

INFORME PRELIMINAR

ACCIDENTE
LOC I / F-POST

MATRÍCULA: YV1443

FABRICANTE DE LA AERONAVE: PIPER AIRCRAFT
INC.

MODELO: 31T1

SERIAL: 31T-794013

EXPLOTADOR: CENTRO INTEGRAL LA PERLA, C.A

LUGAR: AEROPUERTO PARAMILLO. ESTADO
TACHIRA

FECHA: 22/10/2025

HORA: 13:50 UTC



**JUNTA INVESTIGADORA DE
ACCIDENTES**

INFORME PRELIMINAR DE ACCIDENTE DE AVIACIÓN JIA EXPEDIENTE N° 038/2025

El presente informe preliminar refleja las actuaciones iniciales realizadas por la **JUNTA INVESTIGADORA DE ACCIDENTES** adscrita al **MINISTERIO DEL PODER POPULAR PARA EL TRANSPORTE**, en relación con las circunstancias en las cuales se produjo el suceso, objeto de la investigación instaurada.

La investigación fue instituida de conformidad con el anexo 13 de la OACI y cursa en los registros de este despacho bajo el **N°038/2025**. El único objetivo de la investigación es el establecer las causas probables y los factores contribuyentes con la finalidad de tomar medidas apropiadas que puedan evitar la ocurrencia de sucesos de características similares y la persistencia de los factores que fueron contribuyentes sin determinar culpas o responsabilidades, razón por la cual, en todas las experticias necesariamente no se recurrirá a procedimientos de prueba de tipo judicial.

El proceso de investigación se encuentra en su fase de desarrollo y ejecución; por lo tanto, **esta información preliminar está sujeta a cambios y puede contener errores, cualquier error presente en este informe será corregido cuando el informe final haya sido terminado.**

El 22 de octubre de 2025, la aeronave matrícula **YV1443**, fabricada por: **PIPER AIRCRAFT INC**, modelo: **31T1**, presentó plan de vuelo desde el Aeropuerto de Paramillo (SVPM), ubicado en Paramillo, Estado Táchira con destino al Aeropuerto Oscar Machado Zuloaga (SVCS), ubicado en Charallave, estado Miranda con dos (2) personas a bordo (piloto y copiloto), bajo reglas de vuelo visuales (VFR), 03:30 hrs de autonomía y 01:40 hrs en ruta, con nivel de vuelo FL195.

A las 13:50 UTC el controlador de tránsito aéreo de la Torre de Paramillo autoriza el despegue. La aeronave inicia la carrera de despegue, al llegar a la primera intersección se observa que la aeronave comienza el ascenso y hace un viraje brusco hacia la izquierda, rotando sobre su propio eje e impactando primero el plano izquierdo en el paño de grama, rebota hasta la plataforma de aviación general y finalmente explota. Resultando sus dos ocupantes con lesiones mortales y la aeronave totalmente destruida.

Seguidamente se activan los protocolos correspondientes con los Bomberos para el control del incendio.



En la imagen inferior se observa la ruta la trayectoria de la aeronave durante la carrera de despegue.

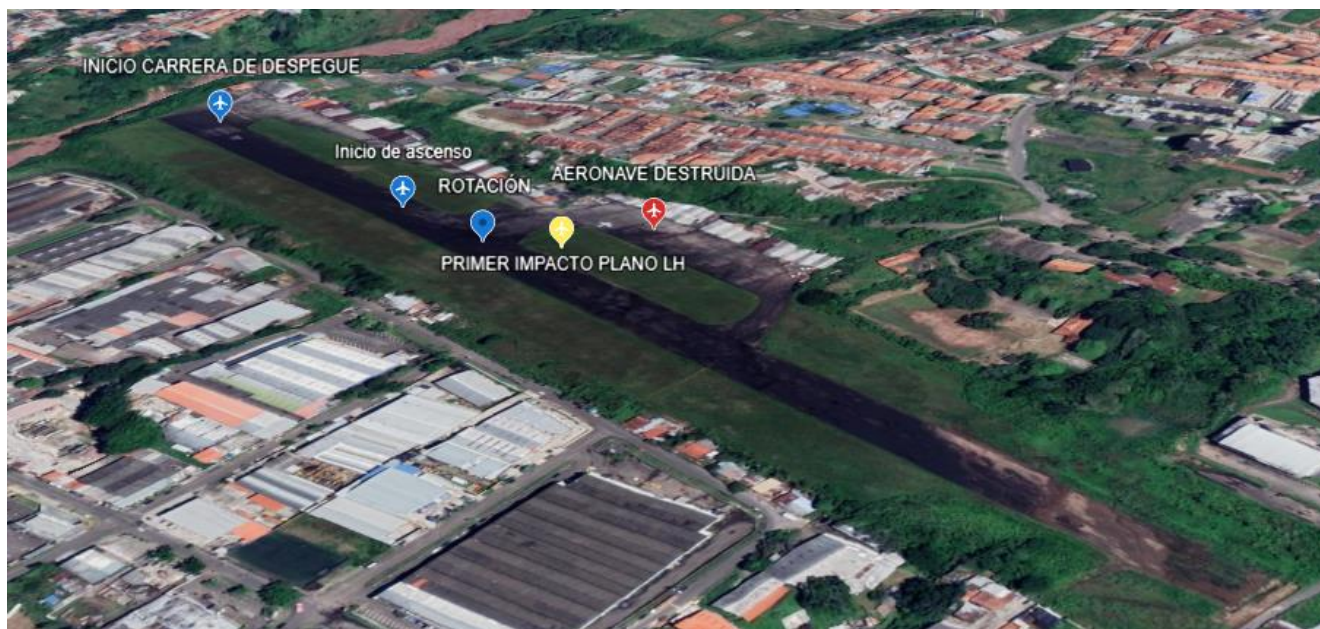


Imagen 1 Imagen referencial ruta seguida por el YV1443 en la pista de SVPM.

Fuente: Google Earth. Año: 2025.

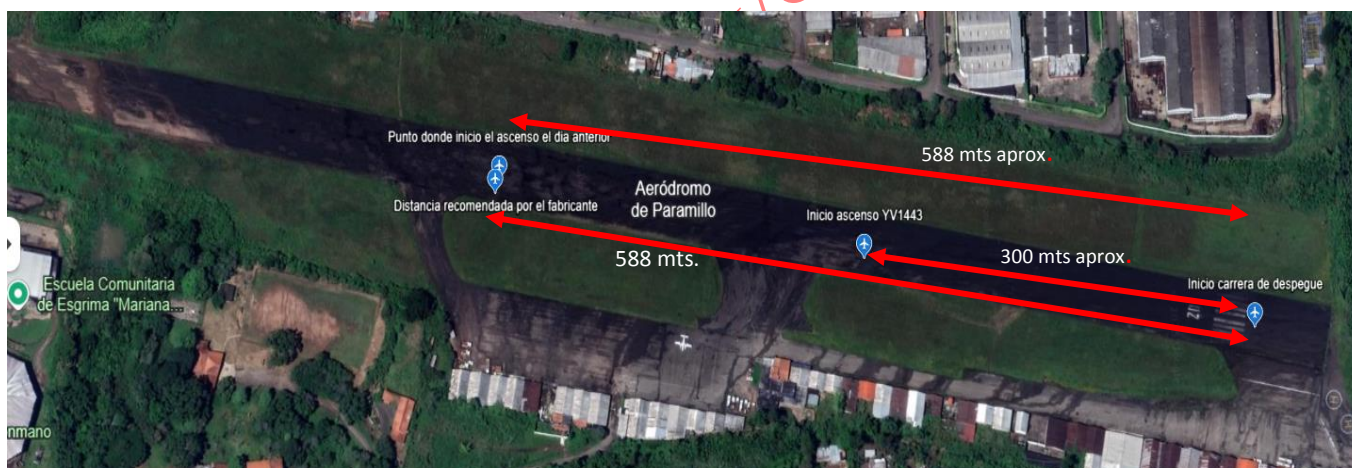


Imagen 2 Imagen referencial distancias en la pista de SVPM

Fuente: Google Earth. Año: 2025

En la imagen 2, podemos observar las distancias referenciales del recorrido durante la carrera de despegue previo al suceso fueron aproximadamente 300 metros e inicio el ascenso. Se cuenta con un registro del día anterior donde evidencia que la aeronave recorrió aproximadamente 588 metros antes de iniciar el ascenso.



A continuación, se realizan dos cálculos en relación con las distancias requeridas por la aeronave para realizar un despegue seguro, es importante destacar que, la altitud de Paramillo es de 3280 pies, motivo por el cual el cálculo se realiza tanto para el límite superior (4000 pies) como para el límite inferior (2000 pies).

Con base a lo establecido por el fabricante en función al peso de la aeronave (8.000 libras), temperatura 35°C, pista seca, componente de viento en 11 nudos, altitud 4000 pies, flaps 15°, la aeronave requiere 1.930 pies o 588,26 mts para realizar un despegue seguro a 88 kts (V1). (Se utilizan como referencia los límites superiores por aproximación tanto en temperatura, altitud y en la carga de la aeronave)

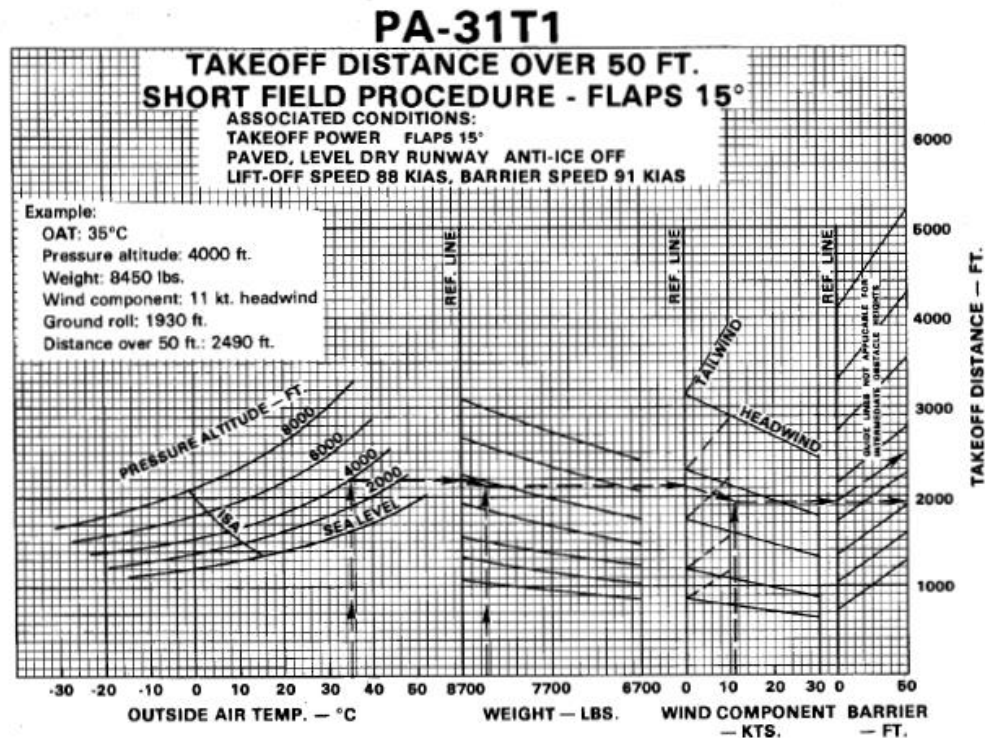


Imagen 3Tabla de cálculos para el despegue PA-31T1 Flaps 15° 4.000 pies.
Fuente: Manual del fabricante. Año: 2025

Con base a lo establecido por el fabricante en función al peso de la aeronave (8.000 libras), temperatura 11°C, pista seca, componente de viento en 10 nudos, altitud 2000 pies, flaps 0°, la aeronave requiere 1.675 pies o 510,54 mts para realizar un despegue seguro a 90 kts (V1). (Se utilizan como referencia los límites inferiores por aproximación tanto en temperatura, altitud y en la carga de la aeronave)



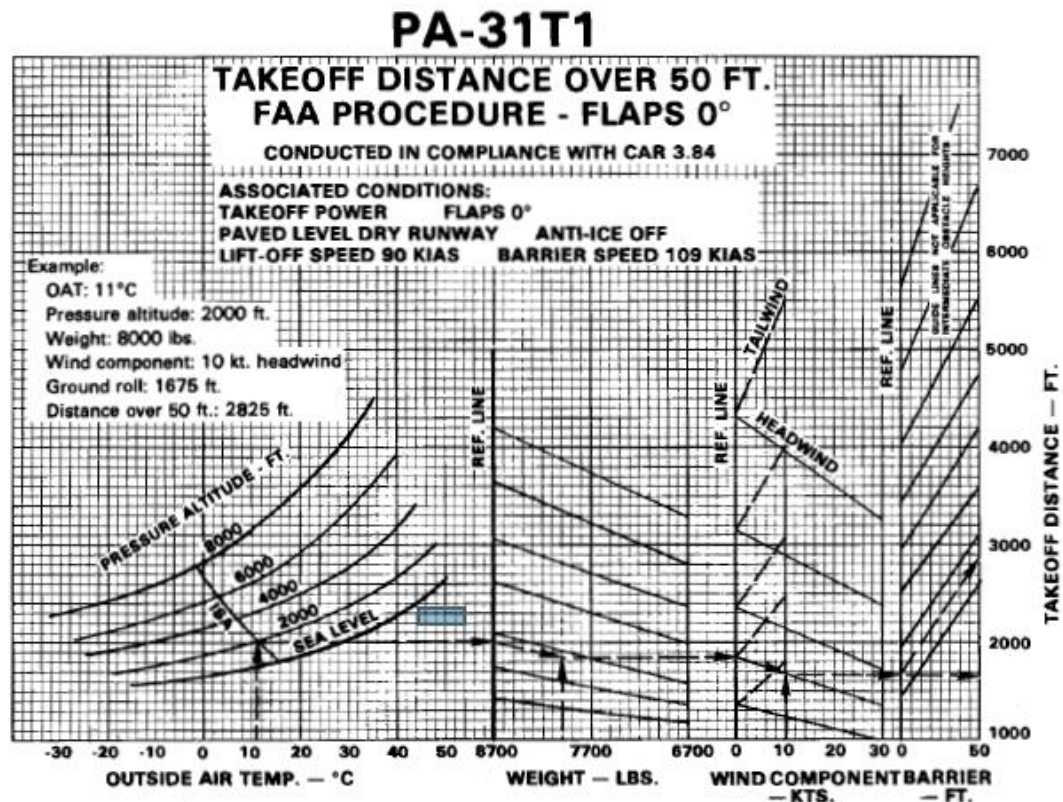


Imagen 4 Tabla de cálculos para el despegue PA-31T1 Flaps 0°.
Fuente: Manual del fabricante. Año: 2025

El ultimo abastecimiento de combustible fue el día 21/10/25, para realizar la ruta de San Fernando de Apure (SVSR) a Paramillo (SVPM). En base a la información suministrada, la aeronave despegó full combustible desde SVSR.

La capacidad de la aeronave son 374 galones / 2.432 libras.
Utilizables 366 Galones / 1.373,95 litros

PDVSA
PDVSA PETROLEO, S.A.
Av. Libertador con Calle 5 de Octubre, San Pedro, Valencia, Carabobo
Teléfono: 2720 7111

SERIE N° 01-0627659

Lugar: **SVSR** Fecha: **21/10/2025**
 Recurso y Apellido: **310 Flight Support**
 Razon Social: **1508908**

Nº del Vuelo: **SVSR** Matrícula del Avion: **N-1443**
 Nº de Pasajero: **7854**

☒ TURBO FUEL A-1 (E) ☐ OTROS
☐ AVIAS 100 (100) ☐ OTROS

Nº de esta Venta: **0715** Lectura Final (Litros): **10.894**
 Litros Despachados: **11.668** Litros Recibidos: **7.774**

Litros: **11.668** Precio: **7.774** Bolívares

Observaciones: **Para Aéreo, CA**
 Fecha: **21/10/25**
 Recibo de Agua: **7145500** Recibo de Combustible: **1508908**

Nº de Control: **00-3874719**

Imagen 5 Factura de combustible
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025

Tomando en cuenta que la aeronave abasteció combustible en SVSR, en la parte inferior se realiza el cálculo de remanente de combustible para la ejecución del vuelo SVPM – SVCS.

	SVSR / SVPM
CONSUMIDO	649 LBS
REMANENTE	1,751 LBS
DISTANCIA	288 NM
TIEMPO	1 HR 15 MIN
NIVEL	FL 185

Para el momento del despegue la aeronave con aproximadamente 1.751, Libras.

De acuerdo a lo recomendado por el fabricante se realizan los siguientes cálculos:

- Peso del avión vacío: 5.697 Lbs.
- Peso Crew: 400Lbs.
- Peso Combustible: 1.751 Lbs.
- Peso total estimado para el despegue sin considerar la carga: 7.848Lbs.
- El cálculo se computa en base a 8.000 Lbs, de acuerdo a la referencia del manual de fabricante la aeronave requería una distancia aproximada de por lo menos 588,26 metros, usando flaps 15°, con una altitud de 4.000 pies, para garantizar alcanzar las velocidades requeridas durante el despegue.

En la parte inferior observamos el procedimiento recomendado por el fabricante durante un despegue normal. Se debe alcanzar mínimo 91 nudos para la rotación.

NORMAL TAKEOFF

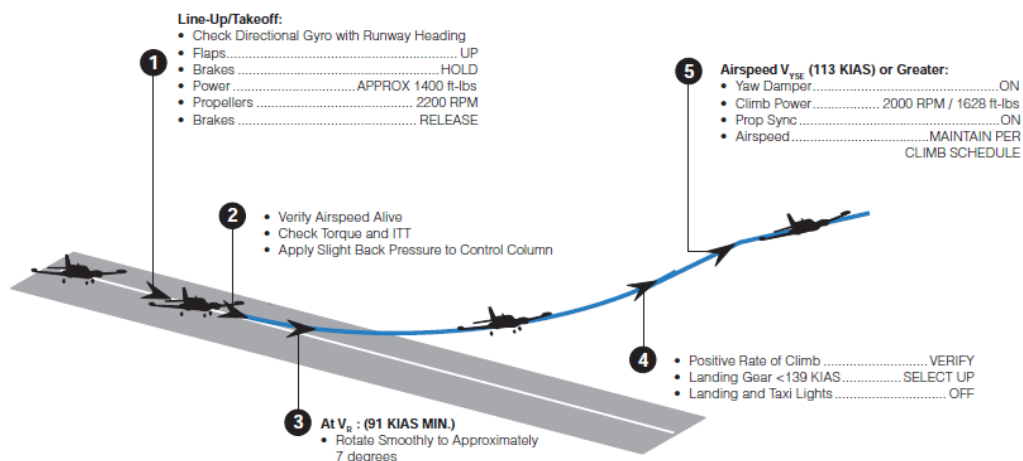


Imagen 6 Procedimiento de despegue normal
Fuente: Manual del fabricante Año: 2025



El análisis detallado del video permitió establecer la secuencia cronológica de las deformaciones por impacto en la aeronave:

1. **Carrera de Despegue y Ascenso Inicial:** La aeronave comenzó su movimiento en pista, seguido por la fase de ascenso.
2. **Maniobra Inusual y Pérdida de Control:** Tras el ascenso inicial, la aeronave ejecutó una rotación no controlada (viraje abrupto) hacia la izquierda.
3. **Primer Impacto y Cadena de Destrucción:** La pérdida de control resultó en una secuencia de impactos con el terreno:
 - Impacto inicial del plano (ala) izquierdo.
 - Impacto subsecuente del motor izquierdo.
 - Impacto de la sección de la nariz de la aeronave.
 - Impacto del motor derecho y el plano derecho.
4. La energía residual del impacto provocó que la aeronave realizara un giro de 360 grados sobre el terreno, culminando con la posterior ignición (entrada en fuego) de los restos.

Esta secuencia de daños estructurales y mecánicos es plenamente consistente con la trayectoria y las fuerzas dinámicas generadas durante el accidente. En la imagen inferior se describe la secuencia cronológica del suceso.



Imagen 7 Secuencia del suceso
Fuente: Investigador encargado Año: 2025



La aeronave para el momento del suceso se encontraba Aeronavegable, según su certificado de aeronavegabilidad vigente emitido por la Autoridad Aeronáutica del Estado de Matrícula (INAC), y los registros de las últimas OMAC que ejecutaron los mantenimientos reposan en el expediente del caso.



Imagen 8 Certificado de Aeronavegabilidad YV1443.

Fuente: Investigador Encargado. Año: 2025.



Imagen 9 Aeronave YV1443.

Fuente: Investigador Encargado. Año: 2025

La aeronave es bimotor terrestre propulsado por dos motores modelo PT6A-11, fabricados por PRATT & WHITNEY AIRCRAFT CANADA LTD. Con hélices fabricadas por HARZELL PROPELER modelo HC – B3TN-3B.

Datos sobre la aeronave

Marca: PIPER AIRCRAFT CORPORATION
Modelo: PA – 31T1
Serial: 31T-7904013
Año de Fabricación: 1979
N° del Certificado Tipo: A8EA
Asientos (capacidad): 1 (piloto + 6 pasajeros)

Certificado de Matrícula

Número: 008435
Fecha de Expedición: 26/06/2023

Certificado de Aeronavegabilidad

Número: 015701
Fecha de Expedición: 28/06/2024
Fecha de Vencimiento: 28/06/2026
Categoría: Aviación general / Uso Privado

Registros de mantenimiento (casco)

Fecha de la última inspección de mantenimiento 05 de febrero 2025
Horas totales en la última inspección de mantenimiento: 8.252,5 hrs.
Ciclos totales en la última inspección de mantenimiento: 9.413
Horas totales aproximadas al momento de accidente: 9.501 hrs.

Registros de mantenimiento (Motor Derecho RH – PCE 10053)

Fecha de la última inspección de mantenimiento 05 de febrero 2025
Horas totales en la última inspección de mantenimiento: TSN: 8.251,6 hrs. TSO 1.990,8 Hrs.
Ciclos totales en la última inspección de mantenimiento: CNS 9.413 Cyc. CSO: 1.900 Cyc
Horas totales al 17/10/2025 TSN: 8.330,9 hrs. TSO 2.070,1 Hrs.
Ciclos totales al 17/10/2025 CNS 9.530 Cyc. CSO: 2.017 Cyc

Registros de mantenimiento (Motor Izquierdo LH PCE 10052)

Fecha de la última inspección de mantenimiento 05 de febrero 2025
Horas totales en la última inspección de mantenimiento: TSN: 8.251,6 hrs. TSO 1.990,8 Hrs.
Ciclos totales en la última inspección de mantenimiento: CNS 9.413 Cyc. CSO: 1.900 Cyc
Horas totales al 17/10/2025 TSN: 8.330,9 hrs. TSO 2.070,1 Hrs.
Ciclos totales al 17/10/2025 CNS 9.530 Cyc. CSO: 2.017 Cyc

Registros de mantenimiento (Hélice RH HC – B3TN-3B Serial BUA25479)

Fecha de la última inspección de mantenimiento 05 de febrero 2025
Horas totales en la última inspección de mantenimiento: A/C T/T 8.251,6 hrs. TSO 199.2Hrs.

Registros de mantenimiento (Hélice LH B3TN-3B Serial BUA20023)

Fecha de la última inspección de mantenimiento 05 de febrero 2025



Horas totales en la última inspección de mantenimiento: A/C T/T 8.251,6 hrs. TSO 101,3 Hrs.

La organización de mantenimiento encargada de la realización de los mantenimientos de la aeronave es la Organización de Mantenimiento Certificada **OMAC N° 182 SERVICIOS AERONÁUTICOS JET WILL C.A**, ubicada en el Aeropuerto Oscar Machado Zuloaga, Charallave, estado Miranda.

El piloto al mando con 50 años de edad, poseía certificación médica y licencia de Piloto Comercial emitidas por la Autoridad Aeronáutica del Estado de Matrícula (INAC), conforme a la normativa internacional vigente y tenía las siguientes habilitaciones:

- Vuelo instrumental 29/Abril/2026
- PAY1 Capitan / PIC 29/Abril/2026

Para el momento del suceso el Capitán contaba con aproximadamente 8.659,1 horas totales de vuelo.

El copiloto con 47 años de edad, Poseía certificación médica y licencia de Piloto Línea Aérea emitidas por la Autoridad Aeronáutica del Estado de Matrícula (INAC), conforme a la normativa internacional vigente y tenía las siguientes habilitaciones:

- Vuelo instrumental 21/Ago/2026.
- PAY1 Copiloto / SIC 21/Ago/2026.

Para el momento del suceso el Primer Oficial contaba con aproximadamente 6.104,6 horas totales de vuelo.

Durante el proceso de investigación se realizaron las siguientes actividades:

1. **Se solicitó copias de los siguientes Documentos de la aeronave a la autoridad Aeronáutica, a través de la comunicación N° 081-2025 de fecha: 23 de octubre 2025:**

- Certificado de matrícula.
- Certificado de aeronavegabilidad.
- Licencia de estación de radio de la aeronave.
- Póliza de seguro de la aeronave.
- Certificado de Homologación Acústica.



- Documentos consignados para la renovación del certificado de aeronavegabilidad.
2. Se solicitó copias de los siguientes Documentos a la tripulación a la autoridad Aeronáutica, a través de la comunicación N° 082-2025 de fecha: 23 de octubre 2025:
- Licencias, habilitaciones y registros para la obtención de las licencias de la tripulación.
 - Certificados médicos de los tripulantes.
 - Evaluación Médica certificada.
3. Se solicitó copias de los siguientes Documentos a los Servicios a la Navegación Aérea, a través de la comunicación, a través de la comunicación N° 0-2025 de fecha 23 de octubre 2025:
- Registros de las comunicaciones de los Servicios a la Navegación Aérea de la hora del suceso
 - Plan de vuelo y manifiesto de pasajeros.
4. Se solicitaron las condiciones Meteorológicas al Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología (INAMEH)

Estado Táchira: Se prevé zonas nubladas alternando con nubosidad fragmentada y algunas lluvias dispersas, especialmente después del mediodía. Las temperaturas oscilarán entre los 19°C de mínima y los 33°C de máxima.

IMAGENES DE SATÉLITE DEL DÍA 22 DE OCTUBRE DE 2025

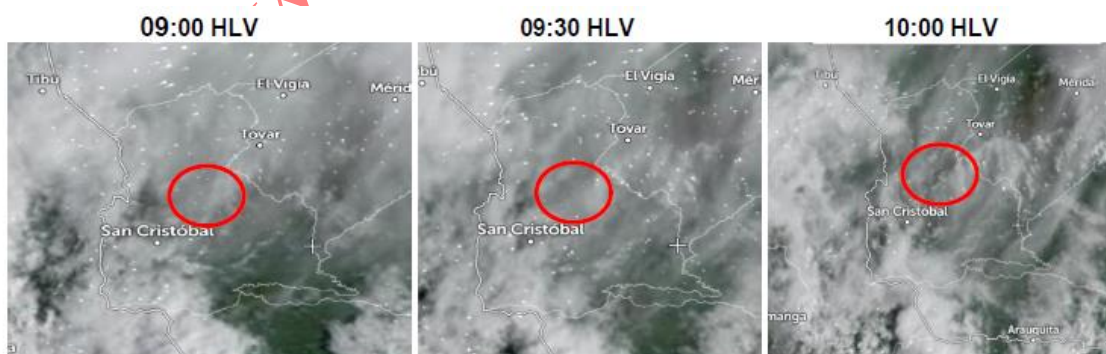


Imagen 10 Condición Meteorológica.
Fuente: INAMEH. Año: 2025



SINOPSIS: En las imágenes de satélite entre las 09:00 y las 10:00 HLV del 22 de octubre de 2025; se pudo apreciar en la zona antes mencionada (círculo rojo); Cielo con nubosidad fragmentada, resaltando la nubosidad alta de tipo cirriforme (Cirrus), sin precipitaciones. El viento en superficie se mantuvo de componente sur-sureste, con una intensidad entre 5 y 8 Km/h. La Temperatura registrada osciló entre 21 y 32°C.

Información suministrada por el Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología (INAMEH).

5. Se realizó la inspección al sitio del suceso.
6. Se realizó la fijación fotográfica.



Imagen 11 Impacto plano izquierdo
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 12 Impacto contra el terreno
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025

Imagen 13 Aeronave cuando inicia el fuego
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025





Imagen 14 Aeronave en llamas
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 15 Aeronave una vez extinguido el fuego
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025





Imagen 16 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 17 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 18 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 19 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025





Imagen 20 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 21 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025





Imagen 22 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 23 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025





Imagen 24 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025



Imagen 25 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 26 Dispersión de los restos (Vista desde la Torre de Control)
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 27 Vista desde la parte posterior de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 28 Vista desde la parte posterior lado izquierdo de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 29 Vista desde la parte frontal de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Imagen 30 Vista desde la parte posterior lado derecho de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025



Imagen 31 Vista desde la parte posterior lado derecho de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025



Imagen 32 Vista desde lado derecho empenaje de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 33 Trenes Principales
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 34 Tren de nariz en la parte inferior de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 34 Compuerta lateral
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 35 Cowling assembly motor RH
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 36 Motor RH
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 37 Motor RH
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





<http://www.>

Imagen 38 Motor LH
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 39 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 40 Dispersión de los restos
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 41 Cabina de la aeronave, vista lateral
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 42 Parte posterior de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 43 Condición de los asientos de la cabina de mando
Fuente: Investigador encargado. Año: 2025



Durante la inspección realizada a los restos de la aeronave, se pudo observar que el asiento del 1er oficial presentaba una fractura significativa. Este hallazgo sugiere que el 1er oficial no estaba utilizando el cinturón de seguridad en el momento del impacto. La rotura del asiento y la posterior proyección del mismo hacia la parte trasera de la cabina indican que, al no estar debidamente asegurado, el 1er oficial estuvo expuesto a fuerzas que superaron las capacidades de diseño del asiento. El capitán se encontraba en el puesto izquierdo posterior al accidente.

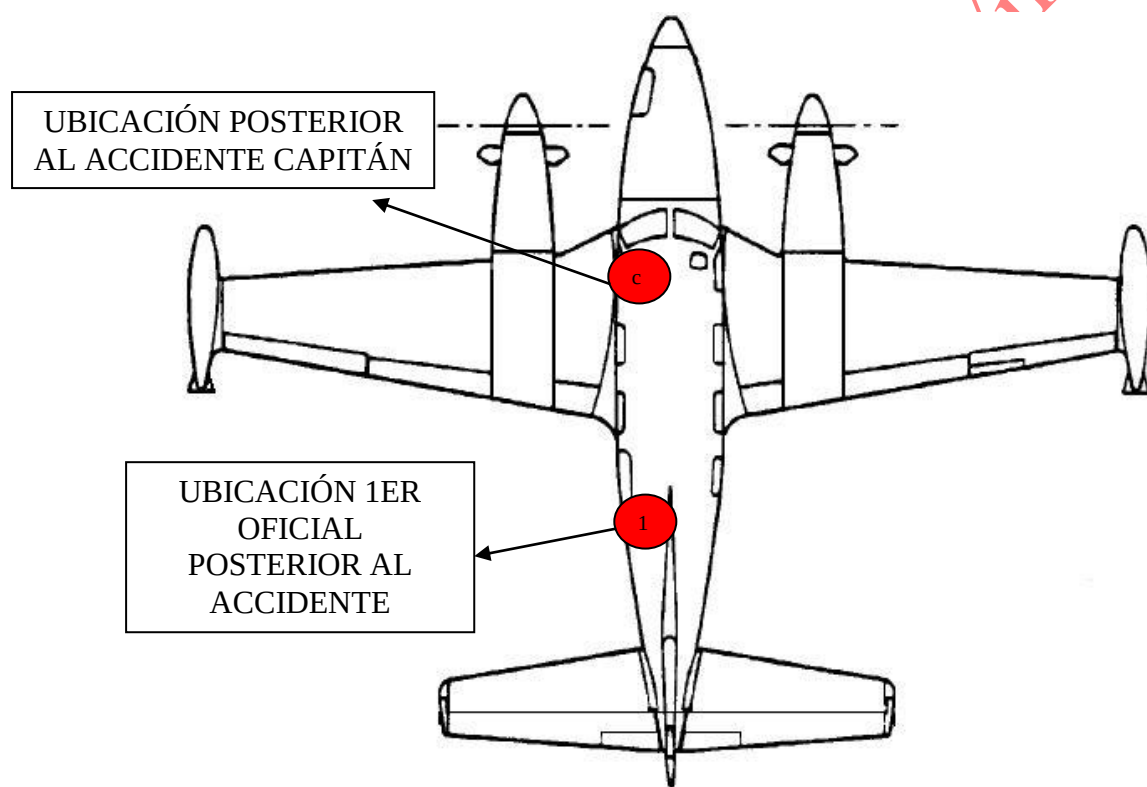


Imagen 44 Ubicación de la tripulación posterior al accidente
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 45 Restos de los instrumentos de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025





Imagen 46 Velocímetro lado 1er Oficial
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025

En el proceso de investigación, se ha identificado entre los restos de la cabina de la aeronave: el indicador de velocidad, también conocido como velocímetro. Este instrumento se encontraba ubicado en el panel del primer oficial y, notablemente, quedó marcado con una indicación de 60 nudos.

La lectura del velocímetro antes del evento es fundamental para entender las circunstancias que rodearon el suceso. Es importante destacar que, para la fase de vuelo en la que se encontraba la aeronave, era imperativo que esta alcanzara un mínimo de 90 nudos.



La discrepancia entre la velocidad indicada y el requisito mínimo puede sugerir diversos factores que contribuyeron al accidente. El hecho de que la aeronave no haya alcanzado la velocidad adecuada podría haber comprometido su capacidad de maniobra, aumentando significativamente el riesgo de accidente durante esta fase crucial de vuelo.

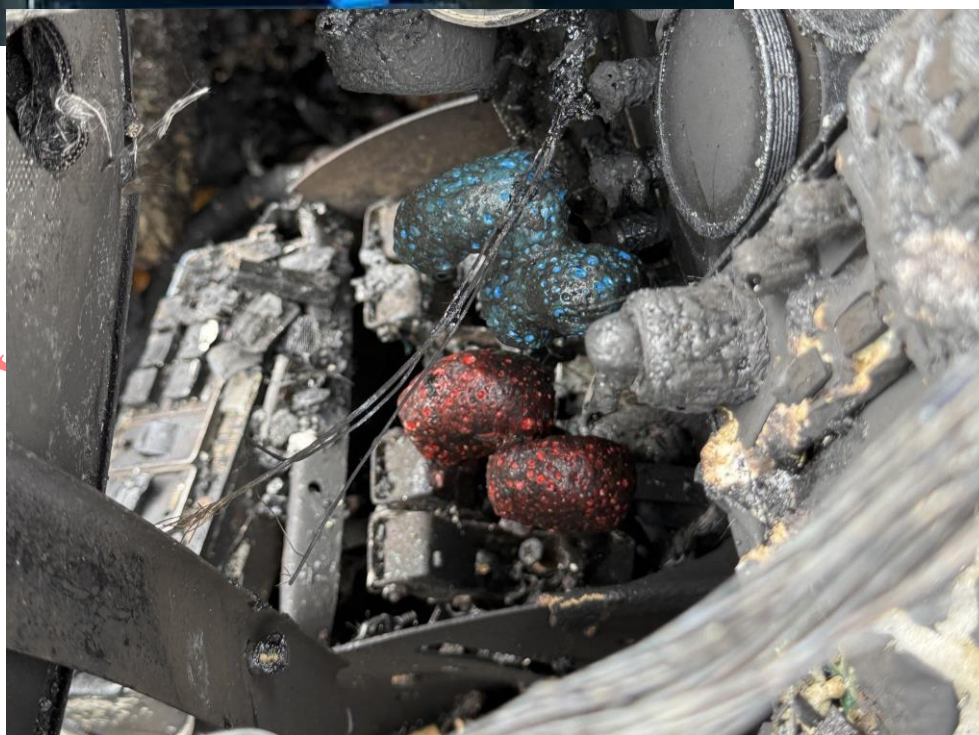


Imagen 47 Palancas de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025

En relación con la posición de las palancas de potencia, control de hélice y de mezcla (de izquierda a derecha), se pudo observar que estas estaban ajustadas a su máxima capacidad. Este hecho sugiere que la tripulación realizó un esfuerzo por recuperar la aeronave de la condición inusual que ponía en riesgo su estabilidad y control. Sin embargo, es crucial destacar que, en ese momento, la aeronave se encontraba a una altitud muy próxima al terreno, lo que incremento significativamente la complejidad de la situación, haciendo imposible recuperar la aeronave.

En la imagen de la parte inferior, podemos observar la aplicación de comandos de control en los instantes finales del evento. Específicamente, la posición de deflexión observada en el timón de dirección (rudder) y el alerón del plano derecho es consistente con el intento de la tripulación de iniciar maniobras de recuperación ante una actitud inusual. Sin embargo, el margen de maniobra para cualquier procedimiento de recuperación se vio severamente comprometido debido a la altitud críticamente baja de la aeronave en el momento de la aplicación de dichos comandos. Esta restricción de altitud limitó la capacidad de las entradas de control para generar el momento o la sustentación necesarios para mitigar exitosamente la condición aerodinámica adversa.



Imagen 48 Condición Rudder y alerón
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025



La batería de la aeronave fue expulsada de la aeronave y ubicada junto con los restos en la plataforma.



Imagen 49 Batería de la aeronave
Fuente: Investigador encargado. **Año:** 2025

7. Se realizó la revisión de los registros de mantenimiento, cumpliendo con lo recomendado por el fabricante.
8. Se realizó entrevista a los testigos del accidente.
9. Se realizaron entrevistas al personal de Controladores de Tránsito Aéreo de la Torre de Control que mantuvieron comunicación con la aeronave previo al suceso.



10. Se realizó entrevista al administrador de la aeronave, notificando que no hubo reportes de mal funcionamiento de la aeronave previo al vuelo.
11. Se realizó una inspección de los restos de la aeronave siniestrada. Esta labor fue ejecutada en colaboración directa con una Organización de Mantenimiento Aeronáutico (OMAC) debidamente certificada y con la habilitación específica para el modelo de aeronave involucrado en el evento. Los resultados técnicos obtenidos de esta inspección se detallan a continuación:

Los motores fueron localizados en el sitio del accidente junto a los restos de la aeronave. El motor izquierdo (PCE 10052) se halló en lado posterior izquierdo del fuselaje, presentando evidencias de impacto en la zona frontal y deformación por torsión, atribuibles a la rotación del motor. El grado de deformación de las hélices sugiere que el motor se encontraba girando a un régimen de potencia alto al momento del impacto. En la parte posterior se observan indicios de desgarramiento en la sección de anclaje de la planta propulsora, correspondiente a la fijación del fuselaje, posiblemente causado por las fuerzas inerciales del impacto.

El motor derecho (PCE 10053) se localizó fragmentado en cuatro piezas dispersas en diferentes zonas del área del siniestro, principalmente hacia el frontal derecho e izquierdo del fuselaje. Los fragmentos identificados corresponden a: una pala del conjunto de hélice, la sección de potencia del motor, la sección generadora de gases (compresores) y el cowling assembly.

La pala desprendida del motor derecho presentaba signos de fractura en su encastre, con deformación por compresión y torsión, lo que sugiere un impacto vertical contra el terreno con alta velocidad de rotación, generando una hendidura de aproximadamente 10 a 15 centímetros de profundidad, indicando que probablemente fue la primera pieza del motor en impactar.

La sección de potencia del motor derecho fue hallada en la zona frontal derecha del fuselaje, mostrando signos de deformación por torsión e impacto, manteniendo adheridas las dos palas restantes, aunque con deformaciones por rotación. Esta sección se separó de la sección generadora de gases (compresores) por el flange C, dejando expuestos componentes internos del motor, como el Vane Ring.

La sección generadora de gases se encontró del lado delantero izquierdo de los restos de la aeronave, unida a la caja de accesorios, evidenciándose la separación por el flange C y exponiendo la rueda de turbina, cámara de combustión y el manifold de combustible.



Los accesorios del motor permanecieron en su ubicación estipulada, mostrando únicamente daños por impacto. Se pudo visualizar la placa de identificación, confirmando el motor como Pratt &Whitney Aircraft of Canadá LTD, Modelo PT&A-11, Serial PCE 10053.

El cowling assembly del motor derecho se encontró adelantado de la sección generadora de gases, mostrando evidencias de desprendimiento de la sujeción a la estructura de la aeronave y del motor, con daños atribuibles al impacto.

No fue posible obtener lecturas de los instrumentos indicadores de los motores debido a los daños ocasionados por el fuego; estos permanecían incorporados al panel. **Las palancas de condición de los motores se encontraban adelantadas sugiriendo su posición en régimen de potencia al momento del accidente.**

Tras el análisis de los restos, se determina que la aeronave se elevó y voló aproximadamente 200 metros antes de precipitarse, rotando sobre su eje longitudinal hacia el lado izquierdo. Durante la caída, impacto primero con la punta del ala izquierda, seguido del motor izquierdo, luego nariz, el motor derecho y finalmente la punta del ala derecha, completando dos giros 360° sobre si misma.

El motor izquierdo impacto de manera descendente y angulada, generando torsión en las hélices debido a su rotación, desprendiéndose posteriormente de manera integral del encastre del ala. El motor derecho fue el segundo en impactar. Una de sus tres palas se fracturó a 10 centímetros de su encastre, mostrando daño por compresión y torsión, lo que provocó la parada brusca del motor y transmitió las fuerzas del impacto a toda su estructura. Las otras dos palas presentaron indicios de impactos por rotación menos severos.

La rotación de la aeronave y la desaceleración brusca del motor derecho ocasionaron que la estructura externa se separara por el flange C, dividiendo la sección de potencia de la sección generadora de gases. La sección de potencia quedó en la zona donde inicia el área de aparcamiento de aeronaves, mientras que la sección generadora de gases continuó desplazándose por inercia junto al fuselaje, separándose del resto de la aeronave por pocos metros. El cowling assembly del motor derecho quedó a corta distancia de la sección generadora de gases.



La inspección y recopilación de datos se realizaron mediante un levantamiento visual del lugar del accidente, complementando con métodos fotográficos y análisis visual de los motores y sus componentes. Adicionalmente, se utilizó la información técnica proveniente de los manuales de mantenimiento de los motores PT6A-11, con el objetivo de identificar la condición de los componentes, su integridad estructural y posibles evidencias de funcionamiento previo al impacto.

Conclusiones

Ambos motores se encontraban operativos al momento del accidente, sin evidencia de fallas mecánicas previas al impacto, según el análisis visual de los restos y la información de mantenimiento disponible.

El motor izquierdo se encontraba integro tras el impacto con deformaciones atribuibles a las fuerzas del choque y la rotación del motor durante la caída.

El motor derecho sufrió fracturas significativas y separación de sus secciones por las fuerzas del impacto y la desaceleración brusca. Las evidencias sugieren que la fractura de la pala fue la primera interacción con el terreno, indicando operación a régimen de potencia al momento de la caída.

Tras el análisis de los restos, se pudo determinar que la secuencia del impacto de la aeronave (ala izquierda → motor izquierdo → nariz → motor derecho → ala derecha) concuerda con los daños observados en los motores y la estructura, apoyando la hipótesis de que los daños fueron causados por el accidente y no por fallas previas.

Hallazgos:

- Durante el análisis del video del vuelo se pudo observar que la tripulación inició su rotación y posterior ascenso con una carrera de despegue de aproximadamente 300 metros. Es importante señalar que esta distancia fue insuficiente para permitir que la aeronave alcanzara la velocidad de seguridad mínima requerida para un ascenso estable y seguro, de acuerdo con los parámetros operacionales establecidos por el fabricante.



La Junta investigadora de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil (JIAAC) a partir de los hallazgos y evidencias preliminares recabadas, muy respetuosamente emite las siguientes **medidas preventivas**:

A la comunidad Aeronáutica

- **Verificación Cruzada de V-Speeds:** Reforzar la necesidad de que ambos pilotos verifiquen y confirmen las velocidades críticas (especialmente VR- Velocidad de Rotación) y la distancia de carrera de despegue requerida antes de iniciar el ascenso.
- **Conciencia Situacional en Pista:** Capacitación para monitorear activamente la distancia recorrida y la aceleración de la aeronave en relación con las velocidades recomendadas por el fabricante.
- **Protocolo de No Rotación:** Reforzar el procedimiento de que en ninguna circunstancia se debe iniciar la rotación de la aeronave antes de la velocidad recomendada por el fabricante, independientemente de los puntos de referencia visuales o las percepciones de la tripulación sobre la carrera restante en la pista.

CAUSA PROBABLE:

La Junta Investigadora de Accidentes e Incidentes de Aviación civil luego de los análisis de las evidencias pudo determinar lo siguiente:

El análisis de los datos del vuelo indica que la aeronave inició el ascenso (rotación) antes de haber alcanzado la velocidad de seguridad mínima recomendada por el fabricante para esa configuración y peso. Esta desviación operacional resultó en una reducción crítica del margen de seguridad aerodinámico inmediatamente después del despegue. En consecuencia, al operar en un estado de energía y sustentación insuficientes, la aeronave experimentó una entrada en pérdida aerodinámica a una altitud que limitó severamente la capacidad de recuperación. La baja altitud operativa en el momento de la pérdida impidió la aplicación efectiva de los procedimientos de recuperación por parte de la tripulación, lo cual condujo al inminente impacto contra el terreno y posterior incendio.

Por lo antes expuesto, la Junta Investigadora de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil, determinó que el factor causal principal fue **la ejecución inadecuada de la maniobra de rotación de la aeronave**, antes de alcanzar la velocidad de seguridad crítica requerida para el peso y la configuración del vuelo.



La investigación actualmente se encuentra en el proceso de análisis de la información técnica, operativa y documental, quedando pendiente la elaboración del informe final.

NOTIFICACIÓN DEL SUCESO Y RELACIONES CON LOS ESTADOS INTERESADOS

De Conformidad con lo establecido en el Capítulo 4 del Anexo 13 de la Convención sobre Aviación Civil Internacional, se generaron las notificaciones siguientes: Notificación del Suceso a través del formulario MPPT-JIAA-F014 correspondiente al expediente N° 038/2025., reportando al sistema “ADREP” de la **Organización Internacional de Aviación Civil (OACI)**. Notificación vía correo electrónico al Estado de Diseño y el Estado de fabricación de la aeronave: **Estados Unidos de Norte América**.

RESPUESTA DE LOS ESTADOS NOTIFICADOS

Estados Unidos de Norte América, en la condición de **Estado de Fabricación y Diseño de la aeronave**, cuya notificación fue enviada al oficial de guardia correspondiente, dando respuesta a la misma y asignando un representante acreditado.

La información aquí suministrada es emitida por la Dirección General de la Oficina Administrativa de Seguridad del Transporte (Junta Investigadora de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil) Adscrita al Ministerio del Poder Popular para el Transporte.

Todos los tiempos horarios reflejados en este reporte están indicados en Tiempo Universal Coordinado (UTC); (el Horario UTC en Venezuela es de -4,00 horas).

Extractos de esta información pueden ser publicados sin un permiso específico de la JIA, siempre que sea informada y reconocida la fuente de origen.

Caracas, 5 de Noviembre de 2025.



CONTACTENOS:

Dirección: Av.
Francisco de
Miranda, Torre
MPPT, Piso 20,
Junta Investigadora
de Accidentes
Municipio Chacao,
Estado Miranda -
Caracas – Venezuela

Visítenos:

(Web):

<http://www.mppt.gov.ve/jiaa/>

Llámenos:

(Telf.): +58
412-1554942 / 0212-
20133906 / IP
212336

O Escribanos:

(Mail):
jiaave@gmail.com



“Investigar es indagar, escudriñar, preguntar, explorar vigilar, supervisar, ensayar, comprobar, etc., por lo tanto, el investigador se sitúa frente a los hecho con el deseo de conocer, de saber cómo y por qué se inició el camino hasta el infortunio.”

María Méndez De Santis

