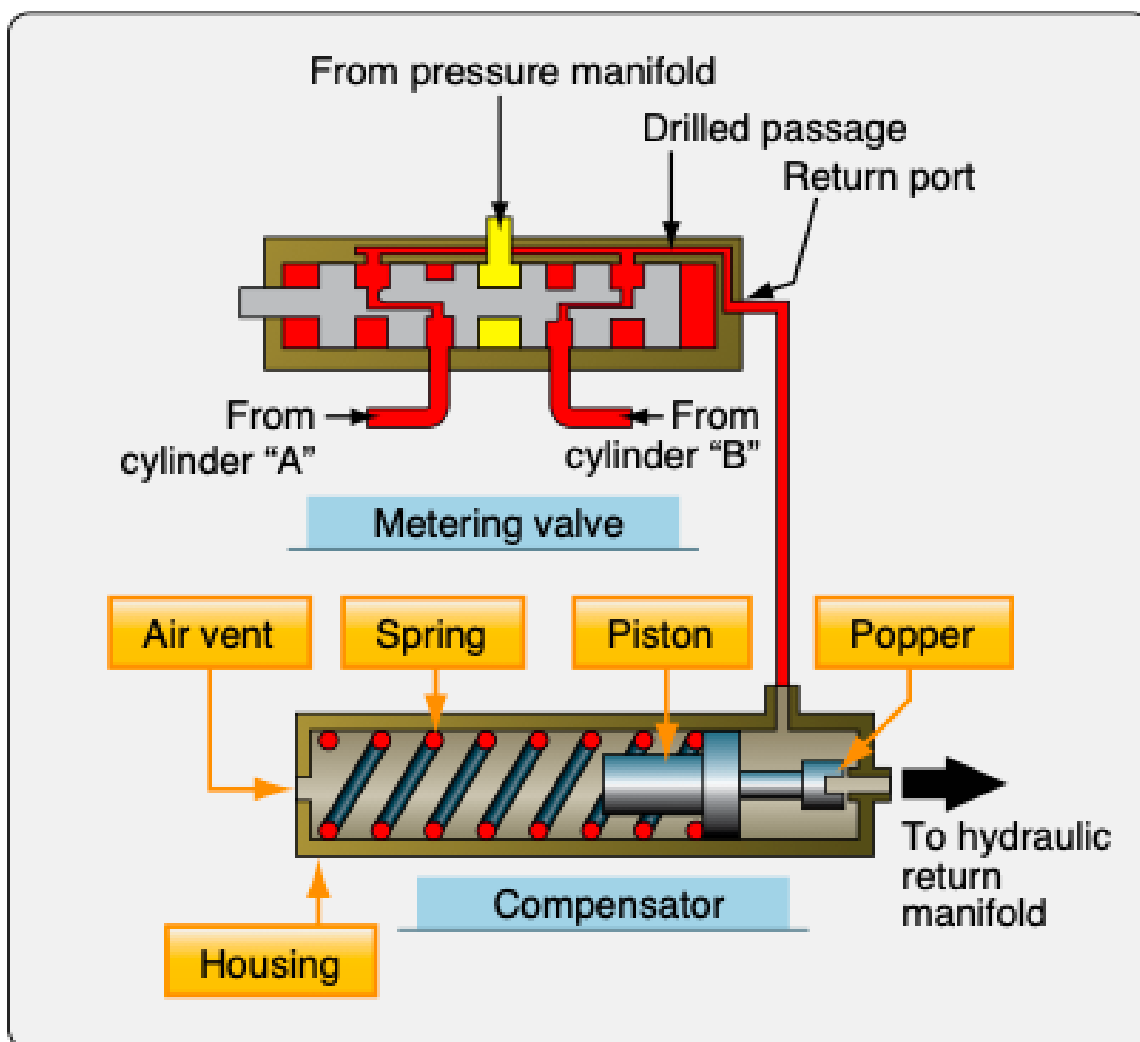


Imagen No. 7: Sistema de control direccional de compensación.

1.17.4 Shimmy damper

Los enlaces de torsión conectados desde el cilindro superior estacionario de un puntal de la rueda de nariz al cilindro o pistón móvil inferior del puntal no son suficientes para evitar que la mayoría de los engranajes de morro tengan la tendencia a oscilar rápidamente, o tambalearse, a ciertas velocidades.

Esta vibración debe controlarse mediante el uso de un amortiguador de oscilación. Un amortiguador de zigzag controla el zigzag de la rueda de morro a través de la amortiguación hidráulica.

El amortiguador se puede construir integralmente dentro del engranaje de morro, pero la mayoría de las veces es una unidad externa unida entre los puntales superior e inferior del amortiguador. Está activo durante todas las fases de la operación en tierra mientras permite que el sistema de dirección del tren delantero funcione normalmente.

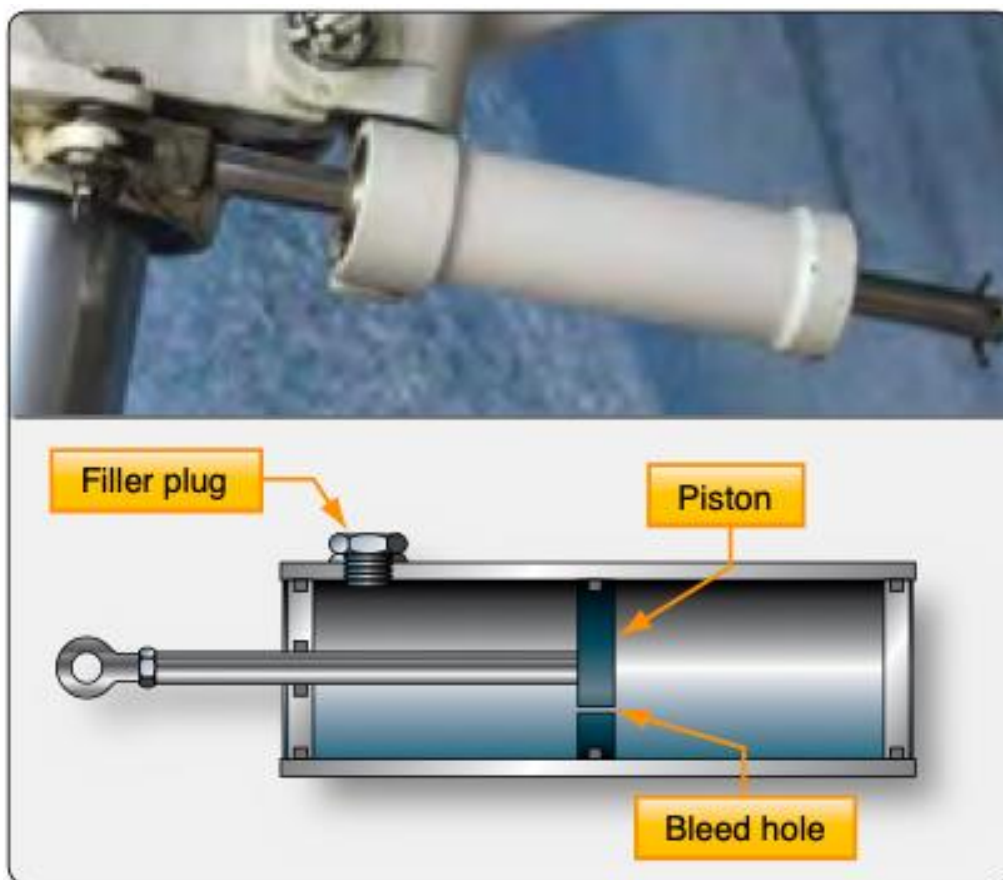


Imagen No. 8: Shimmy damper.

1.17.5 Amortiguador de dirección “steering damper”

Tal como se mencionó anteriormente, los aviones grandes con dirección hidráulica mantienen la presión en los cilindros de dirección para proporcionar la amortiguación requerida. Esto se conoce como amortiguación de la dirección.

Algunas aeronaves de categoría de transporte más antiguas tienen amortiguadores de dirección de tipo paleta. Sin embargo, funcionan para dirigir la rueda de morro, así como para amortiguar las vibraciones.

1.17.6 Amortiguador tipo pistón “piston type”

Las aeronaves que no están equipadas con dirección de rueda de morro hidráulica utilizan una unidad de amortiguación de oscilación externa adicional. La caja está unida firmemente al cilindro superior del puntal del amortiguador.

El eje está unido al cilindro del puntal del amortiguador inferior y a un pistón dentro del amortiguador de oscilación. A medida que el cilindro del puntal inferior intenta vibrar, el fluido hidráulico es forzado a través de un orificio de purga en el pistón. El flujo restringido a través del orificio de purga amortigua la oscilación.

Un amortiguador de oscilación tipo pistón puede contener un puerto de llenado para agregar líquido o puede ser una unidad sellada. De todos modos, la unidad debe revisarse

regularmente para detectar fugas. Para garantizar un funcionamiento adecuado, se debe llenar hasta su capacidad un amortiguador de oscilación hidráulico tipo pistón.

1.17.7 Amortiguador tipo vena “Vent type”

A veces se usa un amortiguador de oscilación tipo paleta. Utiliza cámaras de fluido creadas por las paletas separadas por un orificio de válvula en un eje central. A medida que el tren de nariz intenta oscilar, las paletas giran para cambiar el tamaño de las cámaras internas.

Un amortiguador vibratorio en el puntal de la nariz de un avión pequeño. El diagrama muestra la disposición interna básica de la mayoría de los amortiguadores de zigzag. El amortiguador en la foto es esencialmente el mismo excepto que el eje del pistón se extiende a través de ambos extremos del cuerpo del cilindro del amortiguador.

El tamaño de la cámara solo puede cambiar tan rápido como el fluido pueda ser forzado a través del orificio. Por lo tanto, la oscilación del engranaje se disipa por la velocidad del flujo de fluido.

Un depósito de reabastecimiento interno accionado por resorte mantiene el fluido presurizado en las cámaras de trabajo y se incluye compensación térmica del tamaño del orificio. Al igual que con el amortiguador de oscilación de tipo pistón, el amortiguador paletas debe inspeccionarse en busca de fugas.

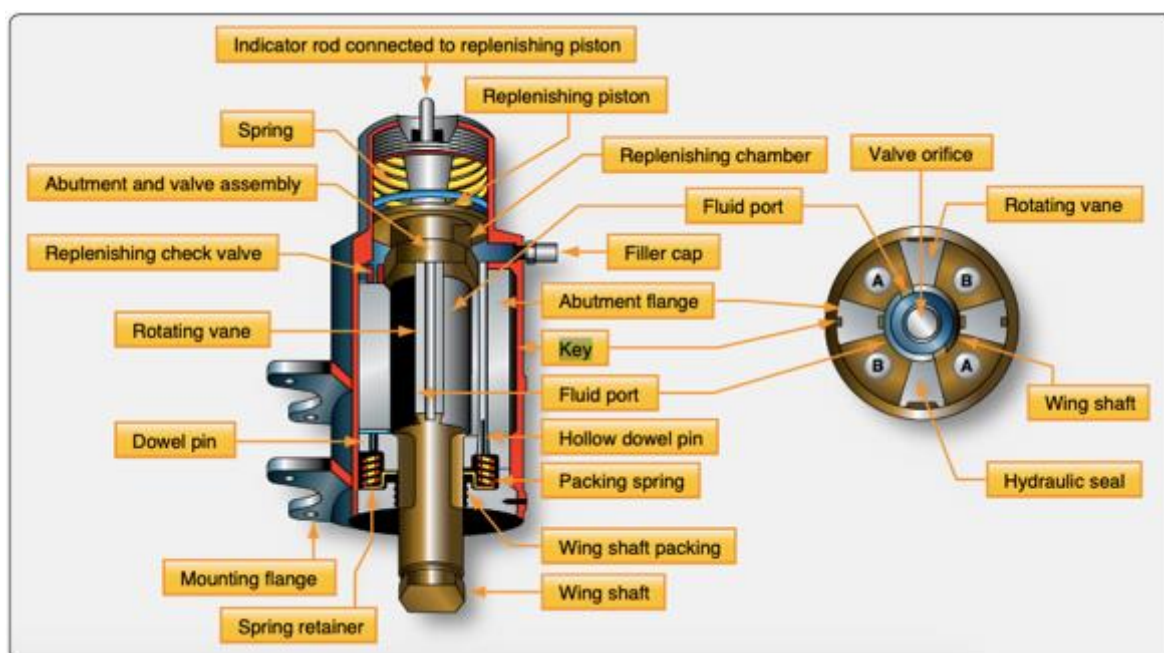


Imagen No. 9: Amortiguador de oscilación tipo paletas.

1.18 Técnicas útiles o eficaces de investigación

Para el desarrollo de la investigación, fueron empleadas las técnicas contenidas en el Documento 9756 de la OACI, así como el análisis de las evidencias físicas y testimoniales, recopiladas durante las labores de campo.

2. ANÁLISIS

2.1 Análisis del control de combustible del motor No. 2.

El análisis se orientó de acuerdo con la naturaleza del accidente y los testimonios iniciales recibidos de la tripulación, que informó de un posible desbocamiento del motor derecho (No. 2) en el taxeo, que habría provocado la imposibilidad de controlar la dirección del avión.

Para descartar un probable mal funcionamiento del motor se efectuaron pruebas operacionales y funcionales al control de combustible del motor derecho, de acuerdo con los procedimientos descritos por el Manual de Mantenimiento del motor. Con estas pruebas se descartó cualquier mal funcionamiento y que se hubiera presentado desbocamiento.

Adicionalmente, se estudió el del control de combustible, detallando además su descripción y operación con ayuda de los representantes del fabricante Honeywel.

De acuerdo con el diseño, ingeniería y principio de funcionamiento del control de combustible, este es el único componente que puede provocar el desbocamiento del motor. Sin embargo, después de todas las inspecciones y pruebas realizadas se concluyó que el control de combustible funcionaba correctamente.

2.2 Chequeo del sistema de control direccional, *nose wheel steering*.

El procedimiento de chequeo del sistema de dirección de la rueda de nariz (*nose wheel steering*), NWS, de esta aeronave, es largo, teniendo en cuenta la complejidad del sistema.

Es así como, si alguna de las condiciones del chequeo del NWS no se cumple, el control direccional de la aeronave no quedará enganchado de manera segura.

NOSEWHEEL STEERING CHECKS NOTE Accomplish this check when the aircraft is clear of ramp and taxiway obstructions. DURING TAXI 1. Nose Wheel Steering Arm Switch ARMED 2. NOSE STEERING Light STEADY WITH RIGHT SPEED LEVER LOW NOTE STEERING AVAILABLE 3. Right Speed Lever FORWARD OF LOW RPM 4. NOSE STEER FAIL Light OUT 5. Nose Wheel Steering NOTE INOPERATIVE 6. NWS Power Lever Button PRESS, NOTE STEERING, THEN RELEASE 7. Right Speed Lever LOW RPM 8. Rudder Pedals CENTER OR OPPOSITE TO TEST SWITCH Continued on Next page	NOSEWHEEL STEERING CHECKS (Cont) 9. Test Switch L 10. Nose Wheel Steering NOTE LEFT TURN FOLLOWED BY AUTO DISENGAGEMENT 11. NOSE STEERING Light BLINKING 12. Test Switch OFF 13. Rudder Pedals CENTER 14. NOSE STEERING Light STEADY 15. Repeat Steps 8 through 14 for Right Test 16. Nose Wheel Steering Arm Switch VALVE TEST 17. Nose Wheel Steering NOTE INOPERATIVE 18. Nose Wheel Steering Arm Switch ARMED 19. Park Button PRESS/NOTE LIGHT ACHIEVES FULL INTENSITY IN APPROXIMATELY 7 SECONDS 20. Park Button RELEASE/NOTE LIGHT FADES OUT IN APPROXIMATELY 7 SECONDS NOTE The amber NOSE STEER FAIL annunciator light MUST blink dimly each time nose wheel steering is deactivated by either the right speed lever switch, the NWS power lever button, or the test switch. Some combinations of rudder pedal displacement and test switch operation may cause the NOSE STEER FAIL light to flash in unison with the green NOSE STEERING LIGHT or at random during the functional checks above.
--	--

Imagen No. 10: Listas de chequeo HK-5225.

2.3 Análisis de la velocidad de taxeo

2.3.1 Velocidad de taxeo

La lista de chequeo de la aeronave no establece una velocidad máxima para efectuar el taxeo. Los estándares de la empresa tampoco establecían una velocidad máxima de taxeo.

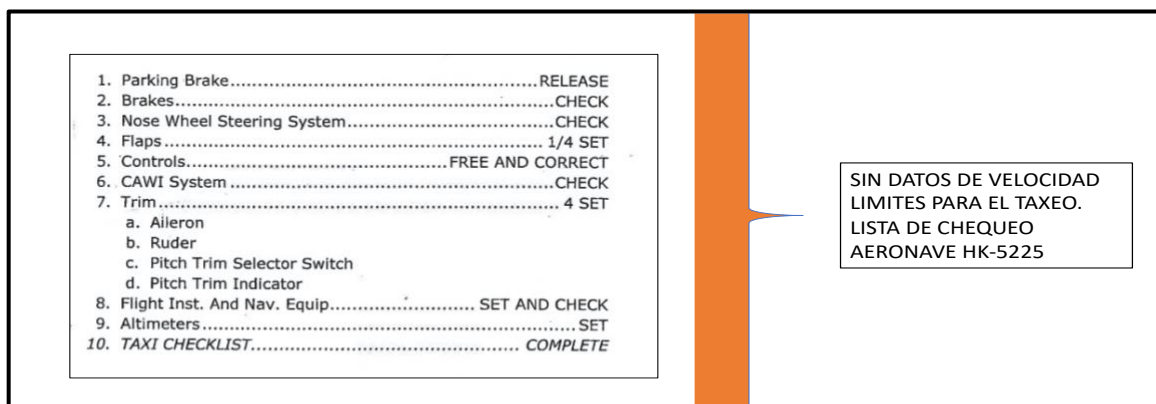


Imagen No. 11: Listas de chequeo HK5225.

El Manual de Operación de la aeronave HK-5229 (en particular los capítulos II-6 y II-7), tampoco determina una velocidad límite para el taxeo; sin embargo, en el Manual de Mantenimiento, en los capítulos de descripción y operación, sí se establece la velocidad máxima de taxeo, que no debe ser mayor a 10 nudos (18,5 km/h).

Ante esta carencia, la tripulación debería efectuar el taxeo a una velocidad moderada y segura, que facilite el control de la aeronave, sobre todo ante situaciones imprevistas. Esto sería, normalmente, *a la velocidad del paso acelerado de una persona*.

2.3.2 Velocidad inicial de taxeo

Según lo observado en los videos extraídos de las cámaras de seguridad del aeródromo, la aeronave llevaba una trayectoria en línea recta sobre la pista, con relativa alta velocidad, según el siguiente análisis.

$X = V \cdot T$ En donde: X: Distancia (recorrido de la aeronave desde la plataforma, hasta el punto de excursión de pista. V: Velocidad promedio sin aceleración. T: Tiempo de desplazamiento.	$V = \frac{X}{T}$
	$V = \frac{0,2 \text{ km}}{0,072 \text{ h}} = 2.7 \text{ km/h} = 1.5 \text{ kt}$
	1.5 kt, velocidad promedio sin aceleración

Imagen No. 12: Cálculo de la velocidad inicial de taxeo.

2.3.3 Cálculo de la aceleración

La velocidad lineal promedio desde la plataforma de parqueo, fue 1.5 nudos. Esta velocidad fue cambiando de acuerdo con la aceleración.

Para calcular la velocidad aproximada de la aeronave en el momento que se produjo su desviación se debe calcular la aceleración constante por segundo, así:

$a = \Delta v / \Delta t$	$a = \frac{0.75 \text{ m/s}}{180 \text{ s}}$
$a = V_f - V_i / T_f - T_i$	$a = 0,004 \text{ m / s}^2$
En donde:	
a= Aceleración	
Vf= Velocidad final	
Vi= Velocidad inicial	
Tf= Tiempo final	
Ti= Tiempo inicial	
Estos cálculos resultan de la conversión de unidades, y después de aplicar la formula de la aceleración	

Imagen No. 13: Cálculo de aceleración.



Imagen No. 14: Desplazamiento total del HK5225.

2.3.4 Cálculo de la velocidad en el momento del impacto con el muro.

La velocidad total de la aeronave resulta de la suma de la velocidad por minuto, entendiendo que la aeronave utilizó un tiempo total de 3.3 minutos, desde el inicio de su desplazamiento hasta detenerse totalmente contra el muro.

Este resultado se muestra en los siguientes cálculos:

$a = \frac{V_f - V_i}{t}$ $V_f = (a \cdot t) + V_i$ $V_f = (0,004 \text{ m/s}^2 \cdot 180 \text{ s}) + 0$	$V_f = (0,004 \text{ m/s}^2 \cdot 180 \text{ s}) + 0$ $V_f = 0.72 \text{ m/s ó 1.4 nudos}$
	Velocidad total: 36 kt

Imagen No. 15: Cálculo de la velocidad final de taxeo.

2.3.5 Análisis de la distancia de frenado.

La acción de frenado de la aeronave no fue eficiente durante la excursión de la pista ya que la superficie de tracción cambio sustancialmente, al pasar la aeronave de la superficie asfáltica a superficie de grava compactada, con riego y vegetación y un grado de humedad alto que hizo que los cauchos de la aeronave no generaran la suficiente tracción y agarre del neumático con la superficie.

Aunque la distancia de frenado se calculó en de 35 metros, la velocidad de la aeronave y el bajo coeficiente de fricción del terreno hicieron que la aeronave derrapara aproximadamente 150 metros, a partir del punto en que la tripulación inició la frenada.

Una vez identificado el coeficiente de fricción de la superficie de frenado se utilizó la siguiente formula física la cual indico la distancia que debió tener la aeronave para obtener un frenado eficiente y seguro duranta la excursión de pista.

$\text{Trabajo (fricción)} = -\mu m g d = \frac{1}{2} (V^2)$	$d = \frac{V^2}{2 m \cdot \mu g}$
En donde: $\mu =$ Coeficiente de fricción $m =$ Masa de la aeronave $g =$ Gravedad $d =$ Distancia recorrida por la aeronave $V^2 =$ Velocidad final al cuadrado	$d = \frac{(66.67 \text{ km/h})^2}{2(0.60) (3.578 \text{ kg}) 9.8 \text{ m/s}^2}$ $d = \frac{4.444,889 \text{ km/h}^2}{124467.84 \text{ km} \cdot \text{km/h}^2}$ $d = 0.035 \text{ km o 35 m}$

Imagen No. 16: Cálculo de la distancia de frenado.

POSIBLES VALORES DE LOS FACTORES DE ROZAMIENTO DEL PAVIMENTO PARA NEUMÁTICOS DE GOMA								
Descripción de la superficie	SECA				HÚMEDA			
Velocidad:	Menos de 50 km/h.		Más de 50 km/h.		Menos de 50 km/h.		Más de 50 km/h.	
	De	a	De	a	De	a	De	a
Cemento								
Nuevo, liso	0.80	1.20	0.70	1.00	0.50	0.80	0.40	0.75
Usado	0.60	0.80	0.60	0.75	0.45	0.70	0.45	0.65
Pulimentado por el tráfico	0.55	0.75	0.50	0.65	0.45	0.65	0.45	0.60
Asfalto o alquitrán								
Nuevo, liso	0.80	1.20	0.65	1.00	0.50	0.80	0.45	0.75
Usado	0.60	0.80	0.55	0.70	0.45	0.70	0.40	0.65
Pulimentado por el tráfico	0.55	0.75	0.45	0.65	0.45	0.65	0.40	0.60
Con exceso de alquitrán	0.50	0.60	0.35	0.60	0.30	0.60	0.25	0.55
Adoquín								
Nuevo, liso	0.75	0.95	0.60	0.85	0.50	0.75	0.45	0.70
Pulimentado por el tráfico	0.60	0.80	0.55	0.75	0.40	0.70	0.40	0.60
Piedra compacta								
Nuevo, liso	0.75	1.00	0.70	0.90	0.65	0.90	0.60	0.85
Pulimentado por el tráfico	0.50	0.70	0.45	0.65	0.30	0.50	0.25	0.50
Grava								
Apisonada, con riego asfáltico	0.55	0.85	0.50	0.80	0.40	0.80	0.40	0.60
Suelta	0.40	0.70	0.40	0.70	0.45	0.75	0.45	0.75

Imagen No. 17: Tabla de coeficientes de fricción para la superficie de frenado.

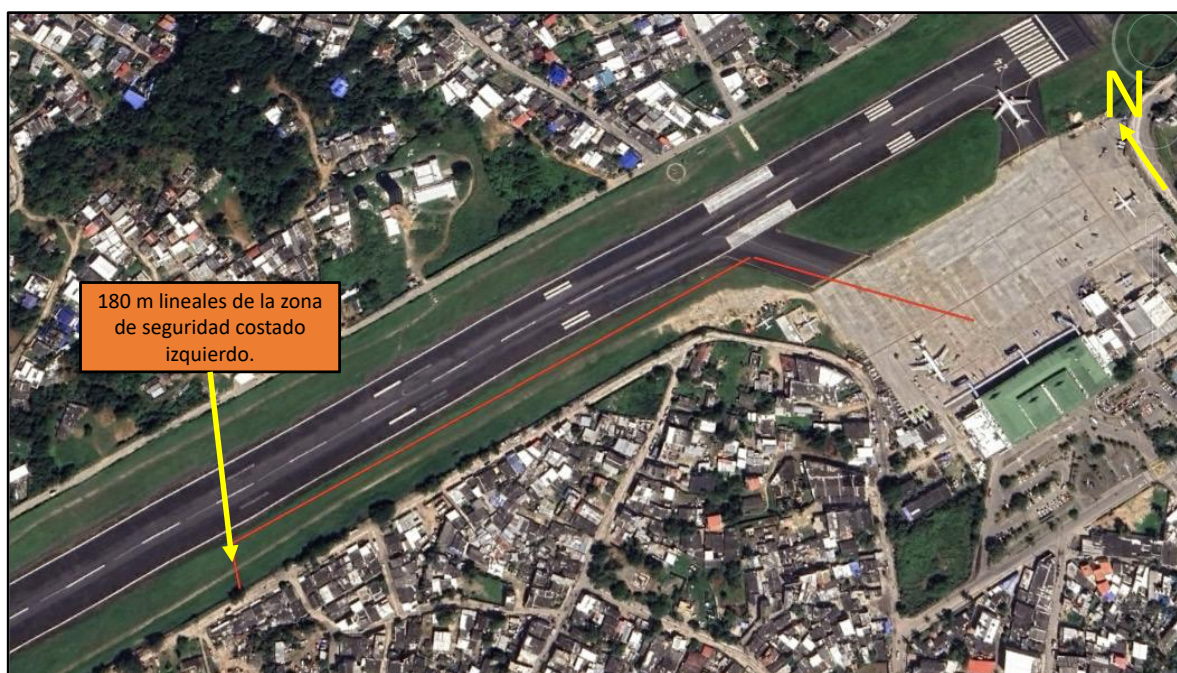


Imagen No. 18: Distancia total de la zona de seguridad.

2.4 Factores operacionales

Tal como se expuso, esta lista de chequeo es larga, teniendo en cuenta la complejidad del sistema direccional para este tipo de aeronaves. Por lo tanto, es probable que la tripulación no haya cumplido la lista de chequeo *NOSE WHEEL STEERING CHECKS*, antes de iniciar el taxeo, Y, si alguna de las condiciones del chequeo del NWS no se cumple, el control direccional de la aeronave no quedara enganchado de manera segura.

También se ha expuesto que la ni la Lista de Chequeo ni el Manual de Operación de la aeronave estipulan una velocidad máxima de taxeo; esta cifra se encontró en el Manual de Mantenimiento, que fija una velocidad máxima de 10 nudos (18,5 km/h) de taxeo.

Adicionalmente, durante la inspección a los documentos de la empresa no se encontró algún estándar o procedimiento que indicara las limitación de velocidad de taxeo de sus aeronaves, ni las precauciones a aplicar durante esta maniobra.

Si la tripulación desconocía la limitación expuesta en el Manual de Mantenimiento, y ante la carencia de una referencia clara en los documentos de operación, debía, por lo menos, efectuar el taxeo a una velocidad moderada y segura, que facilitara el control de la aeronave, sobre todo ante situaciones imprevistas. Esto sería, normalmente, *a la velocidad del paso acelerado de una persona*. Por el contrario, tal como se demostró en los numerales anteriores, la velocidad de taxeo del HK5225 fue significativamente más alta, llegando, quizá a 36 kt.

De otra parte, es posible que la tripulación haya intentado utilizar el NWS con la velocidad de taxeo relativamente alta, ocasionándose un sobre control direccional y la desviación de la aeronave.

Adicionalmente, durante la entrevista post accidente, la tripulación manifestó varias veces la necesidad que sentía de cumplir la misión. En esta presión autoimpuesta, quizás que por el afán de cumplir, la tripulación quizá omitió varios pasos de la lista de chequeo, y, adicionalmente efectuó un taxeo acelerado, por encima de una velocidad segura que le facilitara el control direccional.

2.5 Factores organizacionales

La aeronave se encontraba afiliada por su dueño al operador de vuelos ambulancia; sin embargo, los vuelos y las tripulaciones eran administradas directamente por el dueño de la aeronave, modalidad que dificultaba el control operacional, la estandarización y el fortalecimiento de la seguridad operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

3. CONCLUSIÓN

3.1 Conclusiones

La tripulación de la aeronave se encontraba psicofísica y técnicamente apta para realizar el vuelo.

La aeronave se encontraba aeronavegable, con su programa de mantenimiento al día, y sin discrepancias o anotaciones recientes que puedan relacionarse con el accidente.

No obstante, el control de las tripulaciones, el mantenimiento y la operación de la aeronave eran realizados o coordinados directamente por el dueño de la aeronave dificultando de esta manera el control operacional, la estandarización de procedimientos y, en general, el fortalecimiento de la seguridad operacional.

Ni el Manual de Operación de la aeronave ni las listas de chequeo del equipo Merlin SA-226 determinan una velocidad límite para el taxeo de la aeronave.

No obstante, el Manual de Mantenimiento del equipo, sí se establece la velocidad máxima de taxeo, que no debe ser mayor a 10 nudos (18,5 km/h).

El Operador no contaba con un estándar o procedimiento que indicara las limitación de velocidad de taxeo de sus aeronaves, ni las precauciones a aplicar durante esta maniobra.

La Lista de Chequeo del equipo Merlin SA-226 contempla un procedimiento de chequeo del sistema de dirección de la rueda de nariz (*nose wheel steering*), NWS, que es largo, teniendo en cuenta la complejidad del sistema.

Es así como, si alguna de las condiciones del chequeo del NWS no se cumple, el control direccional de la aeronave no quedará enganchado de manera segura.

La tripulación cumplió el primer vuelo de su itinerario entre Barranquilla (SKBQ) y San Andrés (SKSP) sin novedad.

La tripulación inició el taxeo segundo vuelo para trasladar un paciente entre San Andrés (SKSP) y el aeropuerto de Medellín (SKMD), aparentemente con una presión autoimpuesta para cumplir rápidamente la operación.

Bajo estas circunstancias, es probable que la tripulación no haya cumplido la lista de chequeo *NOSE WHEEL STEERING CHECKS*, antes de iniciar el taxeo.

Esta omisión del chequeo del sistema NWS pudo causar que el control direccional de la aeronave no quedara enganchado de manera segura.

Ante la falta de una limitación para la velocidad de taxeo en los documentos de operación, la tripulación debía, por lo menos, efectuar el taxeo a una velocidad moderada y segura, que facilitara el control de la aeronave

Por el contrario, la tripulación efectuó el rodaje de la aeronave hacia la cabecera 06 del aeródromo, de manera acelerada con una velocidad significativamente más alta, que llegó quizá a 36 kt.

Cuando había recorrido aproximadamente 200 metros en el taxeo hacia la cabecera 06 ocurrió una de las siguientes circunstancias, o una combinación de ellas:

- La falla del sistema de dirección de la rueda de nariz, NWS.
- Que la tripulación haya intentado utilizar el NWS con la velocidad de taxeo relativamente alta.
- Un sobre control de la tripulación sobre el sistema de control de dirección.

Ocurrió entonces un cambio brusco en la trayectoria de la aeronave hacia el costado izquierdo del eje central de la pista.

La tripulación intentó mantener la aeronave dentro de la pista, sin resultados y la aeronave, abandonó la pista hacia la zona de seguridad.

La tripulación intentó utilizar el sistema de frenos; sin embargo, estos no fueron efectivos debido a la poca tracción de las ruedas de la aeronave con la superficie de pasto en la zona de seguridad.

La aeronave continuó con el desplazamiento hacia la izquierda, aumentando su ángulo de desviación, hasta que la nariz golpeó con el muro de cemento que sirve de límite entre el aeródromo y la zona urbana.

En ese punto la aeronave se detuvo. La tripulación cumplió con las listas de chequeo, desactivó todos los sistemas de la aeronave y dirigió la evacuación de los ocupantes, que resultaron ilesos.

El PAE aeródromo se activó. El SEI del aeródromo acudió al sitio, aseguró el área y los ocupantes fueron trasladados a Sanidad Aeroportuaria para su evaluación.

No se presentó fuego antes ni después del evento. La aeronave resultó con daños sustanciales, y quedó ubicada en el margen externo de la zona de seguridad, en las coordenadas N 12°34'59" – W 081°42'39" con un rumbo final de 149°, a una elevación 10 m.

La investigación descartó un posible malfuncionamiento del control de combustible del motor derecho, que hubiera podido causar una aceleración descontrolada de ese motor y la consecuente pérdida de control direccional.

3.2 Causa probable

Excursión de pista, como consecuencia de la pérdida de control direccional de la aeronave, al excederse la velocidad máxima de taxeo permitida por el fabricante de la aeronave.

3.3 Factores Contribuyentes

Posible equivocado uso del sistema de control de dirección de la rueda de nariz, nose wheel steering, por parte de la tripulación al utilizarlo por encima de la velocidad permitida, dificultando el control direccional.

Falta de estandarización de los procedimientos de operación de la empresa, al carecer de políticas y procedimientos propios para el taxeo.

Probable presión autoimpuesta por parte de la tripulación, por su deseo de dar cumplimiento a la operación programada.

Exceso de confianza, complacencia, pérdida de conciencia situacional, e inadecuada aplicación de CRM por parte de la tripulación, durante una operación normal de la aeronave, que aparentemente estaba exenta de peligros.

3.4 Taxonomía OACI

LOG-G: Pérdida de control en tierra.

RE: Excursión de pista

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

AL OPERADOR AÉREO

REC. 01- 202210- 1

Crear un Manual de Procedimientos Estándar de Operación (SOPs) para cada uno de los tipos de aeronave las flotas operadas por la empresa, con base en los manuales del fabricante, las condiciones propias de operación y la propia experiencia, para de esa manera enfatizar y reforzar el cumplimiento de los procedimientos establecidos.

REC. 02 – 202210-1

Repasar y entrenar a las tripulaciones, en técnicas y procedimientos de aterrizaje, taxeo y control en tierra de la aeronave, en altas y bajas velocidades, así como en la Gestión de Recursos de Tripulación (Crew Resource Management), con énfasis en operaciones en tierra, en donde, aparentemente, los peligros son menores.

A LA SECRETARÍA DE AUTORIDAD AERONÁUTICA DE LA AERONÁUTICA CIVIL DE COLOMBIA

REC. 03 – 202210-1

Dar a conocer el presente informe de investigación a los operadores de Trabajos Aéreos Especiales, Ambulancias Aéreas, y los operadores del equipo Merlin SA226 AT, para que apliquen las recomendaciones, según sea pertinente, y se tenga en cuenta dicho informe para mejorar los sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



DIRECCIÓN TÉCNICA DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5º.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(57) 601 2963186

Bogotá D.C. – Colombia