



Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México
Febrero 15, 2022, 15:17 hora local, (2117 UTC)
Airbus 319-114, Serie 1833, Matrícula N354NB
Malfuncionamiento del motor (SCF-PP)
Daños: Menores
Lesionados: Sin lesionados





Informe Final de incidente grave

Aprobado en la Sesión 05/24 de la Comisión
Investigador de fecha 14 de febrero de 2024.

Matrícula: **N354NB**
Número de expediente: **INCDDTAFA031/2022MMMX**

RESÚMEN.

El 15 de febrero de 2022 a las 15:17 horas. (2117 UTC), un incidente grave involucro a la aeronave marca Airbus modelo A319-114, serie 1833, matrícula N354NB, operado por la aerolínea Delta Airlines, número de vuelo DAL605, con origen en la Ciudad de México (MMMX) y destino Aeropuerto Internacional de Minneapolis, USA (KMSP), durante la carrera inicial de despegue en la pista 05L del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, debido a la falla en el motor derecho ocasionando la excursión hacia el lado derecho, cuando la aeronave rodaba fuera de la superficie de la pista se produjo un desinflado de la llanta número cuatro de la pierna derecha del tren de aterrizaje principal. Las condiciones meteorológicas visuales eran cielo despejado en el momento del incidente, los 101 pasajeros y los cuatro tripulantes no resultaron heridos.

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación DAAIA, (Estado del suceso) fue notificada por la Autoridad del Aeropuerto de la Ciudad de México AFAC, del grave incidente, la DAAIA informo a las Autoridades de Investigación de Accidentes, Junta Nacional de Seguridad en el Transporte (NTSB) como Estado de Matrícula y Operador, además, a la Oficina de Enquêtes et d'Analyses (BEA) como Estado del Fabricante fabricación de la aeronave y motor. Durante la investigación de campo del incidente, las memorias no volátiles (CVR, FDR y QAR) se recuperaron y se leyeron en el laboratorio de la BEA.

La NTSB y la BEA designaron cada uno un representante acreditado y se designaron asesores técnicos de Airbus y Safran.

La Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos enfatiza que, en ningún caso, la Causa Probable de este incidente grave, los factores contribuyentes y/o las recomendaciones emitidas en el presente Informe Final de Causa Probable o el contenido de sus anexos indican una responsabilidad o culpabilidad respecto de la ocurrencia del suceso.



ADVERTENCIA

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación señalan que el presente informe final de incidente grave esta emitido y fundamentado con base en los Artículos 1, 2 fracción I, 14, 16, 18, 26, y 36 fracción XXVII de la Ley Orgánica de la Administración Pública Federal; 2 fracciones III y XVI, sub-fracción XVI.5, 9, y 21 fracción XXIII del Reglamento Interior de la Secretaria de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SICT); 185, 187, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, así como los artículos Transitorios, primero, segundo, tercero y cuarto del "Acuerdo por el que se establece que las actividades relativas a la búsqueda y salvamento, así como la investigación de accidentes e incidentes sufridos por aeronaves civiles a que se refieren los artículos 80, 81, 81 BIS y 81 TER de la Ley de Aviación Civil serán realizadas por la Subsecretaria de Transporte de la SICT", publicado en el Diario Oficial de la Federación el 24 de agosto de 2021.

El presente Informe final de incidente grave es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación, de la Subsecretaría de Transportes de la Secretaria de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SICT), respecto a las circunstancias en que se produjo el suceso objeto de esta investigación técnica.

De acuerdo con lo señalado en el Anexo 13 (Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación), al Convenio sobre Aviación Civil Internacional (CACI); los artículos 81 de la Ley de Aviación Civil y 185 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, el objetivo principal de la investigación de los accidentes e incidentes de aviación es prevenir y evitar la recurrencia o reincidencia de sucesos similares. El propósito de esta actividad no es determinar la culpabilidad o responsabilidad civil o penal de los involucrados en el suceso, ni fincar responsabilidades judiciales.

Consecuentemente, la difusión, distribución, copia y cualquier otro uso que se haga de la información contenida en este informe final de incidente grave con fines distintos a la prevención de futuros accidentes o incidentes, puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas. Por lo que la entrega de ésta afectaría de manera directa las relaciones internacionales entre México y otros países u organismos internacionales, ya que la divulgación de la información que se desprende de la investigación de los accidentes y/o incidentes aéreos, afectaría en la pérdida de confianza entre los países participantes en una investigación, pudiendo afectar futuras investigaciones, esto debido a que México no es un país fabricante de aeronaves por lo que no cuenta con laboratorios y/o instalaciones especializados para la realización de las tareas complementarias de una investigación de sus componentes o de su planta motriz (motores).



INDICE

1. Historia sobre los hechos.....	5
1.1. Reseña del vuelo.....	5
1.2. Lesiones a personas.....	5
1.3. Daños sufridos en la aeronave.....	5
1.4. Otros daños.....	6
1.5. Información sobre el personal.....	6
1.6. Información sobre la aeronave.....	6
1.6.1. Información sobre el motor.....	7
1.7. Información meteorológica.....	7
1.8. Ayudas para la navegación.....	8
1.9. Comunicaciones.....	8
1.10. Información de aeródromo.....	8
1.11. Registradores de vuelo.....	8
1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR).....	8
1.11.1.1. Alineación e Inicio del despegue.....	9
1.11.1.2. Falla de motor y aeronave virando a la derecha.....	9
1.11.1.3. Rumbo y cargas de la aeronave.....	11
1.11.1.4. Análisis del sistema de frenado.....	12
1.11.1.5. Dirección.....	12
1.11.2. Grabadora de voz (CVR).....	13
1.12. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto.....	13
1.13. Información médica y patológica.....	14
1.14. fuego.....	14
1.15. Supervivencia.....	14
1.16. Ensayos e investigaciones.....	14
1.16.1. Descripción del sistema.....	14
1.16.1.1. Freno automático.....	15
1.16.1.2. Sistema de antiskid.....	15
1.16.1.3. Rueda de dirección del tren de nariz.....	15
1.16.1.4. Procedimiento de operación.....	16
1.16.1.4.1. Carrera de despegue.....	16
1.16.1.4.2. Procedimiento de despegue rechazado de acuerdo con Airbus.....	16
1.16.1.4.3. Procedimiento de interrupción del despegue "RTO" de acuerdo con el manual de entrenamiento de la tripulación de vuelo "FCTM" del operador Delta Airlines.....	17
1.16.1.4.4. Fallo del motor a baja velocidad (en tierra).....	17
1.16.1.4.5. Falla del motor al despegue de Delta Airlines, antes de la velocidad de decisión V1.....	18
1.16.1.5. Hallazgos en el taller de motores.....	18
1.16.1.5.1. Registros de Mantenimiento.....	19
1.17. Información organizacional y de administración.....	23
1.17.1. Calificación inicial de la tripulación de vuelo, procedimiento de la discontinuación del despegue "RTO" de acuerdo con el módulo DIG 304 establecido en el manual del operador Delta Airlines.....	23
1.17.2. Validación de las maniobras con la calificación en los módulos DIG 642 y 644 del operador Delta Airlines que incluye "RTO's".....	24
1.18. Información adicional.....	24
1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces.....	24
2. Analisis.....	24
3. Conclusiones.....	26



1. Historia sobre los hechos.

1.1. Reseña del vuelo.

El 15 de febrero del año 2022, aproximadamente a las 15:17 horas. (2117 UTC), la aeronave matrícula N354NB salió de la posición de la Terminal II del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México "AICM", la tripulación recibió instrucciones para circular por calle de rodaje, luego de tomar la pista 05L y esperar, la instrucción de despegue autorizado de torre México.

De acuerdo con los videos de las cámaras CCTV del aeropuerto, la aeronave ingresa a la pista 05L y durante la carrera de despegue, aproximadamente a 80 nudos, se escuchó una fuerte explosión del motor número 2, el cual comienza a emitir humo por la parte trasera (zona de gases de escape), provocando que la aeronave virara hacia la derecha, quedando al final de la línea de borde de pista, la rueda número 4, rodo sobre una rejilla de hormigón; utilizada para evitar la acumulación de agua; cabe señalar que parte de la aeronave permaneció fuera de la pista y otra parte dentro de la superficie de la misma.

Parte de la aeronave permaneció en la superficie de la pista sin poder ser movida, los servicios de rescate del aeropuerto coordinaron con el operador la remoción, sin embargo, el representante del operador no aceptó las propuestas de evacuar la aeronave, por lo que los 112 pasajeros y tripulantes (2 pilotos y 2 sobrecargos) fueron evacuados en autobuses de regreso a la terminal II.

Finalmente, la aeronave fue retirada hasta las 22:00 horas (0400 UTC) quedando la pista operativa. Durante la entrega de la pista operativa, personal de operaciones del aeropuerto y el investigador de la DAAIA detectaron el desprendimiento de material de los alabes de la sección inferior de la turbina de baja presión "LPT" del motor número dos, las cuales fueron entregadas a la Autoridad de Aviación Civil y posteriormente entregadas al Operador.

Continuando con la investigación de campo, se energizó la aeronave y se accedió a los mensajes del ECAM, los cuales indicaban GMT 2117 PH04 ATA7700 ENG 2 OIL LO PR (mensaje de baja presión de aceite del motor 2), GMT 2117 PH04 ATA7700 ENG 2 FAIL (falla del motor 2), GMT 2117 PH09 ATA7700 ENG 2 FADEC (motor 2 FADEC), GMT 2117 PH10 ATA7700 ENG 2 FADEC B FALLO. (fallo motor 2 FADEC B).

Se recuperaron las memorias no volátiles CVR, FDR y QAR de la aeronave, así como muestras de aceite y combustible del motor de la posición número dos.

1.2. Lesiones a personas.

	Fatales	Graves	Menores	Ilesos
Piloto	--	--	--	1
Copiloto	--	--	--	1
Sobrecargos	--	--	--	2
Pasajeros	--	--	--	101
Total	--	--	--	105

1.3. Daños sufridos en la aeronave.

La aeronave no presenta daños externos, únicamente el neumático de la posición número 4 desinflado, el cual fue reemplazado.

Derivado de la inspección visual inicial, el motor derecho presenta daños en los álabes de la turbina de baja presión (LPT) y en el conducto de escape. El detector de partículas¹ magnético No. 4, presento material ferroso. Se localizo material de los alabes en el área de la turbina de (escape).

¹ El detector de partículas magnéticas (también llamado MCD) recolecta partículas magnéticas en el aceite que fluye de la salida de las cuatro bombas de barrido



La inspección con boroscopio realizada después del evento muestra daños en los alabes de la Turbina de Alta Presión (HPT) y en la Turbina de Baja Presión (LPT).

1.4. Otros daños.

La pista 05L, después de la línea de borde de pista, tiene instalada una rejilla de drenaje, la cual resultó dañada. La rueda número cuatro de la pierna derecha del tren de aterrizaje se desplazó sobre la rejilla por aproximadamente 20 metros, las cuales resultaron dañadas, además la aeronave provocó daños en 3 lámparas del borde de la pista 05L, ubicada en el encadenamiento 0+575 m (ver imagen 1.4.a).



Fig. 1.4.a.- Rejilla de drenaje que fue dañada.

El neumático número 4 (neumático del tren de aterrizaje principal derecho) estaba desinflado. No se observaron puntos planos. Se pueden observar rayones y cortes, típicos de daños por objetos extraños (rejilla de drenaje).

1.5. Información sobre el personal.

	Comandante	Primer Oficial
Edad	VER 1	VER 2
Tipo de licencia	ATPL	ATPL
Número de licencia	VER 1	VER 2
Expedida	FEB 26, 2021	APRIL 02, 2014
Capacidades	A320, B757, B767, DC9, L382	A320, CL65, SF340
Total horas con Delta Air lines	3,934.13	4,528.05
Total, horas en el equipo	400.88	4,527.25
Total, horas últimos 90 días	180.36	177.34
Total, horas últimas 24 horas	1.21	1.21
Certificado Médico	Clase 1	Clase 1
Expedido	NOV 02, 2021	DIC 16, 2021
Limitaciones	Uso de Lentes	Uso de Lentes

1.6. Información sobre la aeronave.

Fabricante	Airbus
Modelo	A319-114



Número de serie	1833
Fecha de fabricación	2002
Matrícula	N354NB
Operador	Delta Air Lines
Certificado de Aeronavegabilidad	DART410046GL
Certificado de Registro	50772327
Horas de Vuelo de la Aeronave	41,380.50
Tiempo desde la Reparación Mayor	N/A
Ciclos de Vuelo de la Aeronave	21,579
Ciclos Desde el Último Servicio	2,522
Horas Desde el Último Servicio	4,588.19

1.6.1. Información sobre el motor.

Fabricante	CFMI
Modelo	CFM56-5A5F
Número de serie	733179
Fecha de fabricación	April 01, 1999
Fecha de instalación del motor	Jun 15, 2016
Ciclos de Instalación del Motor	22,516
Horas de Instalación del Motor	45,231:14
Fecha de Remoción del Motor	Feb 22, 2022
Ciclos del Motor desde Nuevo	30,033
Tiempo del Motor desde Nuevo	60,618
Ciclos de Motor desde su Último Servicio de Overhaul	7,517
Ciclos desde la Última Visita a Taller del Motor	15,386
Última Visita del Motor a Taller	06/06/2016

1.7. Información meteorológica.

Las condiciones climáticas más cercanas al momento del incidente fueron:

METAR MMMX 152055 08006 7SM SCT020 22/02 A3028 NOSIG RMK SLP099 57037 901 8/200 HZY DSNT TCU E SE S=152055.

Reporte METAR del Aeropuerto de México del día 15 a las 2055 UTC, con viento de 80° y velocidad de 06 nudos (11 km/hr), con visibilidad de 7 SM (11.26 km), cielo parcialmente nublado a 2,000 ft (609.6 m), temperatura ambiente de 22°C y punto de rocío de 02°C, corrección altimétrica de 30.28 pulgadas de mercurio, sin cambios significativos en las condiciones climáticas.

Notas: Presión al nivel medio del mar SLP099=1009.9 hectopascales, presión trihora 57037=baja 3.7 hectopascales, cambio de presión en las últimas 24 hrs 901= aumento 0.01 hectopascales, tipo de nube 8/200 presentó solo nubes bajas de 2, cumulus congestus de gran vertical de desarrollo, sin presencia de nubes medias o altas, calimas y cúmulos en torre al este, sureste y sur de la estación.

Debido a que la aeronave se encontraba en la pista 05L, se cerró de acuerdo con los NOTAM vigentes del 2202152130 al 2202152330 (NOTAMS A1151/22, A1165/22), emitiéndose posteriormente NOTAM A1172/22 para reactivación de la pista.



El suceso ocurrió a las 21:17 UTC (15:17 hora local).

La información meteorológica no destaca condiciones adversas de viento durante el despegue. Al momento del suceso se presentaba viento cruzado de derecha y leve. La pista estaba seca, sin contaminación.

1.8. Ayudas para la navegación.

El aeropuerto Internacional de la Ciudad de México cuenta con VOR/DME, ILS/DME CAT 1, SSR (Radar Secundario), VHF. Sin embargo, no fueron utilizados por la tripulación de vuelo de la aeronave ya que se encontraba en carrera de despegue y bajo la administración de la torre de control en la frecuencia de 118,55 MHz.

1.9. Comunicaciones.

La tripulación del vuelo DAL605 estableció comunicación y coordinación con los servicios de la torre de control del Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México en la banda 118.55 MHz. de frecuencia. Las comunicaciones entre ellos fueron grabadas, pero son comunicaciones ilegibles, por lo que no está disponible la transcripción.

1.10. Información de aeródromo.

El aeropuerto internacional de la Ciudad de México tiene el designador OACI MMMX, cuenta con dos pistas paralelas, a una altura de 2,227.78m (7,309 pies), la pista utilizada por la aeronave tiene los identificadores 05L/23R, esta pista tiene una distancia de 3.963m de largo por 45m de ancho, cuenta con luces blancas de borde de pista y la superficie es asfáltica.

La pista 05L tiene unas rejas de hormigón; que sirven para evitar la acumulación de agua en la pista; estas comienzan en el cadenamamiento 0+250 (m) y terminan en 0+578 (m). Estas parrillas no soportan el peso de una aeronave A319, cabe señalar que el avión crítico en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México "AICM" es el A380.

Existe un documento de limpieza de la pista 05L antes y después del incidente grave, el cual indica que no existen presencias de Daños por Objetos Extraños "FOD" que hubieran provocado la falla del motor izquierdo.

1.11. Registradores de vuelo.

La aeronave tenía instalados dos registradores de vuelo y un QAR, que fueron recuperados de su posición de diseño. Ambas grabadoras no presentan daños y tienen las siguientes características:

Grabadora	Fabricante	N/P	S/N	Fecha de Recuperación	Fecha de Descarga
FDR ²	L3 Aviation Products, Inc.	2100-4043-02	000182402	Feb-16-22	Mar-11-22
CVR ³	Honeywell	980-6022-001	3415	Feb-16-22	Mar-11-22
QAR ⁴	*5	31-0252-505	*	Feb-16-22	Mar-11-22

1.11.1. Registrador de datos de vuelo (FDR).

La aeronave estaba equipada con un registrador de datos de vuelo (FDR) Honeywell, número de parte 2100-4043-02, serie 000182402, se encontraba en su posición de diseño en la parte trasera de la aeronave, el exterior no presentaba daños, este modelo utiliza memoria de estado sólido como medio de registro, se extrajo la información desde el momento del rodaje hasta el momento en que inicia la carrera de despegue y posteriormente se detiene la aeronave.

² Flight Data Recorder (Registrador de datos de vuelo).

³ Cockpict Voice Recorder (Grabadora de voz).

⁴ Quick Access Recorder (Registrador de acceso rapido).

⁵ Sin datos para este punto



De la lectura del FDR se obtuvieron los siguientes parámetros: altitud de presión, rumbo magnético y activación de comunicaciones (VHF keying), velocidad de avance, posición de flaps, elevadores, lectura de N1 y N2 de ambos motores, entre otros parámetros.

El motor izquierdo permaneció estable. Los gráficos obtenidos proporcionados para NTSB están disponibles en el Anexo A.

1.11.1.1. Alineación e Inicio del despegue.

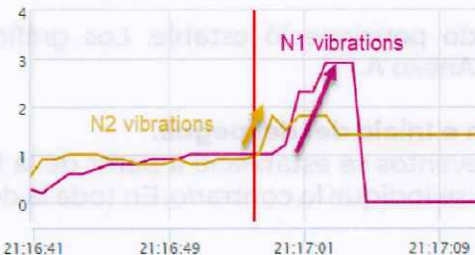
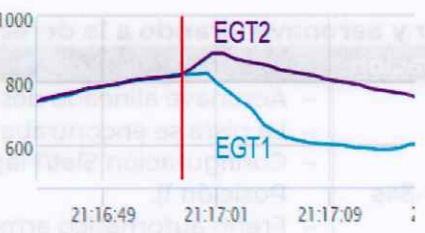
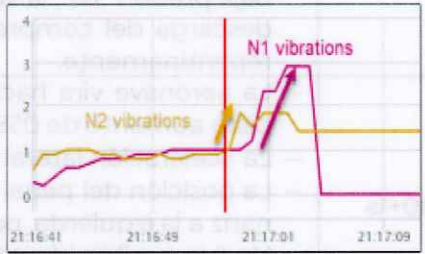
La secuencia de eventos se estableció a partir de la lectura de los datos del DFDR. Todas las horas en UTC a menos que se indique lo contrario. En toda la descripción siguiente, t0 es la falla del motor 2 (a las 21:16:59 UTC).

Tiempo (UTC)	Duración	Acciones
21:16:38	t0-21s	- La aeronave estaba rodando. - Ambas palancas de empuje se movieron ligeramente por encima de la posición de baja velocidad "IDLE", con un ángulo de la palanca de empuje de (TLA=+7°). - Velocidad del rotor en baja presión "N1" en ambos motores aumento al 50%.
21:16:39	t0-20s	Ambas palancas de empuje se movieron hacia la posición de Empuje continuo máximo flexible "FLX/MCT" en 5 segundos.
21:16:44	t0-15s	- Despegue Iniciado. - Ambas palancas alcanzaron la posición de empuje continuo máximo flexible "FLX/MCT", con un ángulo de la palanca de empuje de (TLA=+35°). - La temperatura de flexión fue de +29°C y la temperatura censada "TAT" fue de +24°C. - Ambos parametros del motor incrementaron simétricamente. - El objetivo de la velocidad fue la administración igual a 151 nudos "kt".

1.11.1.2. Falla de motor y aeronave virando a la derecha.

Tiempo (UTC)	Duración	Acciones
21:16:25	t0-34s	- Aeronave alineada desde el punto final de la pista 05L para el despegue. - La pista se encontraba seca. - Configuración Slat/Flap "S/F" en CONF 1+F (Configuración de Flap en la Posición 1). - Freno automático armado en Modo Máximo "MAX". - La hora local fue a las 15:16:24, del día. - Velocidad del rotor en baja presión "N1" en ambos motores al 25%.
21:16:59	t0	- La Velocidad aerodinámica "CAS" = 83 nudos (kt) / Velocidad en tierra "GS" = 89 nudos (kt). - Los parámetros principales del motor No. 2 como Velocidad del rotor en baja presión "N1", la velocidad del rotor en alta presión "N2", la presión de descarga del compresor "PS3" y el flujo de combustible disminuyeron repentinamente.
21:17:00	t0+1s	- La aeronave vira hacia el lado derecho capturada cuando el rumbo de pista aumentó de 055°(QFU) a 063° en 5 segundos. - La aceleración lateral "LATG" disminuyó a -0.17G en 3 segundos. - La posición del pedal del timón saltó de +8.0° a +30.6° por una orden de nariz a la izquierda, permaneciendo con este valor por 7 segundos. - No fue posible identificar si los movimientos de eentrada de la palanca desde la posición del primer oficial "FO" del lado izquierdo hasta +19.2° durante aproximadamente 4.5 segundos.



Tiempo (UTC)	Duración	Acciones
		La vibración N2 del motor No. 2, aumento de 1 Unidad en Cabina "CU" a 1.8 Unidades en Cabina "CU". 
21:17:01	t0+2s	- La Velocidad aerodinámica "CAS" = 85 nudos (kt) / Velocidad en tierra "GS" = 97 nudos (kt). - Se activa la advertencia de la baja presión en el motor No. 2. - Inicia la interrupción de la carrera de despegue (RTO). - Los spoilers de tierra empezaron a extenderse y la presión normal de los frenos comenzó a aumentar. - La aceleración longitudinal era de -0.12g antes del fallo del motor (aceleración). La desaceleración aumentó hasta aproximadamente +0.4g máximo durante la interrupción de la carrera de despegue (RTO).
21:17:02	t0+3s	- La Velocidad aerodinámica "CAS" 85 nudos (kt) and Velocidad en tierra "GS" 99 nudos (kt), comenzaron a disminuir desde ese punto. - Alarma activada durante 2 segundos. - Entradas en la palanca de control de dirección.
21:17:03	t0+4s	- La válvula de cierre de combustible de alta presión del motor No. 2 se cerró, el apagado del motor no fue comandado por la palanca maestra. - La temperatura de los gases de escape "EGT" en el motor No. 2 incrementaron hasta 885°C (+60°C en comparación con el motor No. 1). 
21:17:05	t0+6s	- Alarma maestra activada por 17 segundos. - Correlacionado con la advertencia de falla del motor No. 2 en ECAM en el informe del último tramo. - En la vibración del motor No. 2, N1 alcanza un máximo de 2.9 Unidad en Cabina "CU". 
21:17:05 a 21:17:09	t0+6s a t0+10s	- El rumbo disminuyo de 063° to 047°. - Movimiento de la aeronave a la izquierda.



Tiempo (UTC)	Duración	Acciones
		- A las 21:17:07 (t0+8s) el rumbo de la aeronave era de 055°, alineada con la pista. - El ángulo de banqueo aumentó hasta +5.3°. - La aceleración vertical fluctúa en ese momento.
21:17:08	t0+9s	- La velocidad aerodinámica "CAS" = 58 nudos (kt) / Velocidad en tierra "GS" = 67 nudos (kt). - Orden en punta del pedal del timón liberada. - Indicaciones de la rueda de nariz del timón enviadas al capitán desde la caja de control de la dirección del tren de nariz. - El rumbo de la aeronave aumentó de 047° a 050°.
21:17:10	t0+11s	La posición del pedal del freno derecho e izquierdo comenzó a aumentar y alcanzó un máximo de 40DA en el pedal izquierdo y 48DA en el pedal derecho 1 segundo después.
21:17:19	t0+20s	- Aeronave detenida en pista (GS=0 nudos (kt)) (Parada Final). - El rumbo de la aeronave 055°: la aeronave alineada con la pista.
21:17:29	t0+30s	Palanca maestra del motor No. 1 cortada.
21:17:32	t0+33s	Palanca maestra del motor No. 2 cortada.

1.11.1.3. Rumbo y cargas de la aeronave.

Las entradas y registros del movimiento de la aeronave se proporcionan en los gráficos DFDR; el rumbo de la aeronave comienza a aumentar 0.5 segundos antes de que los parámetros del motor comenzaran a disminuir. Lo más probable es que esto se deba a los muestreos de los parámetros registrados. Después de una falla del motor en el rumbo 055°, la aeronave vira hacia la derecha y alcanza los 067° después de 5 segundos. Luego el rumbo comienza a disminuir, hasta 047° en aproximadamente 4 segundos con un importante fenómeno de deriva. Finalmente, el rumbo de la aeronave vuelve a aumentar mientras la deriva se detiene (3 segundos). Cuando la aeronave se detiene, está alineada con la pista (055°). En los gráficos DFDR, el giro a la derecha y la deriva comenzaron justo antes del fallo del motor. Esto se debe al muestreo de los parámetros.

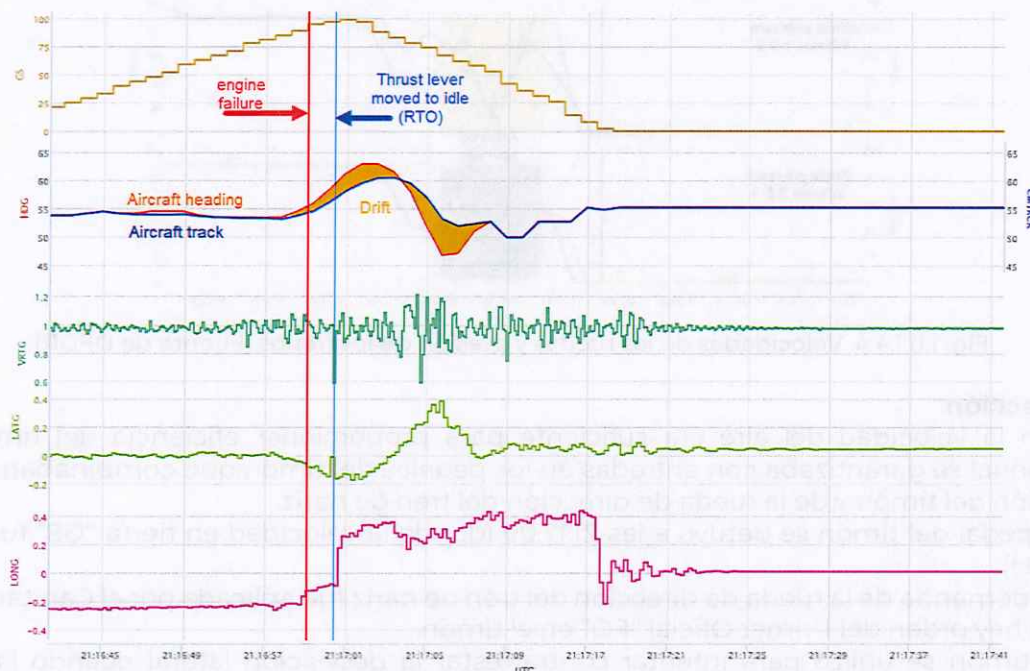


Figura 1.11.1.3.a. Rumbo y trayectoria de la aeronave / Cargas (Fuente DFDR)

La desaceleración longitudinal larga (LONG) es consistente con el uso de la discontinuación del despegue (RTO) y el frenado automático máximo MAX AUTO BRAKE de la aeronave.



La aceleración lateral (LATG) disminuyó de 0 a $-0,14$ g durante el movimiento inicial del avión hacia la derecha y luego aumentó a $+0,4$ g, de acuerdo con la aceleración vertical (VRTG), la salida de la pista se produjo alrededor de las 21:17:05.

1.11.1.4. Análisis del sistema de frenado.

- El freno automático Máximo “MAX” estaba activado (armado).
- El freno automático Máximo “MAX” se activó a tiempo: tan pronto como se desplegaron los spoilers.
- El freno automático Máximo “MAX” permaneció activo incluso cuando se presionaron los pedales de freno izquierdo y derecho (desde las 21:17:10) ya que no se alcanzó el umbral para la desactivación del freno automático.
- La presión normal de frenado estaba regulada por el antideslizamiento en función de la fricción de la pista, evitando el bloqueo de las ruedas y proporcionando la mejor eficiencia de frenado.
- No se produjo sobre temperatura en los frenos durante el despegue rechazado “RTO”.

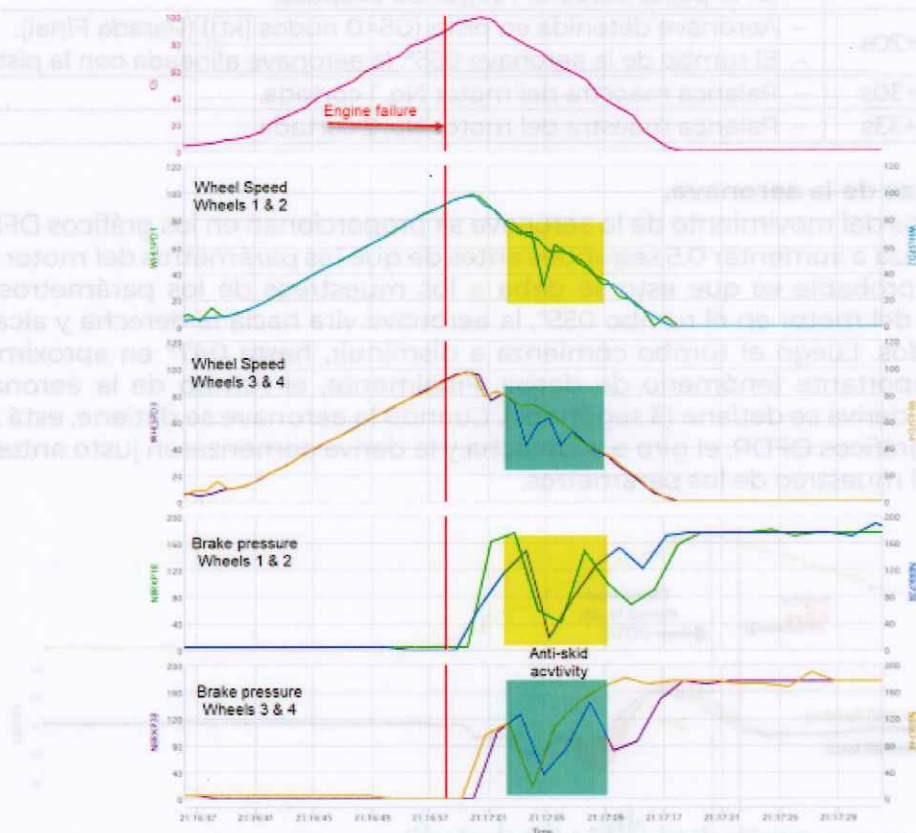


Fig. 1.11.1.4.a. Velocidades de las ruedas y presión de los frenos (Fuente de DFDR).

1.11.1.5. Dirección.

- Si bien la velocidad del aire era suficiente para proporcionar eficiencia del timón, el control direccional se garantizaba con entradas en los pedales del timón que combinaban los efectos de dirección del timón y de la rueda de dirección del tren de nariz.
 - El pedal del timón se detuvo a las 21:17:09 (donde la velocidad en tierra “GS” fue de 62 nudos (kts)).
 - La demanda de la rueda de dirección del tren de nariz fue aplicada por el Capitán con el timón.
 - No hay orden del Primer Oficial “FO” en el timón.
 - El timón se utilizó para intentar contrarrestar la desviación lateral cuando la velocidad de avance era superior a ~80 nudos (kts) (cf. 1.16.1.3.). Tenga en cuenta que según los puntos 1.16.1.4.1. y 1.16.1.4.3., no se recomienda el uso del timón por encima de la velocidad de rodaje (30 nudos) debido a su alta eficiencia, que podría provocar una reacción exagerada de la aeronave.

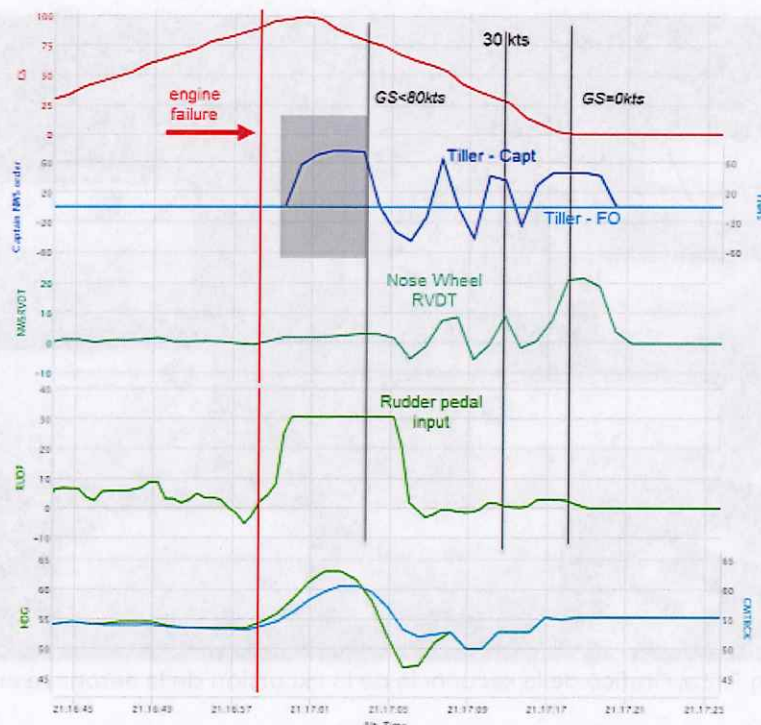


Fig. 1.11.1.5.a. Rueda de Nariz, Timón y Rumbo del Avión (Fuente de la DFDR).

1.11.2. Grabadora de voz (CVR).

La aeronave también tenía instalada una grabadora de voz (Cockpit voice recorder, CVR) marca Honeywell, número de parte 980-6022-001 y serie 3415, de estado sólido, las intercomunicaciones de los pilotos aire-tierra-aire, piloto-co-piloto-piloto. La CVR se envió al laboratorio de la NTSB. La lectura generó 4 archivos de audio, cada uno con una duración de 30 minutos. El audio comienza grabado desde el momento en que arrancan los motores hasta el momento en que la tripulación apagaron los motores. Las comunicaciones de los archivos de audio son ilegibles con sonido bajo, interferencias e intermitencia por ese motivo, la transcripción no se realizó.

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

La zona donde la aeronave realizó la excursión de pista fue a 320 m después del umbral de la pista, en el recorrido de inspección se encontraron restos de alabes de la sección de turbina del motor derecho, a unos 200 m antes del umbral de pista.

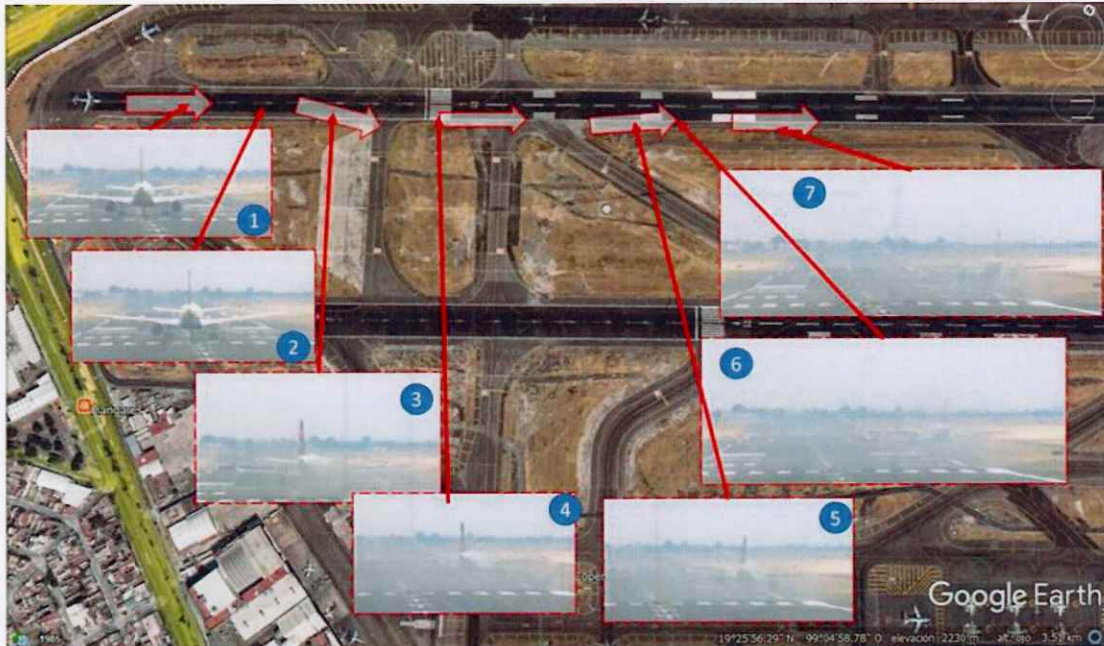


Fig. 1.12.a. Gráfico de la secuencia de la excursión de la aeronave en pista

El tren de aterrizaje principal derecho estaba a 27 metros de la línea central de la pista y el tren de aterrizaje de nariz estaba a unos 24 metros de la línea central de la pista cuando la aeronave se detuvo.

1.13. Información médica y patológica.

En este incidente no se realizó ningún examen médico a la tripulación de vuelo.

1.14. fuego.

No hubo presencia de fuego en la aeronave, aunque la esfera extintora en el motor número dos fue armada por la tripulación, pero no fue descargada.



Fig. 1.14.a. Guarda levantada y activación de la esfera extintora del motor No. 2.

1.15. Supervivencia.

No fue necesaria ninguna acción de supervivencia en este incidente, todos los pasajeros y la tripulación evacuaron el avión mediante escaleras móviles, la evacuación se realizó de forma segura y coordinada por los miembros de la tripulación y el personal de tierra.

1.16. Ensayos e investigaciones.

1.16.1. Descripción del sistema.

Las ruedas principales están equipadas con frenos multidisco de carbon. Los comandos de frenado provienen de los pedales de freno (accionados por el piloto) o por el sistema de freno automático



(velocidad de desaceleración seleccionada por la tripulación). También se proporciona a través de un sistema antideslizante. Todas las funciones de frenado (control de frenado normal y alternativo, control antideslizante, frenado automático, indicación de temperatura de los frenos) están controlados por una unidad de control de frenos y dirección (BSCU) de dos canales.

1.16.1.1. Freno automático.

Los objetivos del sistema de freno automático son:

- Reducir la distancia de frenado en caso de un despegue abortado.
- Establecer y mantener una velocidad de desaceleración seleccionada durante el aterrizaje, mejorando así la comodidad de los pasajeros y reduciendo la carga de trabajo de la tripulación.

El freno automático se puede activar en modo Bajo “LO”, Medio “MED” o Máximo “MAX”. Durante el despegue, el freno automático estará en Máximo “MAX”, según el manual de Prácticas Estándar de Operación “SOP”.

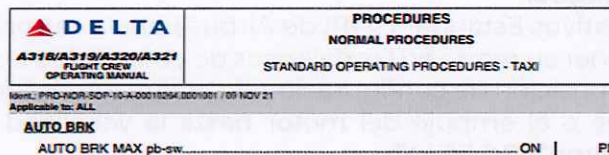


Fig. 1.16.1.1.a – Freno Automático de acuerdo con el manual SOP de Despegue y (Manual FCTM)

El frenado automático se activa cuando se detecta el comando de extensión de los spoilers de tierra. La extensión total de los spoilers de tierra durante la interrupción del despegue, con los spoilers de tierra armados: si la velocidad de las ruedas supera los 72 nudos (kt), los spoilers de tierra se extenderán automáticamente tan pronto como ambas palancas de empuje se vuelvan a poner en baja potencia “IDLE”.

El Sistema de FRENADO AUTOMATICO se desactiva cuando:

- El Sistema está desarmado.
 - La tripulación de vuelo presiona el interruptor de botón, o.
 - Se pierde una o más condiciones de armado, o.
 - La tripulación de vuelo aplica suficiente desviación al menos un pedal de freno.
 - Para el modo Máximo “MAX”, la desviación debe ser superior a 42 DA en los 2 pedales o superior a 60 DA en un pedal.
- Los spoilers de tierra se retraen. En ese caso el FRENADO AUTOMATICO permanece armado.

1.16.1.2. Sistema de antiskid.

El sistema de antiskid proporciona la máxima eficiencia de frenado manteniendo las ruedas al límite de un derrape inminente. Al inicio del derrape, las órdenes de liberación de los frenos se envían a las servoválvulas normal y alternativa, así como al sistema ECAM que muestra los frenos liberados.

La velocidad de cada rueda del engranaje principal (dada por un tacómetro) se compara con la velocidad del avión (velocidad de referencia). Cuando la velocidad de una rueda disminuye por debajo de aproximadamente 0.87 veces (dependiendo de las condiciones) a la velocidad de referencia, el sistema da las órdenes de liberación de los frenos para mantener el deslizamiento de la rueda en ese valor y lograr la mejor eficiencia de frenado.

1.16.1.3. Rueda de dirección del tren de nariz.

La Unidad de Control de Dirección de los Frenos “BSCU” transforma las órdenes recibidas de:

- La rueda de control de dirección del tren de nariz del capitán y del primer oficial, o.
- Pedales del timón en el ángulo de dirección de la rueda de dirección del tren de nariz.

Ese ángulo tiene los siguientes límites, que dependen de la velocidad de avance y del origen de las órdenes.

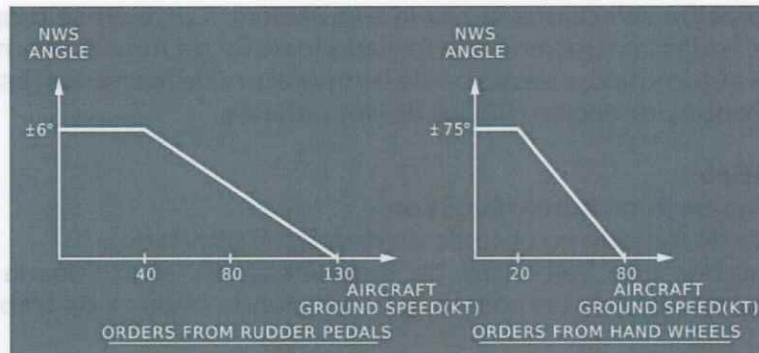


Fig. 1.16.1.3.a. Ángulo de dirección de la rueda del tren de nariz, en función de la velocidad

1.16.1.4. Procedimiento de operación.

1.16.1.4.1. Carrera de despegue.

Los Procedimientos Operativos Estándar (SOP) de Airbus para la carrera de despegue establecen que:

- El Capitán debe mantener su mano en las palancas de empuje (de los motores) cuando las palancas de empuje están en la posición de configuración de piloto automático / con acelerador automático que activa el despegue o el empuje del motor hasta la velocidad de decisión V_1 – Seguridad al Máximo Empuje del Motor "TOGA/FLX".
- Durante la carrera de despegue, el piloto al mando "PM" monitorea las indicaciones en la computadora primaria de vuelo "PFD" y en el Motor "ENG" para garantizar la detección temprana y la toma de decisiones adecuadas en caso de un mal funcionamiento.
- El Primer Oficial "PF" debió utilizar los pedales para mantener la aeronave recta. La autoridad de la rueda de dirección disminuye a un ritmo predeterminado a medida que aumenta la velocidad de avance (no hay más eficiencia a 130 nudos "kt") y el timón se vuelve más efectivo. No se recomienda el uso del timón durante la carrera de despegue, debido a su alta eficiencia, que podría provocar una reacción exagerada de la aeronave.

1.16.1.4.2. Procedimiento de despegue rechazado de acuerdo con Airbus.

En ECAM precaución en el Motor "ENG 1(2)" la falla por debajo de la velocidad de decisión " V_1 " lo que debería llevar a la decisión de rechazar el despegue. La decisión de rechazar el despegue y la acción de parada es responsabilidad del Capitán y debe tomarse antes de la velocidad V_1 . Por lo tanto, se recomienda que el Capitán mantenga la mano en las palancas de empuje hasta que la aeronave alcance V_1 , ya sea que el Capitán sea Piloto de vuelo (PF) o Piloto de monitoreo (PM).

- Si se produce una avería antes de V_1 , por la que el Capitán no tiene intención de rechazar el despegue, el Capitán anunciará el llamando de adelante "GO".
- Si se decide rechazar el despegue, el Capitán grita alto "STOP". Esta llamada confirma la decisión de rechazar el despegue y también afirma que el Capitán ahora tiene el control. Es la única vez que la entrega del control no va acompañada de la frase "yo tengo el control".

Si se inicia un procedimiento de interrupción del despegue "RTO", se aplicará la siguiente tarea:

CAPT	F/O
"STOP".....ANNOUNCE	
Simultaneously:	
THRUST LEVERS.....IDLE	REVERSERS.....CHECK/ANNOUNCE (1)
REVERSE THRUST.....MAX AVAIL	DECELERATION.....CHECK/ANNOUNCE (2)
	ANY AUDIO.....CANCEL
Aircraft stopped	
Consider positioning the aircraft to keep any possible fire away from the fuselage.	
REVERSERS.....STOWED	ATC.....NOTIFY
PARKING BRAKE.....ON	EMER EVAC Procedure (QRH).....LOCATE
CABIN CREW.....ALERT	
ECAM ACTIONS.....ORDER	ECAM ACTIONS.....PERFORM
The aircraft should remain stationary while the crew evaluates the situation.	

Fig. 1.16.1.4.2.a. Procedimiento de interrupción del despegue del Manual de Airbus (FCTM).



1. En caso de una discontinuación del despegue "RTO", se puede utilizar todo el empuje inverso hasta detener por completo la aeronave. Pero, si al final de la desaceleración hay suficiente pista disponible, es preferible reducir el empuje inverso al pasar a 70 nudos.
2. Anunciar la desaceleración significa que la tripulación siente la desaceleración y la confirmación de la tendencia de la velocidad disminuya en la Pantalla Primaria de Vuelo "PFD".
 - a. Si se inicia un despegue interrumpido y el freno automático máximo "MAX" desacelera la aeronave, el capitán evitará presionar los pedales (lo que podría ser una acción de reflejo).
 - b. Si el freno automático no funciona o si se discontinúa el despegue antes de los 72 nudos (freno automático no activo y sin despliegue de spoilers), el capitán reducirá simultáneamente el empuje y aplicará la máxima presión en ambos pedales. La aeronave se detendrá en la distancia mínima, sólo si los pedales de freno se mantienen presionados a fondo hasta que la aeronave se detenga.

1.16.1.4.3. Procedimiento de interrupción del despegue "RTO" de acuerdo con el manual de entrenamiento de la tripulación de vuelo "FCTM" del operador Delta Airlines.

El procedimiento de despegue interrumpido del Manual de entrenamiento de tripulaciones de vuelo de Delta Airlines se realizó de acuerdo con el procedimiento RTO de Airbus, aunque se agregaron algunos pasos (ver Fig. 1.16.1.4.3).

Captain	First Officer
Without delay, simultaneously: - Retard the thrust levers to IDLE. - Apply maximum manual braking or verify operation of MAX autobrakes.	Verify actions as follows: - Thrust levers to IDLE. - Maximum brakes applied.
Note: Monitor autobrake system and apply manual wheel brakes if the DECEL light is not illuminated or deceleration is not adequate.	
Apply maximum reverse thrust consistent with condition.	Verify reverse thrust applied.
If no ground spoilers are extended: - Verify and confirm that both thrust levers are set to IDLE or REV detent - Set both thrust reverser levers to REV MAX, and fully press the brake pedals	If SPOILERS deployed, call "SPOILERS UP". If SPOILERS not deployed, call "NO SPOILERS".
Continue maximum braking until certain the airplane will stop on the runway.	Call out any omitted action items.
Field length permitting: Initiate movement of the reverse thrust levers to reach the idle reverse detent by taxi speed.	Call out "80 KNOTS".
Notify the tower of the abort and request emergency equipment, if necessary. As soon as practical, make the appropriate RTO PA in accordance with the FOM.	
CAUTION	IF DIFFICULTY IN MAINTAINING DIRECTIONAL CONTROL IS EXPERIENCED DURING REVERSE THRUST OPERATION, REDUCE REVERSE THRUST TO REVERSE IDLE (OR FORWARD IDLE THRUST IF REQUIRED), REGAIN DIRECTIONAL CONTROL, AND REAPPLY REVERSE THRUST AS NECESSARY. DO NOT ATTEMPT TO MAINTAIN DIRECTIONAL CONTROL BY USING ASYMMETRICAL REVERSE THRUST.

1.16.1.4.3.a. Procedimiento de despegue interrumpido "RTO" de acuerdo con el Manual de Entrenamiento de la Tripulación de Vuelo "FCTM" del operador Delta Airlines.

1.16.1.4.4. Fallo del motor a baja velocidad (en tierra).

Una falla del motor en tierra a baja velocidad (es decir, por debajo de la velocidad de decisión "V1") provocó una asimetría de empuje y un momento de guiñada hacia el motor averiado. La guiñada pudo ser importante y provocar un rápido desplazamiento con respecto al eje de la pista.

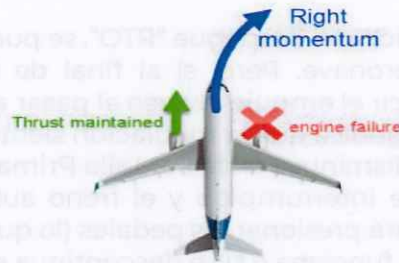


Fig. 1.16.1.4.4.a. Fallo del motor a baja velocidad y movimiento de guiñada proporcionado por Airbus

Para recuperar o mantener el control direccional en la pista es necesario:

- Reducir inmediatamente ambas palancas de empuje a baja Velocidad "IDLE", lo que reducirá la asimetría de empuje causada por el motor averiado.
- Seleccionar ambos inversores independientemente del motor que haya fallado.
- Utilizar el pedal del timón para el control direccional, complementado con frenado simétrico o diferencial si fuera necesario.

El control manual de dirección podrá ser utilizado cuando se alcance la velocidad de rodaje.

- Si es necesario pisar el pedal del timón y frenar diferencialmente, aplique ambos en el mismo lado.

1.16.1.4.5. Falla del motor al despegue de Delta Airlines, antes de la velocidad de decisión VI.

Una falla del motor a bajas velocidades antes de la velocidad de decisión "VI" afecta rápidamente el rumbo de la aeronave. El empuje asimétrico como resultado de una falla en el motor a bajas velocidades (por debajo de la velocidad mínima a la que se puede controlar una aeronave en tierra "VMCG") puede resultar en una pérdida de control direccional debido a la falta de efectividad del timón. El primer indicio de una falla del motor es la guiñada inducida resultante del empuje asimétrico del motor en funcionamiento. No reducir rápidamente el empuje del motor en funcionamiento puede provocar una salida de pista, a lo que "VMCG" se define como la velocidad mínima de control en tierra, con el motor crítico inoperativo, potencia de despegue en otro(s) motor(es), utilizando el control del timón sólo para el control direccional.

1.16.1.5. Hallazgos en el taller de motores.

El motor CFM56-5A es un turbofán de alta relación de derivación, con estator variable y doble rotor. Los módulos principales del motor son fan, compresor de baja presión (LPC, de 3 etapas), compresor de alta presión (HPC, de 9 etapas), cámara de combustión, turbina de alta presión (HPT, con 1 etapa), turbina de baja presión (LPT, 4 etapas) y caja de cambios.

El motor fue desensamblado en Safran Aircraft Engine Services America en Querétaro, México, la evidencia muestra que el alabe #26 (S/N B6077) de la turbina de alta presión "HPT" se fracturó en el área de la raíz, el perfil aerodinámico del disco mostró inicio de fatiga fuera de una cavidad 3.

La separación del eje de la turbina de baja presión "LPT" y el daño del rodamiento de rodillos número 4 son daños secundarios resultantes de la ruptura primaria del alabe N° 26 de la turbina de alta presión "HPT". Se puede descartar un problema de lubricación como causa principal de este evento debido a la ausencia de evidencia de falta de lubricación/sobrecalentamiento en los rodamientos de rodillos N°4 y N°5 (especialmente en los componentes de los rodillos).

Las importantes acciones de carga externa en el conjunto de la caja de engranajes (IGB) a la entrada probablemente se debieron a la separación de los alabes de la Turbina de Alta Presión "HPT" siendo el resultado de una falla en la junta de los tornillos, en los herrajes del sello delantero y del sello trasero fracturados, todas las cuñas laminadas dañadas, el rodamiento 3R dañado sin evidencia clara de daños por desprendimiento de material, la cubierta de la caja de engranes "IGB" deformado plásticamente su contorno o diámetro, veinticuatro (24) tornillos de doble cuerda fracturados debajo de la brida de la carcasa de la caja de engranes "IGB", todas las tuercas fracturadas. Los tornillos de las juntas atornilladas



de la caja de engranes “IGB” se movían libremente sobre la rosca de los tornillos de doble cuerda, el engranaje cónico 3R de la caja de engranes “IGB” presento evidencia de daños secundarios en la cubierta, todos los rodillos se liberaron, marcas visibles de decoloraciones en la superficie de la pista de rodamiento. No se observó evidencia de desprendimiento en la pista de rodamiento del anillo interior de la flecha; el soporte del rodamiento 3B experimentó separaciones y liberaciones de los brazos de resorte.

1.16.1.5.1. Registros de Mantenimiento.

El motor tenía 60,618 horas (30,033 ciclos) desde nuevo y 15,386 horas (7,517 ciclos) desde la última visita al taller. Antecedentes del motor reportados por Delta “Air Lines”:

- Tercera visita del motor al taller.
- Se encontró metal en el tubo de escape junto con importantes daños visibles en la cuarta etapa de la Turbina de Baja Presión “LPT”.
- El ultimo margen de la Temperatura de los Gases de Escape “EGT” fue de 24.35 °C en el motor.
- La Inspección Boroscópica en el Motor “BSI” mostró daños significativos en la Turbina de Alta Presión “HPT”.
- Metales encontrados en los detectores de partículas magnéticas.
- Sospecha de un alabe de la Turbina de Alta Presión “HPT” o de una falla en los baleros N.º 3 o N.º 4.
- 2 excesos de Temperatura de los Gases de Escape “EGT” en la zona A.

Se analizó la Grabadora de Datos de Vuelo “DFDR y los parámetros más relevantes para esta investigación fueron:

1. Vibración.
2. Presión de Aceite.

Se realizaron las siguientes inspecciones al motor:

1. Inspección con luz negra para vías de flujo primarias y secundarias.
 2. Inspección de detectores de partículas ferrosas en filtros.
 3. Muestras de aceite y combustible.
 4. Realización de una Inspección Boroscópica “BSI” completa.
 5. Pruebas de aceite e inspecciones especiales.
 6. Hallazgos del desmontaje.
 7. Exámenes metalúrgicos.
1. Se realizó una inspección con luz negra en la ruta de flujo primario y secundario. En los alabes del Fan en el (área A), el cono trasero del rotor giratorio y los alabes guía de la etapa 1 muestran signos de residuos orgánicos muy pequeños; esto no es motivo de daño o falla del motor.



Fig. 1.16.1.5.1.a. En el Cono Trasero y en los Alabes del Fan se muestran pequeños residuos orgánicos.



2. Detectores de partículas magnéticas e inspección de los filtros. En los (Carter Delantero y Trasero) y en los Detectores de Partículas Magnéticas "MCDs" se encontraron partículas metálicas. En los filtros de Combustible, En los filtros de Barrido, en los filtros de barrido de la Caja de Engranes, en los filtros de barrido de la transmisión de la caja de engranes "TBG" se encontraron limpios.



Fig. 1.16.1.5.1.b. En los carter delanteros y traseros con residuos sólidos.

3. Muestras de aceite y combustible. No se encontraron partículas en las muestras de aceite, pero muestran coloraciones.
4. Inspección por Boroscopio Completo (BSI). Los alabes de la 2da etapa del Compresor de Baja Presión "LPC", los alabes de la 3ra etapa del Compresor de Baja Presión "LPC" y los alabes de la 4ta etapa del Compresor de Baja Presión "LPC", no muestran ningún daño. Los alabes de la 1era etapa del Compresor de Alta Presión "LPC", los alabes de la 2da etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" y los alabes de la 3era etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestran señales de rozamiento en el área de la punta y desgaste en la caja del estator del Compresor de Alta Presión "HPC", los alabes de la 4ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestran desgaste por fricción en las puntas, los alabes de la 5ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestra también desgaste por fricción en las puntas y desgaste en la caja del estator del Compresor de Alta Presión "HPC", los alabes de la 6ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestran también desgaste por fricción en las puntas y desgaste en la caja del estator del Compresor de Alta Presión "HPC", los alabes de la 7ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestra exceso de material desgastado, desgaste por fricción en las puntas y desgaste en la caja del estator del Compresor de Alta Presión "HPC", los alabes de la 8ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestra exceso de material desgastado, desgaste por fricción en las puntas y desgaste en la caja del estator del Compresor de Alta Presión "HPC" y en la 8ta etapa del Compresor de Alta Presión "HPC" muestra exceso de material desgastado y depositado en esta zona. Como no hay rotación en N1 ni en N2, la inspección boroscópica "BSI" se realizó sólo hasta el alcance de la sonda en la inspección boroscópica "BSI", sin giro en N1 y N2.

La cámara de combustión muestra una acumulación de carbono aceptable en todas las superficies. En las boquillas o narices de descarga de la Turbina de Alta Presión "HPT" muestran marcas de impacto desde la base "TE" y en el área convexa, falta de material en la base interior y exterior. A todos los alabes de la Turbina de Alta Presión les falta el perfil aerodinámico, solo quedaron unidas las plataformas o bases. Las boquillas de la 1era etapa, 2da etapa, 3era etapa, y 4ta etapa de la Turbina de Baja Presión "LPT", muestra marcas de impacto, mellas, abolladuras, grietas, quemaduras y material faltante. Los alabes de la 2da etapa de la Turbina de Baja Presión "HPT", muestran marcas de impacto.

5. Evidencia de Aceite e Inspecciones Especiales. Se encontraron rastros de aceite en el área del flujo del Compresor de Baja Presión "LPC". El flujo de la 1era etapa del Compresor de Alta Presión de Aceite "HPC" muestra un perno roto, daños por objetos extraños "FOD" y aceite. Después del



desensamblable se pudo observar que los Daños por Objetos Extraños “FOD” reportados no eran considerables, se encontraron los baleros de rodamiento N°. 3. El sello estacionario trasero del balero N°. 3 roto y las fibras compuestas están expuestas.



Fig. 1.16.1.5.1.c. Objetos Extraños reportados “FODs”, como rodamientos o dientes del Balero No. 3.

6. Hallazgos en el desensamblable.

Entrada del motor y remoción de los accesorios.

El cuerpo central fue encontrado desgarrado y deformado. Esta es una señal de exceso de temperatura.

El eje de transmisión del motor (flecha) se encontró desacoplada. Esta cuenta con un mecanismo de seguridad que cuando se torquea demasiado “Se tuerce” el ángulo de la caja de engranes “AGB” y las muestras dentro del eje (flechas verdes) como se muestra en la fig. 1.16.1.5.1.d. se rompen para separar la transferencia de movimiento entre el motor de arranque y el ángulo de la caja de engranes “AGB”. Daño visible (deformación y material faltante) en los alabes y las boquillas de la Turbina de Baja Presión “LPT” en la 4ta etapa. Residuos de material en SM54 en el cuerpo central. Perdida y falta de porciones de los alabes en la Turbina de Baja Presión “LPT” en la 3era etapa.

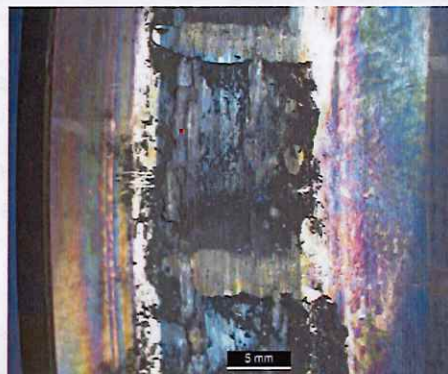


Fig. 1.16.1.5.1.d. Mecanismo de seguridad cuando el ángulo de la caja de engranes se sobre torquea, las marcas pintadas dentro del eje (flechas verdes) se rompen.

a. Remoción de Modulo de Turbina de Baja Presión “LPT” MM03.

Como desmontaje inicial, se retiró el módulo de turbina de baja presión “LPT” MM03, pero como se encontró que el eje de la Turbina de Baja Presión “LPT” estaba roto, este procedimiento sería complicado. El primer intento fue realizar un proceso de eliminación normal. El borde de antirrotación (PN: 335-070-401-0) del balero exterior del rodamiento N.º 5 se encontró doblado y el perno superior roto. El cable de seguridad todavía sujeto a la cabeza del perno, el resto del perno se dejó en el interior del orificio del perno. Esto es un signo de un desplazamiento axial importante en el interior del motor, que el perno no pudo soportar (condición anormal). MM03 no se pudo retirar mediante el procedimiento normal.



b. Remoción del Marco Trasero de Turbina "TRF".

Se encontraron rastros y partículas de aceite. La pista exterior del rodamiento número 5 está desplazada axialmente fuera de su posición. Condición relacionada con un perno roto.

c. Remoción de la Flecha de la Turbina de Baja Presión "LPT".

La falta de 1 rodamiento o diente del balero N.º 4 (recuperado), con el eje de la Turbina de Baja Presión "LPT" se localizó rota, todos los rodamientos presentan desgaste y signos de sobretemperatura (material fundido), la pista exterior del rodamiento número 4 con difícil acceso a su remoción por requerir de lubricación, con marcas de desgaste hechas por los rodamientos en un lado de la pista en la flecha, con un alto nivel de profundidad y acumulación de carbono.

La fractura se produjo durante el suceso del motor. Ubicación: antes del segundo soporte en el interior del eje, donde el conducto de aire cambia de geometría, cerca del disco de la Turbina de Alta Presión "HPT". No hay signos aparentes de fatiga. El conducto de aire del rotor del Compresor de Alta Presión "HPC" muestra desgaste en el interior (solo en un lado) y una marca quemada en el exterior (en la misma posición que el hallazgo interior), lo que indica calor extremo. Estos hallazgos podrían deberse al contacto del segmento del eje, con pocos soportes de los rodamientos.

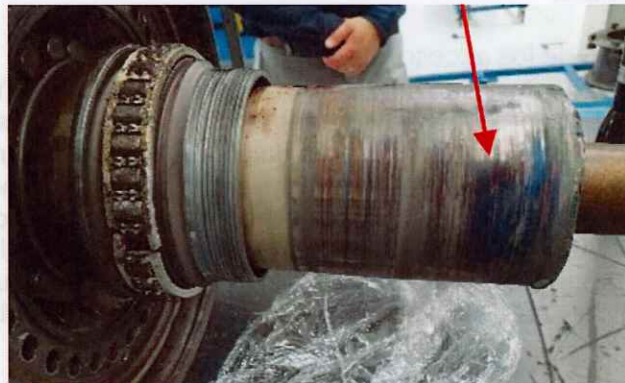


Fig. 1.16.1.5.1.e. La coloración azul es signo de sobre temperatura.

d. Remoción del módulo de rotor y estator de la Turbina de Baja Presión "LPT".

Roce y coloración azul en la base de los alabes de la 1 etapa de la Turbina de Baja Presión "LPT". Todos las alabes están severamente dañados con falta de material. Las boquillas o narices de descarga también están dañadas pero completas. Gran cantidad de material fundido y desprendido encontrados como resultado de la rotura de los alabes en la Turbina de Baja Presión "LPT", esto contribuyo a frenar y detener el rotor.



Fig. 1.16.1.5.1.f. Modulo Rotor/Estator de la Turbina de Baja Presión "LPT".



e. Hallazgos:

Las observaciones en los alabes de la Turbina de Alta Presión "HPT" son consistentes con los sucesos en alabes de la Turbina de Baja Presión "LPT" en los motores CFM56-5A anteriores. Se dio inicio con la fractura principal de los alabes y la propagación de la fractura primaria en la superficie de acuerdo con la experiencia previa en ambos P/N: 2080M87P06 y PN: 2080M87P04. Las investigaciones en el eje de la Turbina de Baja Presión "LPT" y del rodamiento N.º 4 concluyen que el deterioro observado por un daño secundario. La falla de la caja de engranes a la entrada "IGB" es un factor de causa raíz secundaria, ya que el fallo de la unión atornillada se debió a la carga externa significativa que actuó sobre el conjunto de la caja de engranes a la entrada "IGB", esto probablemente se debió a la separación de los alabes en la Turbina de Alta Presión. "HPT".



Fig. 1.16.1.5.1.g. Falla de raíz del alabe posición No. 26 en la 1 etapa de la Turbina de Alta Presión.

1.17. Información organizacional y de administración.

Consideraciones en la Capacitación.

Airbus publicó el Manual de Capacitación Estándar para la Tripulación de Vuelo (FCTS), manual que se comparte con los operadores y organizaciones aprobadas de capacitación (ATO) su experiencia práctica en el diseño de clasificaciones tipo y programas de formación recurrentes. En el Manual de Capacitación Estándar para la Tripulación de Vuelo (FCTS) recomienda realizar la falla del motor a baja velocidad en un simulador de vuelo. Los extractos del Manual de Capacitación Estándar para la Tripulación de Vuelo "FTCS" se proporcionan en el Anexo 6.

En el manual de la Guía del Instructor "DIG" de Delta Air Lines para la aeronave A320 vigente al momento del evento, se menciona que la capacitación de la tripulación de vuelo en procedimientos de emergencia en despegue frustrado es requerida como parte del Programa de Calificación Avanzada (AQP) de Delta, la cual da inicio con la calificación en la discontinuación del despegue de la aeronave "RTO" de acuerdo con el Módulo 304 y la calificación continua para la tripulación de vuelo proporcionada cada 18 meses descrita en los Módulos 642 y 644 del operador.

1.17.1. Calificación inicial de la tripulación de vuelo, procedimiento de la discontinuación del despegue "RTO" de acuerdo con el módulo DIG 304 establecido en el manual del operador Delta Airlines.

F Despegue Normal sobre pista 09R.

C&F Decisión sobre ir o parar durante el despegue rechazado "RTO".

Nota. El Primer/Oficial deberá ocupar el asiento izquierdo durante este Entrenamiento. Sin embargo, esta formación se puede realizar desde cualquier asiento.

- REPOSICIÓN PARA EL DESPEGUE.
- CARGA DEL PLAN DE VUELO.
- WX: CAVOK.
- Asegúrese que el Primer Oficial que está siendo capacitado comprenda que ella / él es el PIC.
- INSERTAR FUEGO EN EL MOTOR QUE OCURRA A 115 NUDOS.



- *Proporcionar autorización de despegue.*
- Realizar el procedimiento normal de despegue:
- Decisión sobre ir o parar durante el despegue rechazado "RTO":
 - Alta velocidad.

Note: El evento finaliza cuando el avión se detiene.

1.17.2. Validación de las maniobras con la calificación en los módulos DIG 642 y 644 del operador Delta Airlines que incluye "RTO's".

F Despegue Normal sobre pista 09R.

C&F Decisión sobre ir o parar durante el despegue rechazado "RTO".

- REPOSICIÓN PARA EL DESPEGUE.
- WX: 1/2 SM, RVR 1800, 250' OVC.
- INSERTAR FUEGO EN EL MOTOR QUE OCURRA A 100 NUDOS.
 - *Proporcionar autorización de despegue.*
- CRM (Gestión de carga de trabajo): el capitán debe priorizar las tareas de la tripulación para un logro efectivo.
- Realizar el procedimiento normal de despegue:
 - Decisión sobre ir o parar durante el despegue rechazado "RTO".
 - *Realizar procedimientos post aborto.*

Los certificados de formación de los miembros de la tripulación de vuelo no nos fueron proporcionados por el operador.

1.18. Información adicional.

No hay información adicional para este evento.

1.19. Técnicas de investigación útiles o eficaces.

No se utilizaron técnicas de investigación específicas.

2. Análisis.

2.1. Operacional.

A las 21:16:44 UTC se inició el despegue, ambas palancas de empuje alcanzaron el empuje continuo máximo flexible "FLX/MCT", ambos parámetros del motor aumentaron simétricamente, la velocidad target fue gestionada e igual a 151 nudos "kt", la velocidad target gestionada correspondía a la velocidad de decisión "V2" en ese momento.

A las 21:16:59 UTC, la velocidad aerodinámica "CAS" = 83 nudos "kt" / velocidad en tierra "GS" = 89 nudos "kt", así como los parámetros principales del motor No. 2 "ENG 2" disminuyeron repentinamente: N1, N2, PS3 y el flujo de combustible censados al momento de la falla del motor 2.

A las 21:17:00 UTC, la aeronave viró hacia el lado derecho capturada cuando el rumbo aumentó de 055° en 5 segundos, la posición del pedal del timón saltó de +8,0° a +30,6° por una orden de movimiento de nariz a la izquierda permaneciendo en este valor durante 7 segundos, no es posible identificar si los movimientos del timón fueron realizados por el Capitán o por el Primer Oficial. Se aplicaron órdenes de palanca desde asiento del Primer Oficial, información entrante a la izquierda hasta +19,2° durante aproximadamente 4,5 segundos, órdenes en palanca y pedal del timón para contrarrestar la asimetría del empuje del motor. La vibración de N2 del motor 2 aumentó de 1 unidad en cabina "CU" a 1,8 unidades en cabina "CU".

A las 21:17:01 UTC, la velocidad aerodinámica "CAS" = 85 Nudos "kt" / velocidad en tierra "GS" = 97kt, con activación y advertencia de baja presión de aceite en el Motor No. 2, el cual tiene correlación con la advertencia en ECAM de Baja Presión de Aceite en el Motor No. 2. Ambas palancas de empuje de los motores se colocaron en baja potencia "IDLE" (iniciando la discontinuación de la carrera de despegue "RTO"), la reversas no se usaron durante el despegue rechazado "RTO". Los spoilers de tierra comenzaron



a extenderse y la presión normal de los frenos comenzó a aumentar, activándose el modo de frenado máximo automático. Los spoilers empezaron a extenderse, se activó el frenado automático. La aceleración longitudinal era de -0,12 g antes del fallo del motor (aceleración). La desaceleración aumentó hasta aprox. +0,4 g máximo durante la discontinuación de la carrera de despegue "RTO".

A las 21:17:02 UTC, la velocidad aerodinámica "CAS" 85 nudos "kt" y velocidad en tierra "GS" 99 "nudos kt", comienzan a disminuir la presión de aceite, el master warning se activó durante 2 segundos, se correlaciona con el aviso en ECAM de baja presión de aceite en el Motor No. 2, las entradas en el mando de dirección en el tren de nariz del capitán. La entrada izquierda hasta las 21:17:06 UTC sin efecto limitado o ilimitado debido a la velocidad en tierra.

A las 21:17:03 UTC, la válvula de cierre de combustible de alta presión del motor 2 se cierra: el apagado del motor no lo ordena la palanca maestra. El apagado del motor se controla principalmente mediante el cierre de la servo válvula de combustible de alta presión "HPFSOV", operada directamente por la palanca maestra. Pero la unidad de control electrónico (ECU) del motor también puede cortar el combustible y apagar el motor en caso de falla del motor. El EGT del motor 2 aumenta hasta 885 °C (+60 °C en comparación con el motor 1).

A las 21:17:05 UTC, la advertencia principal se activó durante 17 segundos, lo que se correlaciona con el warning en el Monitor electrónico centralizado de la aeronave "ECAM" sobre la falla en el Motor No. 2, de acuerdo en el informe de último tramo "LLR". Donde la vibración del motor No. 2, en la velocidad de rotación de baja velocidad del fan, el compresor de baja presión "LPC" y la turbina de baja presión "LPT". N1 alcanza un máximo de 2,9 unidades en cabina "CU".

De las 21:17:05 a las 21:17:09 UTC, el rumbo disminuyó de 063° a 047°, el movimiento de la aeronave hacia la izquierda comienza, a las 21:17:07 UTC (t0+8s) el rumbo de la aeronave estaba en 055°, la aeronave se alineó con pista, el ángulo de balanceo aumentó hasta +5,3°, la aceleración vertical fluctúa alrededor de esa hora, la excursión de la pista probablemente comenzó alrededor de las 21:17:05 UTC.

A las 21:17:08 UTC, la velocidad aerodinámica "CAS" = 58 Nudos "kt" / velocidad en tierra "GS" = 67 Nudos "kt", se activa el pedal del timón hacia la izquierda, las entradas en la palanca de dirección del tren de nariz y (timón) provenientes de la palanca de dirección del Capitán, hicieron que el rumbo de la aeronave aumentara de 047° a 050°.

A las 21:17:10 UTC, la posición del pedal del freno derecho "RH" e izquierdo "LH" comenzaron a aumentar alcanzando un máximo de 40DA en el pedal izquierdo y 48DA en el pedal derecho 1 segundo después, no se alcanzó el umbral para la desactivación del freno automático máximo "A/BRK MAX" el cual permaneció activo.

A las 21:17:19 UTC la aeronave se detuvo en pista con velocidad en tierra (GS=0 Nudos "kt") (parada final) con rumbo 055° alineado con la pista.

Los factores meteorológicos no contribuyeron a las causas del incidente.

Los datos del registrador de datos de vuelo proporcionaron información de los resultados para el análisis de la secuencia del evento, la observación se desarrolló de la siguiente manera:

- El cambio y el inicio de la carrera de despegue fueron normales, con correcto empuje del motor.
- A una velocidad respecto al suelo = 89 nudos, el motor 2 falló, provocando que la aeronave virara bruscamente hacia la derecha.
- La tripulación de vuelo utilizó inmediatamente el pedal del timón para contrarrestar el movimiento de guiñada.
- La discontinuación del despegue fue realizado "RTO" por la tripulación de vuelo.
 - La palanca de empuje colocada en Baja Velocidad "IDLE".
 - No se utilizaron las reversas.
 - FRENO AUTOMÁTICO en modo máximo activado.



Los datos son consistentes con un movimiento de guiñada lateral y excursión de pista debido a la falla de un motor a baja velocidad durante la carrera de despegue a la velocidad aerodinámica (CAS = 83 Nudos "kts", por debajo de velocidad de decisión "V1"). Después del fallo del motor, no se utilizaron las reversas de empuje.

Además, la tripulación de vuelo no realizó ningún frenado asimétrico.

Los cursos recurrentes anuales para la tripulación de vuelo fueron solicitados al operador Delta "Air Lines" a través de la NTSB, no siendo recibida y compartida la información por el operador.

2.2. Motor.

El desensamble del motor y el examen de laboratorio de las piezas recuperadas revelaron que este motor experimentó inicialmente una ruptura de un alabe de la Turbina de Alta Presión "HPT" desde raíz que condujo sucesivamente a:

- Alto desequilibrio instantáneo del rotor en la Turbina de Alta Presión "HPT" relacionado con la separación secundaria sobre la plataforma (por efecto dominó) de los alabes en la Turbina de Alta Presión "HPT".
- Problemas en el rodamiento del balero N.º 4 por una carga radial elevada inducida por un desequilibrio repentino del rotor en la Turbina de Alta Presión "HPT".
- El desplazamiento progresivo del rotor en la Turbina de Alta Presión "HPT" y en el Compresor de Alta Presión "HPC" provocó daños en los rodillos del balero N.º 4 y en la pista de rodadura exterior.
- La rotura de los alabes en la Turbina de Baja Presión "LPT" causada por los impactos resultantes de la liberación de fragmentos de los alabes en la Turbina de Alta Presión "HPT".
- El ducto de aire del Compresor de Alta Presión "HPC" rozo fuertemente con el eje de la Turbina de Baja Presión "LPT" y en el disco de Turbina de Alta Presión "HPT" donde el espacio radial es mínimo entre estas 2 piezas giratorias.
- La ruptura del eje de la Turbina de Baja Presión "LPT" es una consecuencia de la pérdida de propiedades mecánicas del material del eje resultante del sobrecalentamiento severo inducido por el fuerte roce del conducto de aire del Compresor de Alta Presión "HPC".
- El movimiento orbital del rotor del Compresor de Alta Presión "HPC" es responsable del roce mutuo entre el eje de la Turbina de Baja Presión "LPT", del eje delantero del Compresor de Alta Presión "HPC" y de la ruptura del balero N.º 3.
- Contacto entre los alabes rotores/estatores de la Turbina de Baja Presión "LPT" en la etapa No. 1.

3. Conclusiones.

La tripulación de vuelo estaba debidamente certificada y calificada. La fatiga de la tripulación de vuelo no fue un factor en este incidente.

La aeronave estaba debidamente certificada, equipada y mantenida.

Para recuperar o mantener el control direccional de la aeronave en la pista, es necesario reducir inmediatamente ambas palancas de empuje a baja velocidad "IDLE", lo que reducirá la asimetría de empuje causada por el motor dañado, luego seleccionar ambas reversas independientemente de que el motor haya fallado y finalmente utilizar el pedal del timón para el control direccional, complementado con frenado simétrico o diferencial si es necesario.

La tripulación no pudo mantener el control direccional del avión debido a la supresión del timón, lo que resultó en la falta de uso de las reversas de empuje.

Con respecto a la rotura primaria del alabe de la Turbina de Alta Presión "HPT", el informe de los resultados del examen de desmontaje reveló que el alabe se fracturó en el área de la raíz probablemente debido a un fenómeno de fatiga basado en la condición evolutiva en forma de espiral en los alabes contiguos.



En conclusión, la separación del eje en la Turbina de Alta Presión "LPT" y el daño en los rodamientos del balero número 4 se debió a la ruptura primaria de un alabe de la Turbina de Alta Presión "HPT". Se puede descartar un problema de lubricación como causa principal de este evento.

3.1. Causa probable.

Pérdida de control direccional durante la carrera inicial de despegue debido a que solo se utilizaron movimientos del timón para mantener el control direccional de la aeronave. La tripulación no utilizó el freno diferencial, lo que pudo haber ayudado al piloto en el control lateral. La falla del motor fue causada por la separación de un alabe de la Turbina de Alta Presión "HPT" desde la plataforma o raíz, debido a un fenómeno de fatiga, lo que provocó daños secundarios en componentes tales como el eje de la Turbina de Baja Presión "LPT" y los rodamientos del balero N.º 4.

3.2. Factores contribuyentes.

Falta de procedimientos adecuados para la discontinuación del despegue y enfatizar el uso de frenado asimétrico que pudiera ayudar a la tripulación de vuelo a mantener el control direccional.

Presidente de la Comisión


Ing. José Armando Constantino Tercero
Cedula Profesional No. 1718542

Información confidencial.	
Área responsable:	Subsecretaría de Comunicaciones y Transportes / Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación
Datos testados:	VER 1: Nacionalidad y edad del piloto VER 2: Nacionalidad y edad del copiloto
Fundamento jurídico:	Artículos 115, primer párrafo de la Ley General de Transparencia y acceso a la Información Pública
Fecha de resolución del Comité de Transparencia	12 de mayo de 2026