Informe Final
de accidente de aviación

EXP. No. ACCDTAFA008/2021MMPR

Falla de componente no relacionado con el motor
Marca Airbus, modelo A320-232, serie 2576, matrícula XA-VAZ
Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V.
VIV4343 (Puerto Vallarta – Monterrey)
Dia 18 de marzo de 2021, a las 13:40 horas (1940 UTC)
En maniobras de 180° para el acomodamiento sobre la
cabecera de la pista 22 del aeropuerto de Puerto Vallarta

COMUNICACIONES
SECRETARÍA DE INFRAESTRUCTURA, COMUNICACIONES Y TRANSPORTES

Índice

Introducción. 3

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS. 4
   - 1.1. Reseña del vuelo. 4
   - 1.2. Lesiones a Personas. 4
   - 1.3. Daños a la aeronave. 5
   - 1.4. Otros daños. 5
   - 1.5. Información sobre el personal aeronáutico. 5
     - 1.5.1. Comandante. 5
     - 1.5.2. Primer oficial. 6
   - 1.6. Información sobre la aeronave 7
   - 1.7. Información Meteorológica 10
   - 1.8. Comunicaciones 10
   - 1.9. Información de aeródromo 11
   - 1.10. Registradores de vuelo 11
     - 1.10.1. Registrador de datos de vuelo. 11
     - 1.10.2. Grabadora de voz (CVR). 12
   - 1.11. Información sobre los restos de la aeronave y el impacto. 12
   - 1.12. Incendio. 13
   - 1.13. Supervivencia. 13
   - 1.14. Información de organización y dirección. 13
   - 1.15. Pruebas e investigaciones. 13
     - 1.15.1. Análisis visual del área de la fractura. 14
     - 1.15.2. Análisis metalográfico del área de la fractura. 14
     - 1.15.3. Análisis visual del revestimiento de Cromo. 15
     - 1.15.4. Análisis de microestructura al revestimiento de Cromo. 15
     - 1.15.5. Análisis por grabado de ácido en el metal base. 16
     - 1.15.6. Inspección por líquidos penetrantes 17
     - 1.15.7. Inspección dimensional con recubrimiento de cromo 18
     - 1.15.8. Inspección dimensional sin recubrimiento de cromo 18
     - 1.15.9. Inspección dimensional del recubrimiento de cromo 19
     - 1.15.10. Inspección dimensional del espesor del revestimiento de Cromo (Cr) 19
     - 1.15.11. Abuso térmico. 19
     - 1.15.12. Inspección del espesor del recubrimiento de cromo 20
     - 1.15.13. Revisión de información de la producción 21
     - 1.15.14. Análisis del Taller Flightparts (Xiamen) Component Services Ltd 21
   - 1.16. Otra información. 23

2. Análisis 26

3. Conclusiones 27
   Causa Probable 28
   Factores Contribuyentes. 28
   Acciones de seguridad. 28
   Airbus y EASA 28
   Flightparts (Xiamen) Component Services Ltd 28

ADVERTENCIA

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación, a través de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos señala que el presente Informe Final de dictamen de accidente está emitido en base al Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional (CACI) y 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 fracción XVI, sub-fracción XVI.5, 9, y 21 fracción XXIII del Reglamento Interior de la SCT; 185, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil así como al Artículo primero Transitorio segundo 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 y 81 de la Ley de Aviación Civil, serán realizadas por la Subsecretaría de Transporte de la Secretaria de Infraestructura, Comunicaciones y transportes (SICT)" publicado en el Diario Oficial de la Federación el 24 de agosto de 2021.

El presente Informe Final de Accidente de Dictamen de Causa Probable es un documento técnico que refleja el punto de vista de la Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes Aéreos (CIDAA), de la Subsecretaría de Transporte de la Secretaría de Infraestructura, Comunicaciones y Transportes (SCT), respecto a las circunstancias en que se produjeron los sucesos objeto de esta investigación técnica, identificando la causa probable y factores contribuyentes y las recomendaciones de carácter preventivo a toda autoridad administrativa, concesionarios o permisionarios del transporte aéreo y de aeropuerto así como al personal técnico aeronáutico que interviene durante la operación de una aeronave.

De acuerdo con lo señalado por 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 quienes estén involucrados en el suceso.

Consecuentemente, la difusión, distribución, copia y otro uso que se dé a la información de este Informe Final de Accidente, con fines distintos a la prevención de futuros accidentes puede derivar en conclusiones e interpretaciones erróneas.

INFORME FINAL

Aprobado en la Sesión 006/22 de la Comisión Investigadora de fecha 20 de junio de 2022.

Matrícula: **XA-VAZ**
Número de expediente: **ACCIDDTAFA008/2021MMPR**

Introducción.

El día 18 de marzo de 2021, a las 13:40 horas (1940 UTC) aproximadamente, se accidentó la aeronave marca Airbus, modelo A320-232 número de serie 2576, matrícula XA-VAZ, numero de vuelo VIV4343 (Puerto Vallarta – Monterrey), de la empresa Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., al momento de estar efectuando el giro de 180° sobre la cabecera de la pista 22 del aeropuerto de Puerto Vallarta, para prepararse para despegar se presentó una falla estructural en el cilindro[1] de la pierna de nariz del tren de aterrizaje causando daños substanciales en la estructura que afectaron su aeronavegabilidad, los 127 pasajeros, los 2 pilotos y las 4 sobrecargos resultaron ilesos de este suceso.

El suceso fue notificado a la Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación (Estado del Suceso) el 18 de marzo por la Comandancia Regional III de Inspección Aérea (Estado de Matrícula); ese mismo día el Estado del Suceso realizó la notificación internacional al Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile, Autoridad de Investigación de Accidentes del Estado de Fabricante (Airbus), al Estado del Operador (Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., al Estado de Matrícula (Agencia Federal de Aviación Civil, AFAC) y a la OACI (Organización de Aviación Civil Internacional), con base a las normas y métodos recomendados del Anexo 13 al Convenio de Aviación Civil Internacional.

El proyecto de informe final de Dictamen de Causa Probable fue enviado al Estado de Matrícula, de Fabricación, del Operador a través de sus Representantes Acreditados y a los expertos que realizaron el estudio técnico y prestaron sus instalaciones, para sus comentarios los cuales fueron adoptados de manera íntegra en este Informe Final.

La responsabilidad por la aplicación de las recomendaciones de seguridad operacional y/o técnicas emanadas de este informe de accidente, corresponde a quien recibe la notificación de la recomendación. El seguimiento a las recomendaciones que figuran en este informe corresponde a la Autoridad Aeronáutica, a través de sus verificaciones.

La Comisión Investigadora y Dictaminadora de Accidentes e Incidentes de Aviación enfatiza que, en ningún caso, la Causa Probable de este accidente, los factores contribuyentes, las recomendaciones emitidas en el presente Informe Final de Causa Probable o el contenido de sus Adjuntos indican una responsabilidad o culpabilidad respecto de la ocurrencia del suceso.

[1] "tubo deslizante" sliding tube

1. INFORMACIÓN SOBRE LOS HECHOS.

1.1. Reseña del vuelo.

De acuerdo con el procedimiento operacional para el vuelo de itinerario de pasajeros número VIV4343 con ruta Puerto Vallarta – Monterrey, con horario de las 13:50 horas (19:50 UTC), tenía previsto trasladar a 127 pasajeros, cuatro miembros de la tripulación de cabina de pasajeros y dos de la cabina de vuelo. El plan de vuelo indica que este se realizaría bajo las reglas de vuelo por instrumentos, aunque prevalecían condiciones VFR en la estación PVR, el tiempo de vuelo estimado al destino era de 01:24 hrs.

La tripulación fue autorizado a iniciar el remolque desde el punto de espera 2 de la plataforma de aviación comercial para encender motores, a las 19:34:48 UTC solicitan a Torre de Control Puerto Vallarta iniciar rodaje, indicándoles TWR PVR rodar por calle de rodaje "TWY G" y mantener antes de "TWY A"; debido a que la sección de calle de rodaje "TWY A" a la cabecera de la pista 22, se encontraba cerrada por NOTAM A1311/21[2]; posteriormente son autorizados a continuar rodaje por "TWY G" y mantener antes de pista, a las 19:39:14 UTC el TWR PVR le pregunta al XA-VAZ si requerirían utilizar toda la longitud de la pista o si podrían despegar desde la altura de calle de rodaje "TWY G", indicándole la tripulación del VIV4343 que utilizarían la totalidad de la pista, a las 19:40:34 UTC TWR PVR autoriza al VIV4343 a ingresar a la pista y tomar posición así como expeditar la operación, durante las maniobras de viraje de acomodamiento (viraje de 180°) y alinearse con el eje de la pista 22 para el despegue, de acuerdo con el audio extraído de la grabadora de voz en el canal 1 y con la declaración de la tripulación se escucha un ruido muy fuerte, segundos después se escucha un segundo ruido con la misma intensidad, cayendo la sección de nariz de la aeronave hasta golpear con la superficie de la pista.

De acuerdo con el audio de la grabadora de voz, el comandante comienza a emitir los comandos de "Tripulación a sus estaciones" notificando a TWR PVR lo que había sucedido tomando la decisión de evacuar la aeronave, toda vez que habían confirmado que no había derrame de combustible o algún un otro daño.

Al arribar al sitio del suceso se aprecia que todos los toboganes se desplegaron, excepto el de la puerta de emergencia R2 (puerta trasera derecha) que no fue abierta por la tripulación de cabina de pasajeros ya que observaron que la pendiente del tobogán opuesto (puerta de emergencia 2L) la consideraron demasiado alta para ser utilizada.

Durante la evacuación de la aeronave ningún pasajero o miembro de la tripulación resulto con lesiones. Las condiciones meteorológicas ni la superficie del terreno fueron un factor que complicara que los toboganes se desplegaran y aseguraran firmemente en el terreno. El equipo de servicios de emergencia del aeropuerto (SEI) arribo inmediatamente aproximadamente a los dos minutos después del suceso.

1.2. Lesiones a Personas.

	Fatales	Graves	Menores	Ilesos
Piloto	--	--	--	1
Copiloto	--	--	--	1
Sobrecargo	--	--	--	4
Pasajeros	--	--	--	127
Total	--	--	--	***133***

[2] A) MMPR, B) 2103190229 C) 2103190400 E) PISTA 22 ENTRE CABECERA PISTA 22 Y RODAJE G CERRADA

1.3. Daños a la aeronave.

La aeronave se encontró con la sección de nariz recargada sobre la superficie de la pista, de la inspección realizada se detectó que el empotre de la pierna de nariz del tren de aterrizaje colapsó hacia atrás permaneciendo unida a la aeronave incrustándose en la parte inferior del fuselaje con un ángulo de alrededor de 60 grados hacia la izquierda del eje longitudinal de la aeronave.

Del análisis estructural se observa que los daños de mayor grado se encuentran en el fuselaje delantero inferior entre la cuaderna 5 a la 24 (FR5 al FR24) entre los largueros laterales izquierdo y derecho. Los daños más severos se encuentran entre la cuaderna 15 a 21 (FR15 al FR21) de la parte inferior izquierda del fuselaje. Y los daños de menor grado se encuentran en el fuselaje delantero lateral izquierdo entre la cuaderna 6 a la 10 (FR6 al FR10) entre el larguero lateral izquierdo y el marco inferior del windshield[3] izquierdo. El fuselaje delantero lateral derecho entre la cuaderna 8 a la 13 (FR8 al FR13) entre el larguero lateral derecho y el marco inferior del windshield derecho.



Fig. 1.3.1. Condiciones en las que se apoyó la aeronave sobre el terreno

Motores

Se encontraron algunos daños en la parte inferior delantera de las tomas de aire de los motores debido al contacto con el terreno. Se inspeccionaron con el boroscopio ambos motores no encontrándose daños en los mismos.

Se inspeccionaron los empotres de los motores (pilons) y el resultado de esa inspección señaló que no hay daños estructurales en esa área.

1.4. Otros daños.

La aeronave cayo de manera vertical contra la superficie de la pista ocasionando daños a la carpeta asfáltica de 30cm por 60cm. Hubo poco derrame de líquido hidráulico que no afecto la carpeta.

1.5. Información sobre el personal aeronáutico.

1.5.1. Comandante.

El C. VER 1 de VER 1 años, de nacionalidad VER 1 es titular de la licencia de Piloto de Transporte Publico Ilimitado de ala fija número VER 1 vigente al 07 de abril de 2021, cuenta con las capacidades de piloto al mando de aeronaves A320-FAM, instrumentos, multimotor, tierra y nivel 5 de dominio del inglés (RTARI). Cuenta con constancia de aptitud psicofísica APTO vigente al 29 de septiembre de 2021, no existen observaciones ni restricciones por parte del médico dictaminador.

[3] Se refiere al parabrisas

Experiencia laboral.
ABC Aerolíneas, S. A. de C. V., de octubre de 2007 a marzo de 2017, como Capitán de aeronaves A320, A321, Instructor de vuelo de equipos A320, simulador y vuelos de entrenamiento de línea aérea.

Transportes Aeromar S. A. de C. V., de septiembre de 2017 a octubre de 2019, como primer oficial de aeronaves ATR42/72. Instructor de factores humanos en CFIT, CRM y ALAR.

ABC Aerolíneas, S. A. de C. V., de octubre de 2019 a la fecha del accidente, como Capitán de aeronaves A320, A321, Instructor de vuelo de equipos A320, simulador y vuelos de entrenamiento de línea aérea.

Cursos.
Periódico VII pilotos A320, del 07 de septiembre de 2015 al 17 de septiembre de 2015, curso periódico pilotos familia A320, del 12 de septiembre de 2016 al 25 de septiembre de 2016, por ABC Capacitación y Adiestramiento, en estas capacitaciones están incluidos cursos en factores humanos como IRM (Integrated Resource Management), CFIT, ALAR, Runway excursion/incursion, SMS, AVSEC, Rendimientos A320.

Cuenta con curso recurrente para pilotos familia A320 (A318/A319/A320/A321), del 16 de mayo de 2020 al 27 de mayo de 2020.

Horas de vuelo
Al 15 de febrero de 2021 tiene certificadas 1,009.25 horas voladas en el periodo del 16 de agosto de 2019 al 04 de febrero de 2021, en equipos A320, dando un total de 13,316.54 horas.

Los tres meses previos al accidente tuvo la siguiente actividad:

Mes	Horas
Diciembre	88:14
Enero	71:21
Febrero	32:34
Marzo[4]	43:02
	235:11

El día 18 de marzo el Comandante de la aeronave realizo los siguientes vuelos:

Origen	Destino	Horas
Monterrey	Hermosillo	01:44
Hermosillo	Monterrey	01:28
Monterrey	Puerto Vallarta	01:11
Puerto Vallarta	Monterrey	--
		04:23

1.5.2. Primer oficial.

El C. VER 2 de VER 2 años, de nacionalidad VER 2 es titular de la licencia de comercial de ala fija número VER 2 , vigente al 22 de abril de 2022, cuenta con las capacidades de copiloto de aeronaves A320-FAM, instrumentos, multimotor, tierra y nivel 4 de dominio del idioma inglés (RTARI). Cuenta con constancia de aptitud psicofísica APTO vigente al 13 de marzo de 2020[5], no existen observaciones ni restricciones por parte del médico dictaminador.

Experiencia laboral.
Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., de 2012 a 2014, como Sobrecargo.

[4] Datos actualizados al 18 de marzo de 2021
[5] Las vigencias de los exámenes médicos contaban con prorrogas por parte de la autoridad competente

Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., de 2018 a la fecha, como Primer Oficial de aeronaves A320, A321.

Cursos

Cuenta con certificación de curso de Airbus Training & Flight Operations, en Airbus A320, incluido el curso orientado a Jets (JOC), cooperación de tripulación (MCC), prueba de habilidades en simulador de fecha 26 de marzo de 2018, por parte del Centro de Capacitación Airbus México.

Cuenta con curso recurrente para pilotos familia A320 (A318/A319/A320/A321), del 30 de septiembre de 2020 al 11 de octubre de 2020.

Cuenta con curso recurrente CRM pilotos -1, del 04 de febrero de 2019, Administración de factores humanos en aviación CRM tipo A, ALAR, CFIT, en mayo de 2018.

Horas de vuelo

Al 12 de marzo de 2019 tiene certificadas 1,628:36 horas voladas en el periodo del 04 de junio de 2018 al 26 de febrero de 2019, en equipos A320, dando un total de 1890:06 horas. De acuerdo con la bitácora de vuelo al 18 de marzo de 2021 contabilizaba 2,478:22 horas totales.

Los tres meses previos al suceso tuvo la siguiente actividad:

Mes	Horas
Diciembre	81:45
Enero	70:32
Febrero	48:38
Marzo[6]	13:40
	214:35

El día 18 de marzo el primer oficial realizo los siguientes vuelos:

Origen	Destino	Horas
Monterrey	Hermosillo	01:44
Hermosillo	Monterrey	01:28
Monterrey	Puerto Vallarta	01:11
Puerto Vallarta	Monterrey	--
		04:23

1.6. Información sobre la aeronave

Información general.

La aeronave marca Airbus, modelo A320-232, número de serie 2576 matrícula XA-VAZ, año de fabricación 2005, de la empresa Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., con base de operaciones principal el Aeropuerto de Monterrey, tenía un certificado de aeronavegabilidad número 20200362 emitido el 09 de marzo de 2020 vigente al 07 de marzo de 2022. La aeronave tenía una configuración de 179 asientos para pasajeros, 4 asientos para la tripulación de sobrecargos y 01 para el comandante, 01 copiloto y 01 miembro extra. Esta aeronave cuenta con dos motores International Aero Engines V2527-A5, cada uno proporciona un empuje máximo continuo estático a nivel del mar de 22,240 lb y un empuje de despegue estático (5 min.) a nivel del mar de 24,800 lb.

Antecedentes

De acuerdo con los registros, la aeronave comenzó a ser operada por Aeroenlaces Nacionales el 28 de abril de 2016, el Operador anterior era Thai Air Asia.

[6] Datos actualizados al 18 de marzo de 2021

Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., tiene un contrato con el MRO Mexicana, para realizar servicios mayores, por lo que con base en los controles de mantenimiento, los tiempos actualizados al último servicio mayor efectuado del 01 al 13 de septiembre de 2019, eran los siguientes:

Componente	Marca	Modelo	Serie	TSN	CSN
Planeador	Airbus	A320-232	2576	37,446:51	24,197
Motor 1	International Aero Engine	V2527-A5	V12044	36,714:57	23,511
Motor 2	International Aero Engine	V2527-A5	V12057	35,905:14	17,245
LH MLG	Safran		MDG3404	---	27,454
RH MLG	Safran		MDG3405	---	27,454
NLG	Safran		B2765	---	25,894

De los datos actualizados al 18 de marzo de 2021 eran:

Componente	Marca	Modelo	Serie	TSN	CSN
Planeador	Airbus	A320-232	2576	40,218:49	26,202
Motor 1	International Aero Engine	V2527-A5	V12044	39,486:55	25,516
Motor 2	International Aero Engine	V2527-A5	V12042[7]	32,398:20	20,965
NLG	Safran		B2765	39,813:49	27,899

La aeronave opero 2,772 horas y 2,105 ciclos desde su último servicio mayor al momento del suceso.

Mantenimiento a la pierna de nariz del tren de aterrizaje
Se analizo el mantenimiento a la pierna de nariz del tren de aterrizaje el cual se apego al programa de mantenimiento aprobado por las autoridades correspondientes, así como a los distintos documentos mandatorios aplicables a la aeronave y tren.

Los trabajos autorizados de inspección al Operador (Aeroenlaces Nacionales, SA de CV) por parte de la Agencia Federal de Aviación Civil son visuales, por lo que al ser esta falla estructural e interna al cilindro (tubo deslizante) no era posible que fuera detectada por el operador.

Antecedentes del mantenimiento a la pierna de nariz del tren de aterrizaje
La lista de partes del ensamble de la pierna de nariz del tren de aterrizaje número de parte D23757550-6, serie B2765, de Messier Dowty, de fecha 13 de septiembre de 2007, se tiene entre otros componentes el SLIDING TUBE o SLIDING ROD con un numero de parte D66679 número de serie L2378A.

De los registros de mantenimiento se tiene que Flightparts (Xiamen) Component Services Ltd., Xiamen Fujian China, gestiono el trámite de las formas EASA FORM 1 ((28 SEPT 2015) y FAA Form 8130-3 (28 SEPT 2015), siendo aprobadas el 28 de septiembre de 2015, cuando la aeronave era operada por Air Asia, las cuales mostraban la siguiente información:

Descripción	No. Parte	No. Serie	Status/Work	Tiempos
NLG LEG ASSEMBLY	D23757550-6	B2765	OVERHAULED	TSN 26,554 CSN 18,394

Del control de trazabilidad de fecha 22 de julio de 2015 de Thai Air Asia, indica que los siguientes componentes de la pierna de nariz recibieron overhaul, y fueron reinstalados en la aeronave matrícula HS-ABB serie 3299 con los siguientes tiempos AC TSN (tiempo de la aeronave desde nuevo) 26,554 horas y AC CSN 18,394 (ciclos de la aeronave desde nueva):

Nombre de la parte	No. de parte	No. de serie	Fecha	Aprobación
Barrel	D67583	07B0237X8541	18-oct-2007	First installed

[7] con fecha 14 de marzo de 2020 se realizó el cambio del motor 2, por lo que los tiempos de URM y totales corresponden al nuevo motor instalado

Nombre de la parte	No. de parte	No. de serie	Fecha	Aprobación
Barrel	D67583	07B0237X8541	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Cylinder	D65519	L3049	18-oct-2007	First installed
Cylinder	D65519	L3049	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Hinge pin (barrel/structure)	D65588-1	L5260	18-oct-2007	First installed
Hinge pin (barrel/structure)	D65588-1	L5260	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Sliding tube[8]	D66679	L2378A	18-oct-2007	First installed
Sliding tube	D66679	L2378A	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Hinge pin (barrel/structure)	D85588-1	L5259	18-oct-2007	First installed
Hinge pin (barrel/structure)	D85588-1	L5259	22-jul-2015	Removed due to overhaul
PIN (retraction/lock link/barrel)	D55589-1	L2871	18-oct-2007	First installed
PIN (retraction/lock link/barrel)	D55589-1	L2871	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Wheel axle	D66680	L2394	18-oct-2007	First installed
Wheel axle	D66680	L2394	22-jul-2015	Removed due to overhaul
Pin/forestay/barrel)	D65599-1	L2295	18-oct-2007	First installed
Pin/forestay/barrel)	D65599-1	L2295	22-jul-2015	Removed due to overhaul

Se analizó el Programa de Mantenimiento MPD (Maintenance Planning Date) de USA y el MRB (Maintenance Review Board Process) de EASA antes de la ocurrencia del suceso (18 de marzo del 2021) utilizados para el control de las tareas de Mantenimiento de las aeronaves A320 y Familia, y no hay tareas relacionadas con la Inspección Visual Detallada (DVI) al sliding tube.

Así también no hay alguna inspección MPI (Magnetic Particle Inspection) o Barkhausen Noise Inspection (BNI) para realizar a la superficie del cromo en el **Sliding Tube** de la pierna de nariz del tren de aterrizaje, posterior al servicio de overhaul a los 20,000 ciclos o 10 años (lo que ocurra primero), ni durante algún periodo previo al overhaul del sliding tube, en donde se pudiera verificar su condición durante algún trabajo programado en la línea.

En los documentos MPD y MRB existen tareas de remoción e Instalación en línea, relacionadas con el servicio NLG Sliding Tube, sin indicar que se realicen pruebas MPI o BNI como las siguientes:

Remoción del NLG Shock Absorber Ref. AMM Task 32-21-13-000-001-A
Remoción del NLG Shock Absorber Ref. AMM Task 32-21-13-000-001-A01.
Reinstalación NLG Shock Absorber Ref. AMM Task 32-21-13-400-001-A
Reinstalación NLG Shock Absorber Ref. AMM Task 32-21-13-400-001-A01.

Datos operacionales.
De acuerdo con el Certificado de Tipo (CT) número A28NM, entre otra información que contiene el CT están los siguientes datos operacionales más representativos:

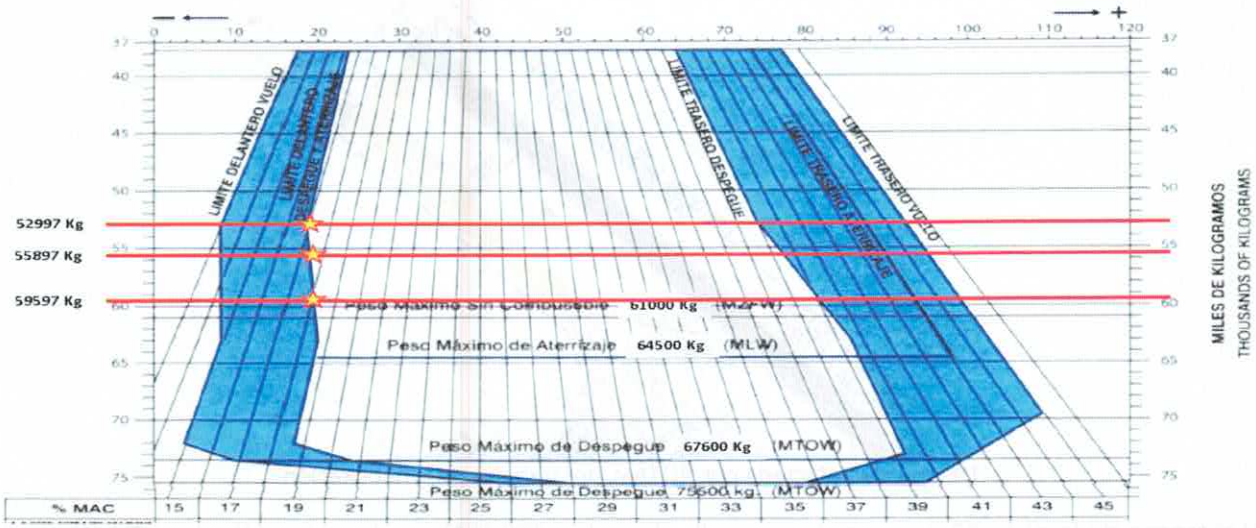
Peso máximo de despegue:	73,500 kg (162,068 lb)
Peso máximo de aterrizaje:	64,500 kg (142,223 lb)
Cantidad de tanques de combustible:	3
Capacidad de combustible:	23,859 lt (19,087 kg)
No. de Tripulantes:	1 piloto + 1 copiloto +4 sobrecargos
No. Pasajeros:	179
Techo máximo:	12,200m (39,800 pies)

Los pesos máximos del equipo y centro de gravedad están dentro de los límites de peso y balance (los pesos tienen unidades de kilogramos).

[8] De acuerdo con la lista de Componentes-Equipo, el Sliding Rod o Sliding tube parte D66679 serie L2378A, tiene un intervalo de overhaul de 3,650 días o 20,000 ciclos (tenia 18,394 ciclos) y el límite de vida de 60,000 ciclos, restando 41,606 ciclos.

Pesos	Máximo	Real
ZFW[9]	61,000	52,997
TOW[10]	67,600	59,597
LW[11]	64,500	55,897

Centro de gravedad	Máximo delantero	Máximo trasero	Real
ZFW	18.68%	41.16%	23.2%
TOW	18.01%	39.90%	22.6%



1.16.1. Envolvente de vuelo de Equipos A320

De acuerdo con la gráfica de la envolvente de vuelo el centro de gravedad se encontraba dentro de los límites, aunque muy cercano al delantero.

Se analizó el contenido del despacho operacional, este formato contenía en la sección de NOTAMS, el que afectara a la estación de Puerto Vallarta y Monterrey.

1.7. Información Meteorológica

1827 UTC 18 Mar 2021
MMPR 181743Z 22008KT 15SM SKC 23/13 A2997 RMK SLP146 52001 911
METAR del día 18 de marzo de 2021, publicado a las 17:43 vigente a las 18:27 hora zulú; presencia de viento de los 220 grados con 08 nudos de intensidad, 15 millas estatutas de visibilidad horizontal, cielo despejado, temperatura de 23°C, punto de roció de 13°C, corrección altimétrica 2997 pulgadas de mercurio, Presión al Nivel Medio del mar 1014.6 HPa presión trihoraria aumento 1.1 HPa.

1.8. Comunicaciones

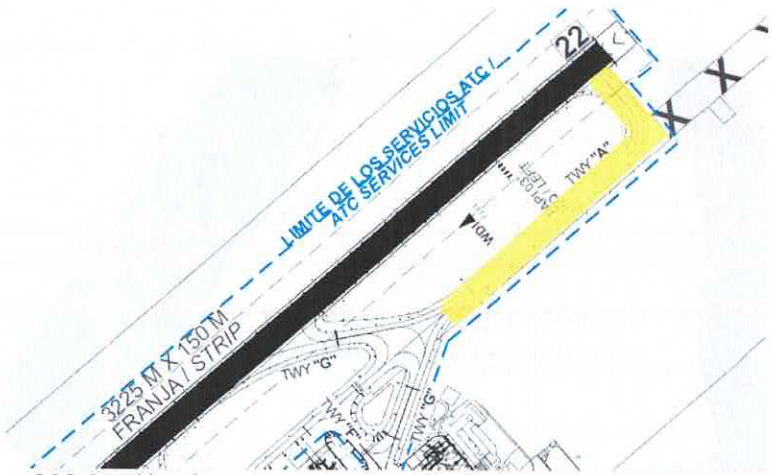
La tripulación estableció comunicación con los Servicios de Tránsito Aéreo Torre de Control Puerto Vallarta, a través de la frecuencia 118.5 Mhz.; en el Adjunto A, se muestra la transcripción de las comunicaciones a detalle.

[9] Zero Fuel Weight, Peso cero combustible
[10] Take Off Weight, Peso de despegue
[11] Landing Weight, Peso de aterrizaje

1.9. Información de aeródromo

El aeropuerto de Puerto Vallarta (MMPR) tiene como punto de referencia las coordenadas 20°40'48.26" N, 105°15'15.12" W, tiene una elevación de 7 m (23 pies), es un aeropuerto que presta el servicio las 24 horas del día, cuenta con una pista de largo de 3,105 m por 45 m de ancho, de superficie de asfalto.

En la estación existía un NOTAM A1311/21, A) MMPR, B) 2103190229 C) 2103190400 E) PISTA 22 ENTRE CABECERA PISTA 22 Y RODAJE G CERRADA, debido a que estaban realizando reparaciones en esa sección.



1.9.1. Sección afectada por NOTAM, por trabajos de rehabilitación

El extremo de la pista 22 dispone de una calle de rodaje "TWY A" por lo que no tiene curva de viraje o plataforma de viraje para facilitar el viraje de 180° de las aeronaves.

1.10. Registradores de vuelo

La aeronave tenía instalado un registrador de datos de vuelo (FDR) y una grabadora de voz (CVR), las cuales fueron localizadas en la sección del empenaje, estos no presentaban daños fueron recuperados de su posición de diseño y se realizó la lectura de estos componentes en las instalaciones del Operador, en la Ciudad de Monterrey, Nuevo León.

El operador cuenta con el software para interpretar la información extraída para cumplir con el programa Flight Operational Quality Assurance (FOQA).

1.10.1. Registrador de datos de vuelo.

La aeronave estaba equipada con un Registrador de Datos de Vuelo (FDR) marca L-3 Aviation Recorders, PNR 2100-4245-00, SER 001112880, fue localizada en su posición de diseño de la aeronave, el exterior no presentaba daños, este modelo utiliza memoria de estado sólido como soporte de grabación, se extrajo la información del momento de rodaje hasta el momento en que se escuchan dos fuertes golpes los cuales son el momento en que colapsa la pierna de nariz de la aeronave, los datos fueron interpretados por el sistema FOQA.

De la lectura de FDR se obtuvieron los siguientes parámetros presión altitud (pressure altitud), rumbo magnético (magnetic heading) y activación de comunicaciones (VHF keying), ground speed, posición de flaps, elevadores, lectura de N1 de ambos motores, entre otros parámetros.

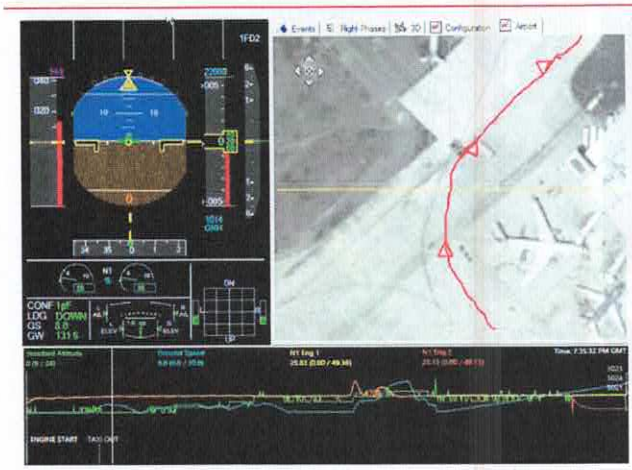


Fig. 1.9.1.1. Inicio de rodaje del XA-VAZ, se observa un ground speed de 8 kt



Fig. 1.9.1.2. Inicio de la maniobra de alineación con la pista 22 se observa un ground speed de 12 kt

La ground speed (velocidad de desplazamiento en tierra) utilizado en las calles de rodaje fue de 7 nudos máximo, al ingresar a la pista la gs máxima fue de 30 nudos, a 133 metros de las barras de la cabecera 22, comienzan a disminuir la velocidad a 12 kts, desviándose a la derecha 25 grados del eje longitudinal de pista hasta llegar al borde de pista (Runway edge) y comenzar a dirigirse hacia la derecha con un ángulo de 25 grados (Full tiller deflection) y alinearse con una velocidad (ground speed) de 5 a 12 kts. Durante las maniobras sobre la cabecera 22, para el acomodamiento con el eje de pista, durante estas maniobras colapsa la pierna de nariz del tren de aterrizaje.

1.10.2. Grabadora de voz (CVR).

La aeronave también tenía instalado una Grabadora de Voz (CVR) marca Honeywell, PNR 980-6020-001, SER CVR120-15914 de estado sólido, las intercomunicaciones de los pilotos aire-tierra-aire y piloto-copiloto-piloto, fue extraída y el sistema generó 4 archivos de audio, con una duración de 2 horas cada uno. En el audio se registró el momento del inicio del rodaje hasta el momento en que se escuchan los dos golpes fuertes. Se realizó la transcripción de las comunicaciones (ver Adjunto B) desde el inicio de rodaje hasta el momento en que se realizó la evacuación, el resto del audio son los procedimientos y lista de lectura que efectuó la tripulación.

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

La aeronave se encontró sobre las marcas de la cabecera de la pista 22, con la sección de nariz recargándose sobre la superficie de asfalto de la pista.

Se localizo la parte inferior del tubo deslizante (sliding tube) de la pierna de nariz del tren de aterrizaje, el cual estaba unido al eje de las ruedas (Wheel Axle), con los neumáticos en su posición y los enlaces de torsión inferior (torque links) con fractura, el conjunto del sliding tube desprendido fue localizada a tres metros de la sección de nariz de la aeronave, sobre la superficie de la pista.

En la inspección inicial en el sitio del suceso al sliding tube, se localizó una fractura denominada "marcas de playa" (ver imagen 1.11.1), por lo que se determinó en conjunto con los representantes acreditados del Estado del Matrícula, del Operador y del Fabricante, enviar esta sección a un análisis más detallado para conocer el origen de la falla, el resultado del informe se encuentra en la sección 1.13 de este informe.

La fractura se localizó en la sección inferior del sliding tube a 15 mm de la base (ver figura 1.11.1.).





Fig.1.11.1. Zona donde inicio el daño

1.12. Incendio.

No hubo conato de incendio por lo que no fue necesario la utilización del equipo de emergencia a bordo de la aeronave (extintor, megáfono, etc.). Cabe hacer mención que se revisó y estos se encontraban vigentes.

1.13. Supervivencia.

Tanto la tripulación de cabina y pasajeros, al momento del suceso se encontraban sentadas y con cinturón puesto, la evacuación de la aeronave se realizó en calma por lo que no resultaron lesionadas.

Los toboganes de las puertas de emergencia R1, L1 y L2, se desplegaron, así como los de las salidas de emergencia ubicadas en las alas, únicamente el tobogán de la puerta de emergencia R2 (puerta trasera derecha) que no fue activada por la tripulación de cabina de pasajeros, ya que cuando activaron el de la puerta L2 observaron que la pendiente estaba demasiado alta para ser utilizada, y ningún pasajero utilizó esa salida de emergencia. Del 100 por ciento de los pasajeros utilizó las salidas de emergencia R1 y L1.

Durante la evacuación de la aeronave ningún pasajero o miembro de la tripulación resulto con lesiones. Las condiciones meteorológicas ni la superficie del terreno del suceso dificultaron la evacuación.

El equipo de bomberos del SEI del aeropuerto arribaron al sitio del suceso en menos de dos minutos.

1.14. Información de organización y dirección.

El Operador Aeroenlaces Nacionales, S. A. de C. V., cuenta con un Certificado de explotador de servicios aéreos, numero AOC No. VIV/2006, con base de operaciones principal el Aeropuerto de Monterrey, la empresa tiene autorizado el transporte público regular de pasajeros y de carga, transporte aéreo nacional no regular de fletamento de pasajeros con carácter nacional y transporte aéreo internacional no regular de fletamento de pasajeros, no transportan mercancías peligrosas.

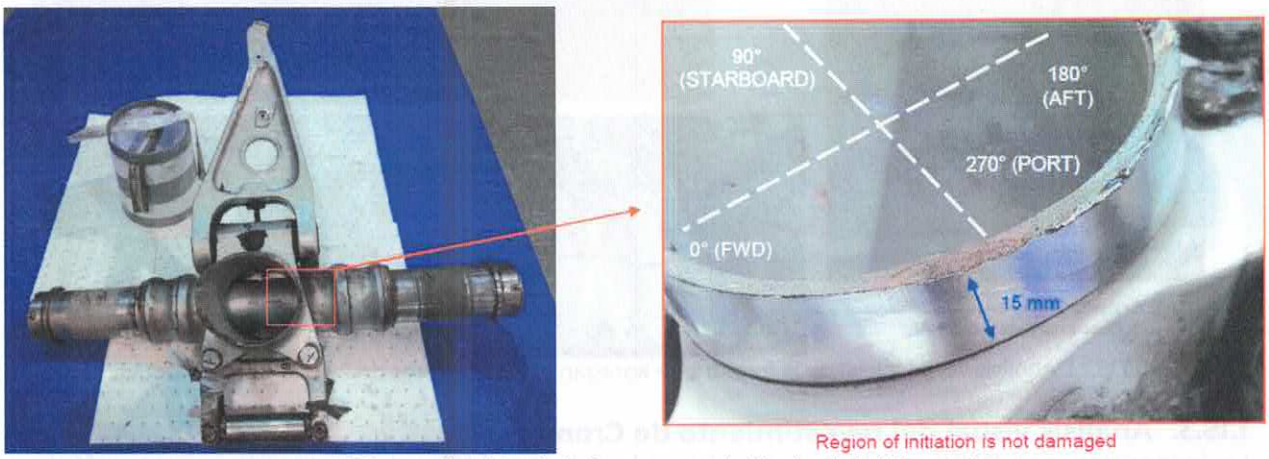
1.15. Pruebas e investigaciones.

El grupo de investigación determinó que el estudio de las partes desprendidas de la pierna de nariz se realizara en el laboratorio de análisis de materiales de Safran Landing System Gloucester Materials Laboratory, las partes sometidas a estudio fueron las siguientes:

Parte	Numero de parte	Número de serie	CSN	CSO
Sliding tube	D66679	L2378A y L210025	27,899	9,505
Axle	D66680	L1584	TBC	TBC
Lower torque link	D65234	L9389	TBC	TBC

Parte	Numero de parte	Número de serie	CSN	CSO
Towing bracket	D61673	038/N	TBC	TBC

En el análisis inicial se realizó un examen visual de la fractura, para lo cual se dividió la circunferencia del cilindro del sliding tube en cuatro cuadrantes, la fractura se ubicó en los 270° (ver imagen 1.15.1).



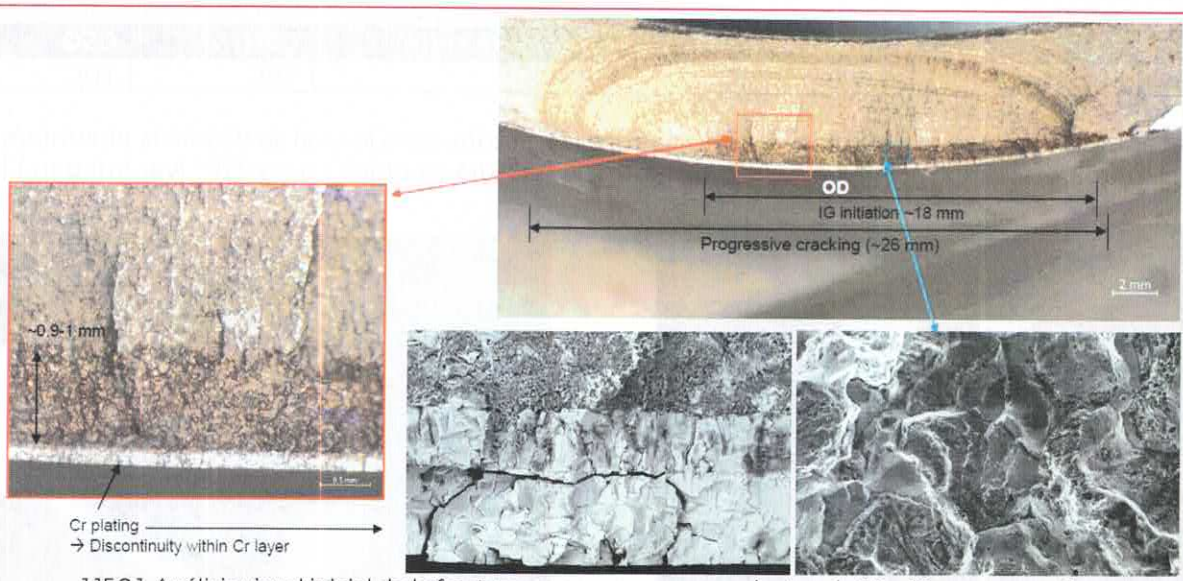
1.15.1. Localización de la fractura en el cilindro del sliding tube

1.15.1. Análisis visual del área de la fractura.

Durante el análisis visual en la sección de la fractura se aprecian dos etapas de crecimiento: la primera inicia en el diámetro exterior (OD) del sliding tube en la zona obscura, la cual es de naturaleza intergranular y una segunda que es la propagación progresiva de la fractura hacia el diámetro interno (ID) cuya superficie muestra de forma intermitentemente bandas de fatiga transgranular y bandas de sobrecarga dúctil.

1.15.2. Análisis metalográfico del área de la fractura.

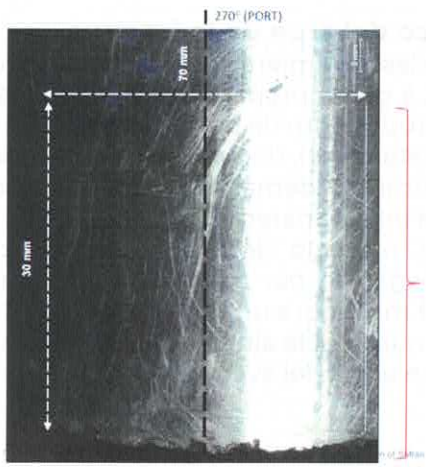
La grieta propagada no fue un descubrimiento aislado. Muchas otras grietas fueron encontradas en las regiones sobre templadas. La grieta propagada muestra dos áreas distintivas: La grieta inicial o banda obscura (18 mm de longitud y 1 mm de profundidad) y la grieta progresiva (26 mm de longitud y 5 mm de profundidad) La grieta inicial, de naturaleza intergranular, confirma que la grieta es de hecho el resultado de abuso térmico. Además, el rango de colores mostrados en la superficie de la grieta inicial indicó que la grieta inicial apareció súbitamente y fue sometida a una alta oxidación. La grieta progresiva entonces se propagó desde la grieta inicial a través de dos mecanismos: propagación por fatiga y propagación por sobrecarga dúctil (13 bandas de sobrecarga con una profundidad acumulada de 1.99 mm sobre un espesor de pared de 6 mm). Esto indica que la grieta fue sujeta a relativamente bajo número de altas cargas, tal como el viraje a la derecha de 180° similar al reportado por la tripulación en el día del evento.



1.15.2.1. Análisis visual inicial de la fractura, se agregan acercamientos de 20 y 10 µm, respectivamente

1.15.3. Análisis visual del revestimiento de Cromo.

La inspección por BNI[12] se efectuó en el recubrimiento de cromo (antes de su remoción) para capturar el potencial abuso térmico en la parte. La inspección encontró lecturas que eran tres veces o más grandes que las lecturas base tanto en la sección superior como inferior de la parte. Las lecturas de BNI en la parte inferior también indicaron la presencia de esfuerzos residuales bajo el recubrimiento de cromo, en una región adyacente a la iniciación de la fractura. Considerando que esta sección de la parte no sufrió ningún impacto posterior a la fractura en la locación donde se obtuvieron las altas lecturas de BNI, entonces probablemente estas altas lecturas de BNI estén relacionadas al abuso térmico del metal base.



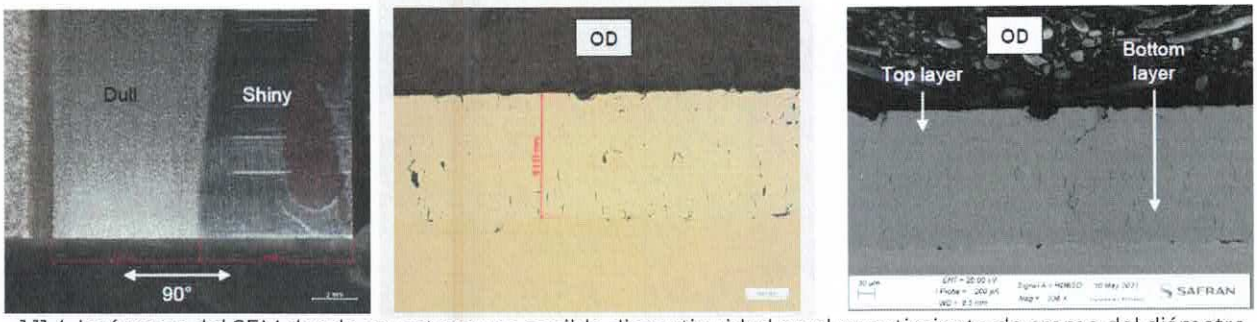
1.11.3. La lectura más alta obtenida fue en esta región de 450MP

1.15.4. Análisis de microestructura al revestimiento de Cromo.

El análisis fractologico identificó una discontinuidad en el espesor del revestimiento de cromo tanto en la localización del inicio de grieta como en otras partes alrededor de la circunferencia. Por ejemplo,

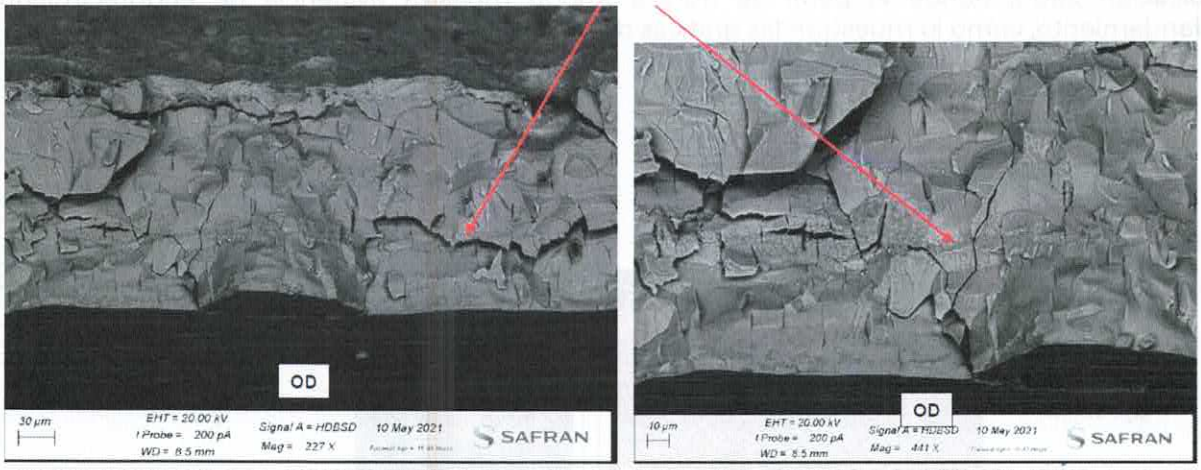
[12] El BNI es un análisis de ruido realizado en materiales con recubrimiento de cromo después de ser horneados, generalmente aplica, para verificar esfuerzos.

la discontinuidad fue también encontrada en muestra transversal de fractura forzada tomada a 90°. En esta localización, el espesor de la capa de revestimiento de cromo más cercano al metal base era de aproximadamente 0.10 mm y de 0.07 mm de espesor en la capa del diámetro externo.



1.11.4. Imágenes del SEM donde muestran una posible discontinuidad en el revestimiento de cromo del diámetro exterior del sliding tube

El análisis fractológico identificó una discontinuidad en el espesor del revestimiento de cromo tanto en la localización del inicio de grieta como en otras partes alrededor de la circunferencia. Por ejemplo, la discontinuidad fue también encontrada en muestra transversal de fractura forzada tomada a 90°. En esta localización, el espesor de la capa de revestimiento de cromo más cercano al metal base era de aproximadamente 0.10 mm y de 0.07 mm de espesor en la capa del diámetro externo.

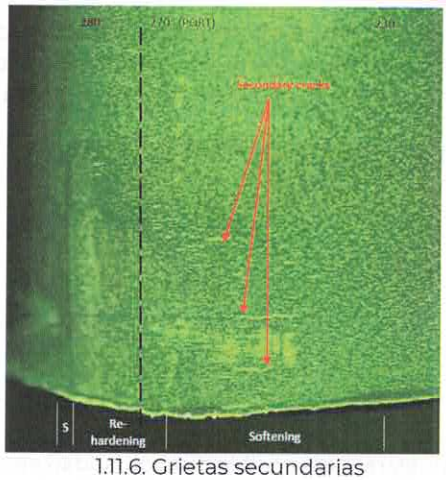


1.11.5. Imágenes de acercamiento a la fractura en T, muestran la discontinuidad en el revestimiento de cromo

1.15.5. Análisis por grabado de ácido en el metal base.

Por último, se realizó la prueba no destructiva de grabado de ácidos[13] en el metal base del sliding tube, después de que se removiera químicamente el revestimiento de cromo. La forma de la indicación del grabado de ácido sugiere que altos niveles de calor fueron súbitamente aplicados a la parte alrededor de los 280°. El calor parece haberse disipado siguiendo un gradiente circunferencial hacia la parte trasera de la parte (180°).

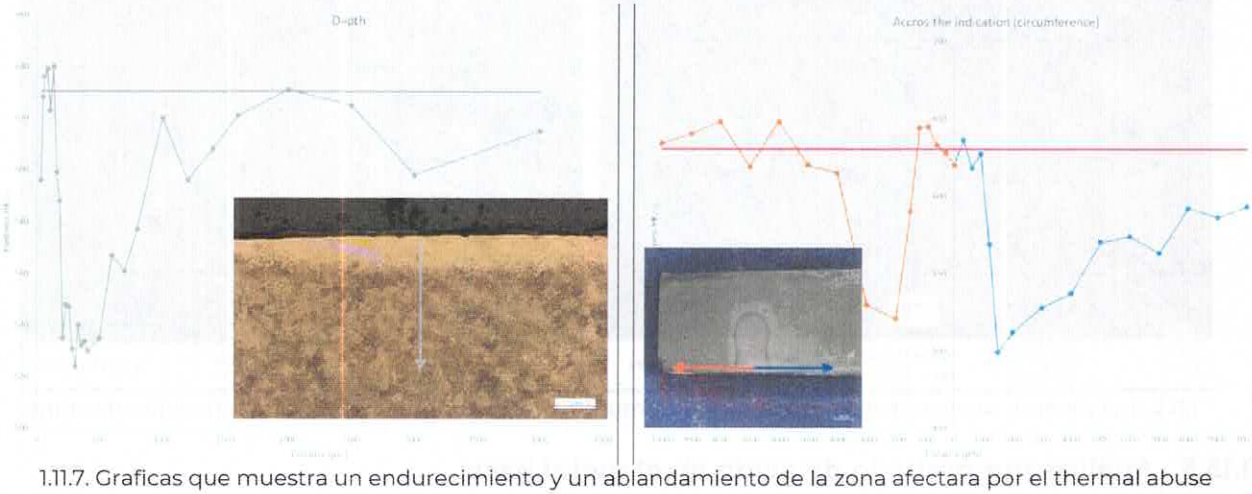
[13] La inspección de grabado de ácido se usa para detectar abusos durante el rectificado del revestimiento de cromo y se realiza en el metal base.



1.11.6. Grietas secundarias

En esa misma sección se encontraron grietas secundarias identificadas durante la inspección de grabado ácido. Los hallazgos indican que el sliding tube fue sometido a temperaturas superiores a 750°C con impacto significativo en la resistencia mecánica de la pieza. Lo anterior fue confirmado por las pruebas de dureza.

Por lo anterior se realizó el examen del material al metal base en la región afectada térmicamente (ubicación 280°), donde el perfil de dureza Knoop muestra evidencia de endurecimiento y ablandamiento, como lo muestran las gráficas del 1.11.7.

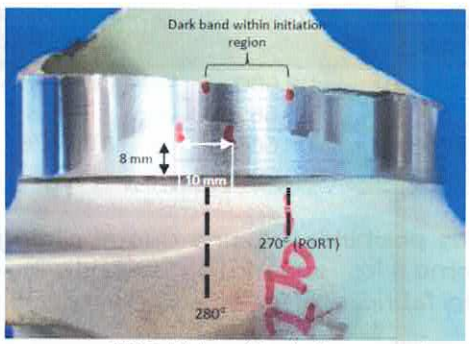


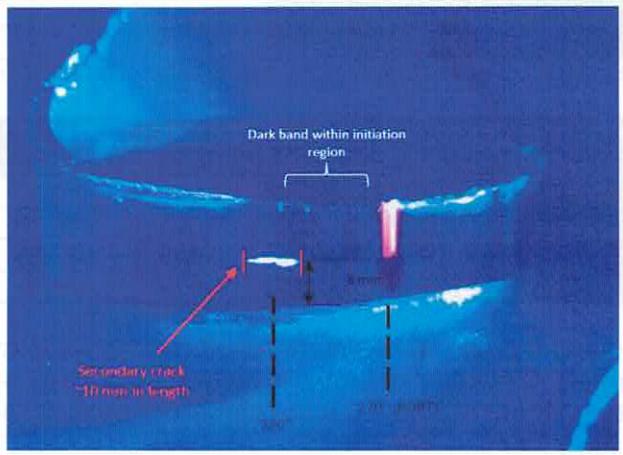
1.11.7. Graficas que muestra un endurecimiento y un ablandamiento de la zona afectara por el thermal abuse

1.15.6. Inspección por líquidos penetrantes

Finalmente se realizó la inspección no destructiva por el método de FPI[14], a la superficie de cromo de la base del sliding tube, entre la región de los 270° y 280°, la cual muestra una grieta secundaria dentro de la región de altas lecturas de MP que se identificó durante la inspección de BNI.

[14] La inspección por líquidos penetrantes fluorescentes es un tipo de inspección por líquidos penetrantes en la que se aplica un colorante fluorescente a la superficie de un material no poroso para detectar defectos que puedan comprometer la integridad o la calidad de la pieza en cuestión.



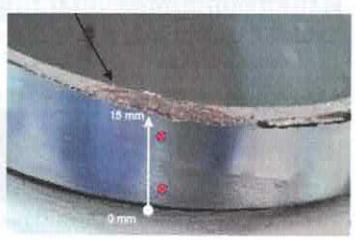


1.11.6. Ubicación de la segunda grieta entre los 270 y 280° a 8 mm de la base del sliding tube

1.15.7. Inspección dimensional con recubrimiento de cromo

Se realizó la inspección dimensional del diámetro exterior del sliding tube con presencia de cromo, se utilizó un micrómetro y se siguieron los protocolos de dividir el sliding tube, por cuadrantes y por su longitud, así como a la base del sliding tube (de 15 mm) que se desprendió (ver tabla 1.11.b), los resultado se muestra en la tabla 1.11.a., el dimensionado se comparó respecto a las dimensiones de diseño, asentándose "C" cuando esta conforma al diseño y "NC", cuando este no cumple con los requerimientos y la lectura se encuentra ligeramente por arriba de los mencionados en el diseño.





1.11.17. Sliding tube completo y los 15 mm de la base desprendida

Distancia desde el top (mm)	0 – 180°	45 – 225°	90 – 270°	135 – 315°
200	C	C	C	C
500	C	C	**NC**	C
800	**NC**	C	C	C
1010	C	C	C	C

Tabla 1.11.a. Resultado del dimensionado comenzando desde la parte superior del sliding tube.

Distancia de la base (mm)	0 – 180°	45 – 225°	90 – 270°	135 – 315°
2	C Cromo brillante	C Cromo brillante	C Cromo opaco	C Cromo brillante
10	N/A	N/A	**NC** **Cromo brillante**	N/A

Tabla 1.11.b. Resultados obtenidos de la parte desprendida del sliding tube.

1.15.8. Inspección dimensional sin recubrimiento de cromo

La inspección dimensional del diámetro exterior del sliding tube, se realizó con un micrómetro cuando se retiró el cromo químicamente, las lecturas se encuentran en la tabla 1.11.c.

Distancia desde el top (mm)	0 – 180°	45 – 225°	90 – 270°	135 – 315°
200	C	C	C	C
500	**NC**	**NC**	**NC**	**NC**

800	NC	NC	NC	NC
1010	NC	NC	NC	C

Tabla 1.11.c. Lecturas obtenidas del sliding tube, al retirar el cromo.

Distancia desde el top (mm)	0 – 180°	45 – 225°	90 – 270°	135 – 315°	Requerimientos de diseño
200	118.690	118.680	118.680	118.680	Diámetro
500	118.665	118.670	118.670	118.665	118h8
800	118.645	118.655	118.660	118.665	118.676
1010	118.675	118.655	118.675	118.690	118.730

Los resultados indicaron de las dimensiones existían dos posibilidades, una que el sliding tube hubiera sido fabricado con el diámetro externo no conforme a los requerimientos de diseño o que este no hubiera sido reparado conforme a los requisitos del fabricante.

1.15.9. Inspección dimensional del recubrimiento de cromo

Con la inspección dimensional se pudo establecer el espesor del revestimiento de Cromo (Cr) y dichas lecturas se encuentran en la tabla 1.11.d. y 1.11.e.

Mediciones de espesor de Cr (µm)

	0°	45°	90°	135°	180°	225°	275°	315°	Desviación
Mitad inferior	C	C	1	C	C	C	1	C	21.3 m
Mitad superior – 1010 mm	C	C	C	C	C	C	C	C	11.5
Mitad superior – 800 mm	C	C	C	C	C	C	C	C	14.9
Mitad superior – 200 mm	C	C	C	C	C	C	C	C	4.4

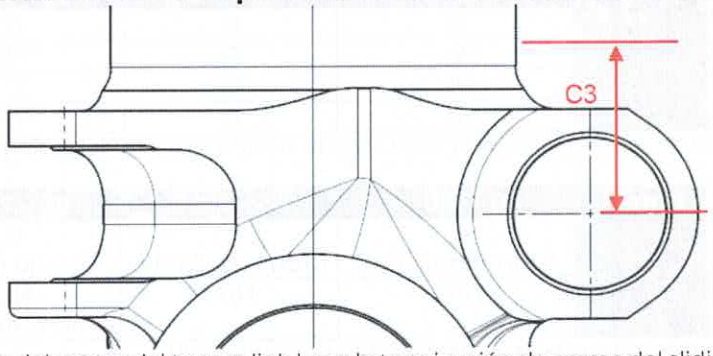
Tabla 1.11.d. Lecturas obtenidas del espesor del cromo del sliding tube.

Mediciones de espesor de Cr (µm)

	90°	270°	Variación
2 mm desde terminación del Cr (aspecto opaco)	C	C	10
8 mm desde terminación del Cr (aspecto brillante)	C	C	16

Tabla 1.11.e. Lecturas obtenidas del espesor del cromo de la parte desprendida del sliding tube.

1.15.10. Inspección dimensional del espesor del revestimiento de Cromo (Cr)



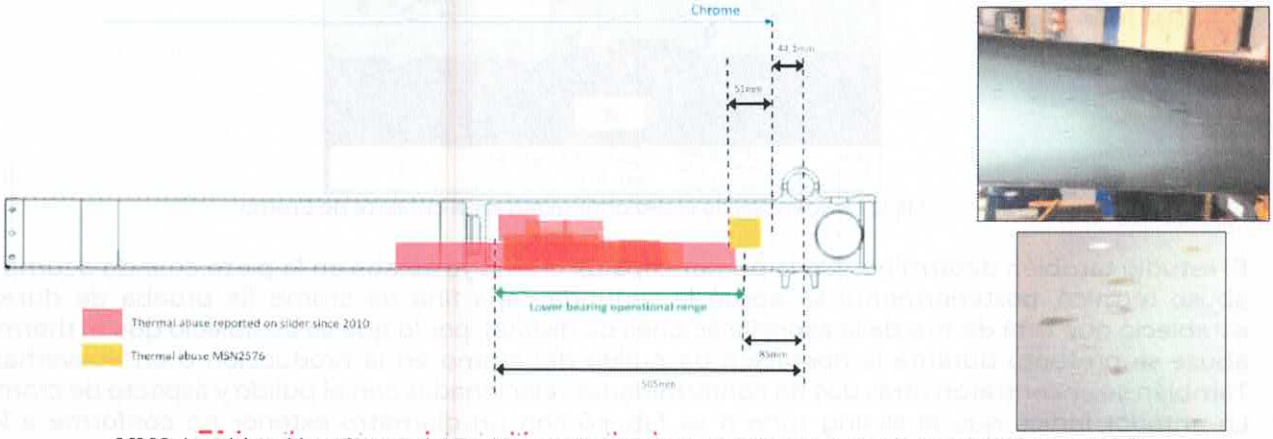
1.11.18. Distancia del centro del torque link lug a la terminación de cromo del sliding tube

		Medida
C3	Torque link lug a la terminación del Cromo	NC

1.15.11. Abuso térmico.

Por las evidencias localizadas de abuso térmico en el sliding tube, se realizaron pruebas para conocer si este abuso térmico pudo haberse debido al servicio al que estuvo expuesto la pieza o a un maquinado inadecuado ya sea en la producción o en el servicio mayor (overhaul).

Por los antecedentes que se conocen, se ha encontrado que la mayoría de los abusos térmicos en el OD se localizan en el frente del slider tube, como mostrado en rojo en la imagen 1.15.18., también en amarillo se muestra la ubicación del abuso térmico presente en el sliding tube del XA-VAZ, el cual se localiza por debajo del rango operacional de la carrera del amortiguador. Por su ubicación, forma y experiencia en servicio es por lo tanto poco probable que el abuso térmico sufrido por el sliding tube del XA-VAZ se haya generado durante la operación.



1.11.18. La ubicación y forma del TA (thermal abuse) no es coherente por la operación en servicio.

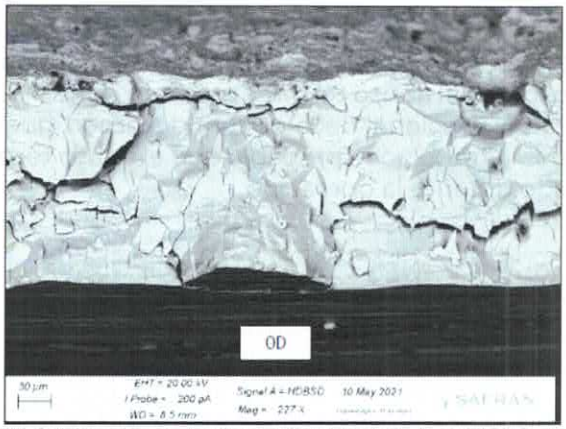
Cabe hacer mención que el thermal abuse también puede originarse en una operación de mecanizado en la cubierta de cromo o en el metal base. Esto puede ocurrir en la producción o en overhaul. De los hallazgos encontrados en el estudio indica que la forma del thermal abuse es consistente con el maquinado utilizado durante el esmerilado del cromo, es decir durante el mecanizado (ver imagen 1.11.20).



1.11.21. Evidencias de thermal abuse son compatibles con un maquinado

1.15.12. Inspección del espesor del recubrimiento de cromo

De la inspección metalográfica se detectó que la capa de cromo se encontró que fue realizado en dos capas lo cual no es conforme con los requisitos. La capa superior del cromo (la más alejada del metal base) muestra una dureza la cual está dentro de las especificaciones y la capa inferior del cromo muestra una dureza por debajo de los requisitos y esta dureza es menor cuando se encuentra más cercana a la zona del thermal abuse localizado en la parte amarilla del sliding tube.



1.15.12.1 Evidencias de la discontinuidad en la cubierta de Cromo

El estudio también determinó que la primer capa de cromo ya estaba en la pieza cuando ocurrió el abuso térmico, posteriormente se aplicó la segunda capa fina de cromo (la prueba de dureza estableció que está dentro de la especificaciones de diseño), por lo que se estableció que el thermal abuse se presentó durante la operación de pulido del cromo en la producción o en el overhaul. También se encontraron otras dos no conformidades relacionadas con el pulido y aspecto de cromo. Lo anterior indica que el sliding tube o se fabricó con un diámetro exterior no conforme a los requerimientos de diseño o en la reparación por overhaul (servicio mayor).

1.15.13. Revisión de información de la producción

De acuerdo con el reporte técnico de Safran, recopilaron los documentos de los proveedores que fabricaron el sliding tube y al analizarlos concluye que:

El diámetro exterior del sliding tube se fabricó conforme los requerimientos especificados en el diseño del componente.

La aplicación de cromo (Cr) fue realizada conforme a los requerimientos, solamente la capa número uno, sin evidencias de abuso térmico

El sliding tube estaba libre de fracturas después del pulido del cromo, de acuerdo con la prueba de corrientes de Eddy

El sliding tube se fabricó conforme a las especificaciones de diseño, por lo que se determinó que el thermal abuse en el sliding tube se originó en el overhaul (servicio mayor), probablemente durante el pulido de la superficie de cromo.

1.15.14. Análisis del Taller Flightparts (Xiamen) Component Services Ltd

El Taller Flightparts llevo a cabo una investigación interna para identificar las condiciones en las que se produjo el abuso térmico mediante la replicación de varios parámetros controlados en condiciones controladas para determinar si, y en qué medida, estos parámetros pueden contribuir/producir abuso térmico en el sliding tube, durante el rectificado de la superficie postcromadas en una rectificadora cilíndrica Norton (FPA00024) que es la que utilizaron para realizar el overhaul al sliding tube.

Esta investigación complementa las conclusiones de laboratorio, realizadas por Safran, que identificaron una fractura, que se originó por abuso térmico, que podría resultar de la rectificación de la superficie de cromo como la causa principal del colapso de la pierna de nariz del tren de aterrizaje.

Los parámetros controlados fueron:

a. Velocidad de rotación de la pieza de trabajo (SFM)
b. Tasa de alimentación
c. Velocidad de las ruedas (SFPM)
d. Aplicación de refrigerante

Escenarios controlados

Tomando en cuenta los parámetros se consideraron ocho escenarios los cuales son los siguientes resultados.

Escenarios	Rotación de la pieza de trabajo	Aplicación de refrigerante	Tasa de alimentación (1)	Velocidad de las ruedas	Tiempo de contacto de la parte (2)
1	CW	YES	0.001" / 5 seconds	CCW	20 seconds
2	CW	NO	0.001" / 5 seconds	CCW	20 seconds
3	STATIONARY	YES	0.001" / 5 seconds	CCW	20 seconds
4	STATIONARY	NO	0.001" / 5 seconds	CCW	20 seconds
5	CW	YES	0.002" / 5 seconds	CCW	20 seconds
6	CW	NO	0.002" / 5 seconds	CCW	20 seconds
7	STATIONARY	YES	0.002" / 5 seconds	CCW	20 seconds
8	STATIONARY	NO	0.002" / 5 seconds	CCW	20 seconds

Nota (1): 100% 0.0005" IAW con MD SA Sección 2
Nota (2): El tiempo de contacto se basa en el tiempo percibido que tardaría el operador en reconocer el problema y apagar la máquina.

Los resultados de la inspección visual a la superficie de cromo después del rectificado de cromo y observaciones fueron las siguientes:

Escenarios	Rotación de la pieza de trabajo	Aplicación de refrigerante	Tasa de alimentación (1)	Velocidad de las ruedas	Tiempo de contacto de la parte (2)
1	CW	YES	0.001" / 5 seconds	CCW	Nil
2	CW	NO	0.001" / 5 seconds	CCW	Nil
3	STATIONARY	YES	0.001" / 5 seconds	CCW	Nil
4	STATIONARY	NO	0.001" / 5 seconds	CCW	Nil
5	CW	YES	0.002" / 5 seconds	CCW	Nil
6	CW	NO	0.002" / 5 seconds	CCW	Nil
7	STATIONARY	YES	0.002" / 5 seconds	CCW	Nil
8	STATIONARY	NO	0.002" / 5 seconds	CCW	Defecto en la superficie

Escenario 8

Después de evaluar los escenarios 1 a 8, el escenario 8 produjo la condición más cercana posible para replicar el abuso térmico identificado en el informe de investigación de Safran. Los parámetros variables del escenario 8 fueron:

- Pieza de trabajo: Estacionario
- Tasa de alimentación: 0,002" (que representa 4 veces la cantidad de alimentación definida, según la Sección 2)
- Aplicación de refrigerante: No



Fig. 1.15.14.1. No hay indicación visual de abuso térmico en los escenarios 1-7.

Posteriormente se realizó la inspección de grabado Nital a la superficie de cromo la cual reveló una indicación de abuso térmico como se muestra en la imagen 1.15.14.2.



1.15.14.2. Inspección de grabado Nital a la superficie de cromo

Conclusiones de la investigación de Flightparts

Los resultados de esta investigación complementaria sugieren que, para inducir el abuso térmico de la magnitud identificada por Safran en el sliding tube, SN L2378, la combinación de parámetros de rectificado, como se identifica en el Escenario 8 (pieza de trabajo: estacionaria, velocidad de alimentación: 400 %, Aplicación de refrigerante: Ninguno) necesitaría ser replicado.

1.16. Otra información.

Antes de la publicación de este informe final, el fabricante Airbus público un Alert Operators Transmisión, AOT (Transmision de alerta a los operadores), Subject: ATA 32 – NLG and MLG Sliding Tube Inspection - Overheat damage during overhaul, Aircraft type: A318, A319, A320, A321, OUR REF.: A32N024-21 Rev 00 dated 07-OCT-2021, EFFECTIVITY DATE: 21 October 2021.

Posteriormente la EASA (European Union Aviation Safety Agency), publicó la Airworthiness Directive, AD No.: 2021-0236, Issued: 29 October 2021, Design Approval Holder's Name: AIRBUS, Type/Model designation(s): A318, A319, A320 and A321 aeroplanes, Effective Date: 12 November 2021, TCDS

Number(s): EASA.A.064, Foreign AD: Not applicable, Supersedure: None, ATA 32 – Landing Gear – Landing Gear Sliding Tube – Inspection / Replacement.

Tanto el AOT como la AD fueron publicados por las entidades respectivas, como medida preventiva para evitar la repetitividad de un suceso similar.

1. Realizar una DVI (Detail Visual Inspection) por posibles roturas visibles en el NLG y MLG Sliding Tube
2. A los 750 ciclos a partir de la fecha de Efectividad del AOT A32N024-21 Rev. 00, del 21 de octubre 2021, los operadores deben realizar pruebas no destructivas MPI en la totalidad del Cromo del Sliding Tube en NLG y MLG para descartar posibles roturas
3. Realizar la Inspección Barkhausen Noise Inspection (BNI) para detectar posibles daños potenciales de sobrecalentamiento que hayan generado roturas tanto en trenes de aterrizaje fabricados como previamente reparados en un overhaul
4. Realizar en su próximo servicio de overhaul del tren pruebas MPI y de ácido al material base en NLG y MLG Sliding Tube y descartar las posibilidades de roturas en el cromo por un sobrecalentamiento durante su aplicación, lijado o pulido

Cuando se informó a la EASA de este suceso, la EASA ya había suspendido la aprobación del Taller que realizo el overhaul al tubo deslizante, debido a que se identificaron algunos problemas de seguridad durante una visita de supervisión, cabe señalar que estos hallazgos no están directamente relacionados con el caso del tubo deslizante NLG investigado en esta investigación.

El AOT y AD se especifican como medidas preventivas para evitar un evento similar, en lo que estamos de acuerdo. Sin embargo, las medidas implementadas por el MRO también son medidas preventivas que permiten evitar un evento similar. Por lo tanto, sugerimos agregar las medidas implementadas por el MRO.

Flightparts, investigación en la mejora continua

El alcance de la investigación incluye la evaluación del proceso de rectificación asociado con la reparación/retrabajo de la superficie de cromado en el diámetro exterior del sliding tube de la pierna de nariz del tren de aterrizaje, con un enfoque específico en la identificación de la posible fuente del abuso térmico del sliding rod.

Flightparts siguió esta lógica evaluando el proceso de rectificado. La orientación (ubicación/ancho) del abuso térmico, como se muestra en el área sombreada en amarillo (ver imagen 1.11.18.), muestra un patrón consistente con el contacto directo con la rueda esmeriladora de la máquina. Este patrón sugiere que la rueda esmeriladora estaba girando y el sliding tube estaba estacionaria, lo que sugiere una penetración excesiva o una alimentación incontrolada del cabezal abrasivo. Es importante tener en cuenta que tanto el ancho de la rueda esmeriladora como la ubicación del abuso térmico coinciden con el ancho de la piedra abrasiva del herramental Norton y la ubicación en la que se introduciría el cabezal abrasivo y comenzaría el ciclo de pulido de cromo.

La investigación evaluó los procedimientos internos de trabajo de la organización, que serían utilizados para identificar cualquier disconformidad asociada con componentes de aeronaves, así como el proceso de disposición. Además, la investigación se enfocó en actividades de mejora, para identificar y mitigar el riesgo en el proceso.

La metodología de la investigación consistió en cubrir los siguientes puntos:

a. Revisión del proceso de rectificación/Proceso de pruebas no destructivas
b. Revisión de registros de mantenimiento
c. Revisión de registros de Equipos
d. Análisis de la causa raíz

e. Evaluación de riesgos
f. Acciones de mejora

a. Revisión del proceso de rectificación/Proceso de pruebas no destructivas

Esta actividad se realizó basándose en las referencias:

- Referencia CMM 32-27-21, Rev. 10
- Cromado y esmerilados realizados de acuerdo con MD SA Sección 2
- Rectificado realizado de acuerdo con MD SA Sección 2, Párrafo 6.D. – Mecanizado/Rectificado
- Rectificado del sliding tub del NLG del A320 realizado en FPA00024 – Norton Strut Grinder
- Esmerilado posterior al cromo FPI realizado de acuerdo con MD SA Sección 42
- Esmerilado posterior al cromo (4) horas de horneado realizado
- MPI posterior al recubrimiento con cadmio realizado de acuerdo con la Sección 38 de MD SA

b. Revisar registros de mantenimiento

La investigación también incluyó la revisión de registros de mantenimiento disponible asociado con el sliding tube en cuestión, incluidos enrutadores, hojas técnicas, registros, informes de no conformidad, etc.

La cantidad de registros de mantenimiento disponibles para revisión fue limitada debido al tiempo transcurrido desde la actividad de mantenimiento anterior y la destrucción asociada con el tifón Meranti de septiembre de 2016. Después del tifón, todos los registros de mantenimiento se transfirieron a archivos electrónicos. Recientemente, los archivos electrónicos se han transferido a la nube para una protección adicional contra desastres.

c. Revisión de registros de equipos

Una revisión de los registros de mantenimiento del equipo de FPA00024 - Norton Strut Grinder reveló que ocurrió un incidente el 24/09/2015, en el que se registró una alimentación descontrolada del cabezal de rectificado. Los registros de mantenimiento del equipo revelaron que la causa raíz estaba relacionada con un sistema de control obsoleto que se controlaba con accionamiento hidráulico. Después de ese incidente, se envió un formulario de solicitud de trabajo en las instalaciones que indicaba que la alimentación del cabezal de rectificado (eje X) había perdido el control. Una revisión del manual original del equipo confirmó la causa raíz de la alimentación descontrolada.

d. Análisis de causa raíz

Las siguientes categorías de causa raíz se evaluaron como posibles causas raíz de la introducción del abuso térmico:

- Información
- Equipos, herramientas y equipos de seguridad
- Diseño de la aeronave, configuración y piezas de aeronaves
- Área de trabajo y tareas
- Conocimientos y habilidades
- Factores individuales (humanos)
- Medio Ambiente e Instalaciones
- Factores organizacionales
- Liderazgo/Supervisión
- Comunicación

Los resultados del análisis de causa raíz arrojaron las siguientes:

- Equipo (causa principal principal)
  - Alimentación no controlada de la máquina rectificadora
- Individual (humano) factor (causa raíz secundaria)

- Conciencia situacional: factor contribuyente
- El operador de la máquina rectificadora no puede acceder fácilmente a la parada de emergencia de la rectificadora.

e. Análisis de riesgo

Se realizó una evaluación de riesgos mediante el uso de un Análisis modal de fallas y efectos de procesos (PFMEA01). Este PFMEA evaluó los riesgos asociados con la introducción del abuso térmico causado por el pulido de superficies cromadas, debido a una falla del equipo/alimentación no controlada. Este PFMEA considera la gravedad del riesgo, la probabilidad de ocurrencia, basada en función de la tasa de falla, así como la calificación de detección. La clasificación RPN es arbitraria en este escenario, ya que i.) el modo de falla se aisló a la falla del equipo y ii.) la acción correctiva ya se implementó.

f. Acciones implementadas

Como resultado del riesgo asociado con una alimentación no controlada durante el proceso de rectificado, la rectificadora Norton (FPA00024) se puso fuera de servicio y se actualizó en octubre de 2015, de un sistema de control hidráulico a un sistema totalmente electrónico.

Después de la modificación de la máquina (sistema de control hidráulico a electrónico), la máquina se modificó aún más para garantizar que el operador tuviera la máxima visibilidad del proceso de rectificado y acceso inmediato a la parada de emergencia, en caso de una alimentación no controlada.

2. Análisis

La tripulación contaba con experiencia (Comandante, 13,316.54 horas totales, Primer oficial 2,478:22 horas totales) en las aeronaves A320-FAM, así como las capacidades, cursos recurrentes en el equipo y de factores humanos de acuerdo con la legislación.

La tripulación contaba con constancia de aptitud psicofísica APTO sin observaciones ni restricciones por parte del médico dictaminador, tampoco existen evidencias de cansancio que afectaran la toma de decisiones.

De los datos del FDR, la ground speed (gs, velocidad de desplazamiento en tierra) utilizado en las calles de rodaje fue de 7 nudos máximo, al ingresar a la pista la gs máxima fue de 30 nudos y disminuyen la velocidad a 12 nudos, la maniobra hacia la derecha 25° para iniciar el viraje de 180° sobre la pista, lo realizan con una velocidad (ground speed) de 5 a 12 nudos, estas velocidades y el ángulo de giro están dentro de los márgenes que dicta el fabricante.

Las condiciones meteorológicas no son consideradas un factor para la ocurrencia de este suceso.

El despacho operacional que le fue entregado a la tripulación antes del vuelo, en la sección de NOTAMS, no estaba asentado ninguno que afectara tanto la estación de Puerto Vallarta como de Monterrey, sin embargo, estaba vigente el NOTAM A1311/21, que cerraba al rodaje "TWY A" hasta la calle de rodaje "TWY C", lo que determinaba que las aeronaves podrían hacer uso de toda la pista deberían regresar hasta la cabecera de la pista 22 y realizar el viraje de 180°.

El análisis de la carga y balance indican que la aeronave estaba siendo operada dentro de los límites de la envolvente de vuelo, aunque estaba muy cercano al límite delantero, por lo que se considera que esta distribución del peso no afecto a que la pierna de nariz se fracturara.

Al desprenderse la sección inferior (ruedas y parte del sliding tube) de la pierna de nariz, la sección delantera de la aeronave recarga el peso sobre la superficie de la pista, causando un daño extenso

en la sección inferior del fuselaje delantero afectando largueros, parte inferior izquierda fuselaje lateral y cuadernas, también hay daños en los elementos de la bahía trasera de la pierna de nariz y estructura de soporte incluidas las vigas del piso, así como abolladuras y pliegues en la piel lateral inferior derecha. Los daños en la estructura de la aeronave incluyen grietas en la estructura, piel de la aeronave agrietada y cortes, separación de piel con la estructura, remaches faltantes, corrugamiento, estos daños descritos son considerados sustanciales o mayores de acuerdo con la definición de accidente, numeral ***"(...) b) la aeronave sufre daños o roturas estructurales que: — afectan adversamente su resistencia estructural, su performance o sus características de vuelo; y, — que normalmente exigen una reparación importante o el recambio del componente afectado, ... (...)"***

El resultado de la inspección a los empotres de ambos motores no indican daños estructurales solamente presentó daños en la parte inferior de las tomas de aire de los motores debido al contacto con el terreno. La inspección por boroscopio de ambos motores concluyo que no se encontraron daños.

El resultado de las inspecciones revelo que la fractura del sliding tube se originó por un daño por sobrecalentamiento (thermal abuse) en el metal base debido a una incorrecta reparación en el cromado del diámetro exterior durante la última reparación mayor.

En el Programa de Mantenimiento MPD (Maintenance Planning Date) y MRB (Maintenance Review Board Process) utilizados para el control de las tareas de Mantenimiento de las aeronaves A320 y Familia, no hay tareas relacionadas con la Inspección Visual Detallada (DVI) al sliding tube, por lo que era imposible que las áreas de mantenimiento pudieran detectar la fractura.

De acuerdo con Flightparts el abuso térmico encontrado en el sliding tube, número de serie L2378 es consistente con una alimentación incontrolada en la máquina rectificadora utilizada para rectificar el sliding tube. Cabe señalar que el incidente se debió haber abordado a través del procedimiento de trabajo interno de la organización P4150 - Control de producto no conforme. El protocolo estándar para la disposición de un NCR[15], para este tipo de incidente, es quitar el cromo y realizar una inspección de grabado Nital, para determinar el abuso térmico. Sin los registros completos de mantenimiento, es posible determinar la disposición del NCR en este momento.

3. Conclusiones

La tripulación contaba con experiencia, capacidades, cursos recurrentes en el equipo A320-FAM, así como cursos de factores humanos.

En base a los datos del registrador de datos de vuelo (FDR) la velocidad de desplazamiento en tierra y el viraje de 180° sobre la pista, se realizaron dentro de los márgenes que dicta el fabricante.

Las condiciones meteorológicas no son consideradas un factor para la ocurrencia de este suceso.

El análisis de la carga y balance indican que la aeronave estaba siendo operada dentro de los límites de la envolvente de vuelo, aunque estaba muy cercano al límite delantero.

Basándose en las evidencias recopiladas a través de las investigaciones de laboratorio, ingeniería y producción, se considera que el colapso de la pierna de nariz del tren de aterrizaje es el resultado de un problema que ocurrió durante la operación de rectificado de cromo en el último servicio mayor.

[15] Non Conformance Report

La falta de tareas relacionadas con inspecciones visual detallada (DVI) al sliding tube, no proporcionaron ayuda a mantenimiento para detectar la fractura presente.

La fractura, que se propagó por abuso térmico, como resultado del rectificado de la superficie de cromo, la orientación (ubicación/ancho) del abuso térmico, muestra un patrón consistente con el contacto directo de la rueda esmeriladora de la máquina, este patrón sugiere que la rueda esmeriladora estaba girando y el sliding tube estaba estacionaria, ocasionado por una alimentación no controlada del cabezal abrasivo.

Causa Probable

La Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación señala que el presente informe final de dictamen esta emitido 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 fracción XVI, sub-fracción XVI.5, 9, y 21 fracción XXIII del Reglamento Interior de la SCT; 185, 189 y 190 del Reglamento de la Ley de Aviación Civil, así como el artículo primero Transitorio segundo 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 y 81 de la Ley de Aviación Civil serán realizadas por la Subsecretaría de Transporte", publicado en el Diario Oficial de la Federación el 24 de agosto de 2021, determina como la causa probable de este suceso

"Fractura del tubo deslizante (sliding tube) de la pierna de nariz, durante maniobras de acomodamiento de 180°, debido a un problema (thermal abuse) que ocurrió durante la operación de rectificado de cromo en el último servicio mayor"

Fase: Maniobras de 180°

Factores Contribuyentes.

1. Abuso térmico durante la operación de rectificado de la superficie de cromo en el último servicio mayor.
2. Servicio de inspección y mantenimiento inadecuados durante el revestimiento de cromo del tubo deslizante (sliding tube) de la pierna de nariz del tren de aterrizaje.
3. Alimentación no controlada en la máquina rectificadora utilizada para el pulido de cromo del sliding tube

Acciones de seguridad.
Airbus y EASA

El fabricante Airbus, publico una Alerta a los Operadores (AOT) y la Autoridad Aeronáutica Europea una Directiva de Aeronavegabilidad (AD) relacionada con este suceso donde instruyen la aplicación de: 1. Dentro del próximo 250 FC a partir de la fecha de vigencia de este AOT, una Inspección Visual Detallada (DVI) de la superficie cromada del tubo deslizante para asegurar que no haya grietas visibles en la pieza. 2. Dentro de los próximo 750 FC a partir de la fecha de vigencia de este AOT, una inspección de partículas magnéticas (MPI) de toda la superficie de cromo del tubo deslizante para garantizar que no haya grietas y una inspección de ruido de Barkhausen (BNI) para detectar posibles daños por sobrecalentamiento. 3. En la siguiente revisión del tren de aterrizaje, sin exceder 20,000FC o 10 años después de la última revisión del tren de aterrizaje (lo que ocurra primero), una inspección de partículas magnéticas (MPI) y una inspección de grabado ácido del material de la base del tubo deslizante para asegurarse de que esté libre de cualquier grietas o daños por sobrecalentamiento.

Flightparts (Xiamen) Component Services Ltd

Realizó una evaluación de riesgos asociados con abuso térmico causado por el pulido de superficies cromadas, como resultado del riesgo asociado con una alimentación no controlada durante el proceso de rectificado, el resultado fue la actualizó de un sistema de control hidráulico a un sistema

totalmente electrónico, además se modificó aún más para garantizar que el operador tuviera la máxima visibilidad del proceso de rectificado y acceso inmediato a la parada de emergencia, en caso de una alimentación no controlada.

El presidente de la Comisión

Ing. José Armando Constantino Tercero
Céd. Prof. 1718542

Información confidencial.	
Área responsable:	Subsecretaria de Comunicaciones y Transportes / Dirección de Análisis de Accidentes e Incidentes de Aviación
Datos testados:	VER 1: Nombre, edad, nacionalidad y número de licencia del piloto VER 2: Nombre, edad, nacionalidad y número de licencia 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	05 de octubre de 2026