

Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4-5-12-035



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL

INFORME FINAL ACCIDENTE

COL-19-65-GIA

**Colapso parcial de tren derecho
durante aterrizaje**

Boeing 737- 401

Matrícula YV3012

22 de noviembre de 2019

Bogotá D.C – Colombia



ADVERTENCIA

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

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

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

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



Contenido

SIGLAS	5
SINOPSIS	7
RESUMEN	7
1. INFORMACIÓN FACTUAL	9
1.1 Antecedentes de vuelo	9
1.1.1 Historia del vuelo	9
1.1.2 Organización de la Investigación.....	10
1.2 Lesiones a personas.....	11
1.3 Daños sufridos por la aeronave.....	11
1.4 Otros daños.....	12
1.5 Información sobre el personal	12
1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento	13
1.6.1 Motores	14
1.6.2 Tren de aterrizaje principal derecho (RH MLG).....	14
1.6.3 Peso y balance	15
1.7 Información Meteorológica	15
1.8 Ayudas para la Navegación.....	15
1.9 Comunicaciones	15
1.10 Información del Aeródromo	15
1.11 Registradores de Vuelo	16
1.12 Información sobre el recorrido y la posición de la aeronave	17
1.13 Información médica y patológica	20
1.14 Incendio.....	20
1.15 Aspectos de supervivencia.....	20
1.16 Ensayos e investigaciones	21
1.16.1 Inspección del mecanismo del tren de aterrizaje derecho P/N: 65-73761-116 21	
1.16.1.1 Perno T (Tee-bolt).....	22
1.16.1.2 Montante de compresión superior (Upper Drag Strut – UDS).....	23
1.16.1.3 Montante de compresión inferior (Lower Drag Strut – LDS).....	24
1.16.2 Conclusiones de inspección BOEING.....	25
1.16.3 Trazabilidad del T- Bolt (TB).....	25
1.17 Información orgánica y de dirección.....	26
1.18 Información adicional.....	27
1.18.1 Otros eventos presentados en relación con la falla del Tee-bolt.....	27
1.18.2 Manual de Mantenimiento de Componente (CMM).....	27
1.18.3 Evidencia fílmica del aterrizaje	28

1.19	Técnicas útiles o eficaces de investigación	28
2.	ANÁLISIS	29
2.1	Procedimientos operacionales	29
2.1	Trazabilidad del Perno T (Tee Bolt - TB).....	30
2.2	Falla del mecanismo del tren principal.....	32
2.1	Aspectos organizacionales.....	33
3.	CONCLUSIÓN	35
3.1	Conclusiones.....	35
3.1.1	Generales.....	35
3.1.2	Tripulación.....	36
3.1.3	Aeronave.....	36
3.2	Causa(s) probable(s)	37
	Factores Contribuyentes.....	37
	Taxonomía OACI	37
4.	RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL	38
	RECOMENDACIONES INMEDIATAS	38
	REC IMD. 01-201965-1	38
	RECOMENDACIONES DE LA INVESTIGACIÓN	38
	A LA COMPAÑÍA AVIOR AIRLINES C.A.....	38
	REC. 02-201965-1	38
	REC. 03-201965-1	38
	REC. 04-201965-1	39
	A LOS TALLERES REPARADORES DE COMPONENTES AUTORIZADOS - BOEING	39
	REC. 05-201965-1	39
	AL INSTITUTO NACIONAL DE AERONAUTICA CIVIL DE LA REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA.....	39
	REC. 06-201965-1	39
	A LA UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA CIVIL DE LA REPÚBLICA DE COLOMBIA	39
	REC. 07-201965-1	39
	ANEXO I.....	40
	TRANSCRIPCIÓN REGISTRADOR DE VOCES DE CABINA.....	40
	ANEXO II.....	42
	INFORMACIÓN LABORATORIO BOEING.....	42

SIGLAS

AGL	Above Ground Level (Por encima del nivel del suelo)
AP	Piloto Automático
ATC	Control de Tránsito Aéreo
CAA	Autoridad de Aviación Civil de Colombia
CVR	Registrador de Voces de Cabina
DFST	Montante lateral de compartimiento de compuerta de tren de aterrizaje (Door Fitting Side Strut).
FDR	Registrador de Datos de Vuelo
ft	Pies
FO	Primer Oficial
GRIAA	Grupo de Investigación de Accidentes
GS	Glide Slope
h	Horas
FL	Nivel de Vuelo
KT	Nudos
lb	Libras
LDS	Montante de compresión inferior (Lower Drag Strut)
LH	Izquierdo
m	metros
NTSB	National Transportation Safety Board
PAPI	Indicador de Precisión de Senda de Aproximación
PIC	Piloto en Comando
PF	Piloto Volando
PM	Piloto Monitoreando
PTL	Piloto de Transporte de Línea
RA	Altura Radio Altimétrica
RAC	Reglamentos Aeronáuticos de Colombia
RH	Derecho
RHMLG	Trenes principales de aterrizaje Izquierdo
SKBO	Aeródromo Eldorado – Bogotá D.C – Colombia

SKCL	Aeródromo Alfonso Bonilla Aragón, Cali, Colombia
SKRG	Aeródromo José María Córdoba, Rionegro, Colombia
SVVA	Aeródromo Arturo Michelena, Valencia – Venezuela
TB:	Perno T (T – Bolt)
TSN:	Tiempo desde nuevo
TSO:	Tiempo desde Reparación General
UDS:	Montante de compresión superior (Upper Drag Strut)
UTC	Tiempo Coordinado Universal
VFR	Reglas de Vuelo Visual
VMC	Visual Meteorological Conditions
VOR	Radiofaro Omnidireccional VHF

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



SINOPSIS

Aeronave:	Boeing 737-401
Fecha y hora del Accidente:	22 de noviembre de 2019, 19:16 HLC (00:16 UTC) ¹
Lugar del Accidente:	Aeródromo Internacional Eldorado (OACI: SKBO), Bogotá D.C – Colombia
Coordenadas:	N 04°41'54.95" W074°07'59.06"
Tipo de Operación:	Transporte Aéreo Regular de Pasajeros
Explotador:	Avior Airlines C.A
Personas a bordo:	08 tripulantes, 91 pasajeros. Total 99.

RESUMEN

Durante el aterrizaje por la pista 13L del Aeropuerto Internacional Eldorado, que sirve a la Ciudad de Bogotá D.C. – Colombia, la aeronave de Transporte Regular de Pasajeros Boeing 737-401 con registro YV3012, presentó colapso parcial del tren principal derecho durante la carrera de desaceleración.

Como consecuencia de la retracción parcial del tren, se produjo abrasión de la sección ventral del motor derecho y daño estructural del plano derecho. La tripulación, en su intento por controlar la aeronave, alcanzó a guiarla, desalojando parcialmente la pista por la calle de rodaje A8, en donde la aeronave finalmente se detuvo.

El Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del Aeropuerto Eldorado acudió inmediatamente a la aeronave y controló el derrame de combustible sobre la pista, el cual se generó al perforarse el tanque principal de combustible del plano derecho.

No se realizó evacuación de los pasajeros debido a la situación controlada que reportó el SEI a la tripulación.

El accidente ocurrió en condiciones nocturnas y visuales, VMC. No se presentó incendio; no se presentaron lesiones a personas.

La investigación determinó que el accidente se produjo por las siguientes causas probables:

- Colapso parcial del mecanismo del tren de aterrizaje principal derecho durante la carrera de aterrizaje.
- Falla del mecanismo del tren de aterrizaje principal derecho al presentarse separación del *Lower Drag Strut* (LDS) y *Door Fitting Side Strut* (DFST) como consecuencia de la falla del *Tee-bolt* (TB).

¹ Todas las horas (h) expresadas en este informe se expresan en hora internacional UTC. Para obtener la hora local colombiana se sustraen 5 horas.

Durante la secuencia de eventos, la tuerca, arandela y cuerpo del *Tee-bolt* atravesaron los diámetros del LDS y DFST, produciendo un desbalance de fuerzas en el mecanismo y el colapso parcial del sistema por el peso de la aeronave.

Se identificaron como factores contribuyentes en la ocurrencia del accidente:

- Dimensiones no adecuadas del componente *T-Bolt* durante el proceso de maquinado, ya que para efectuarse este trabajo, se tuvo en cuenta la información suplementaria del Manual de Mantenimiento de Componente (CMM) proporcionada por el antiguo operador de la aeronave, la cual no se encontraba revisada para verificar su precisión técnica por parte de la casa fabricante.
- Omisión en el cumplimiento del Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501 en el que se establecía la verificación de las dimensiones del *Tee-bolt* y su reemplazo inmediato, en caso de que no cumpliera las especificaciones del fabricante.

La investigación emitió seis (6) recomendaciones de seguridad operacional.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 Antecedentes de vuelo

El explotador aéreo programó para el día 22 de noviembre de 2019, la ejecución de vuelos de transporte aéreo comercial regular de pasajeros, de acuerdo al itinerario del día, desde el Estado Venezolano.

La intención era realizar vuelos en las rutas Barcelona (Venezuela) – Bogotá (Colombia) – Valencia (Venezuela) – Bogotá (Colombia) – Barcelona (Venezuela). Para realizar la operación, se programaron ocho (8) tripulantes (dos tripulaciones), a bordo.

Los vuelos Barcelona – Bogotá – Valencia se desarrollaron en condiciones normales sin ningún contratiempo. En Valencia, la tripulación involucrada en el evento recibió la aeronave para efectuar los vuelos entre Valencia – Bogotá – Barcelona.

1.1.1 Historia del vuelo

El día 22 de noviembre, la aeronave Boeing 737 operada por la compañía AVIOR estaba programada para efectuar el vuelo ROI1400 desde el aeropuerto internacional Arturo Michelena (OACI: SVVA), Valencia - Venezuela al aeropuerto internacional Eldorado (OACI: SKBO), Bogotá - Colombia.

Inicialmente, el vuelo debía iniciarse, por itinerario, a las 18:40 h con un total de 91 pasajeros y 08 tripulantes, un nivel de vuelo FL320, con un estimado en ruta de 01:20 h y reglas de vuelo instrumentales (IFR).

De acuerdo con la declaración de la tripulación, el Primer Oficial (FO) se desempeñaría como Piloto Volando (PF) y el Capitán como Piloto Monitoreando (PM). Se alistó la aeronave de acuerdo con los procedimientos establecidos, y a las 22:15 h, se realizó el embarque de los pasajeros.

El Plan de Vuelo fue presentado hacia SKBO, como aeródromos alternos se propusieron SKRG y SKCL, con una autonomía de 04:32 h, y un tiempo en ruta de 01:20 h.

A las 22:35 h se efectuó el cierre de puertas con 25.800 lb de combustible. A las 22:45 h, la aeronave despegó ascendió a FL320, sin novedad.

A las 23:45 h se inició el descenso a SKBO; la tripulación efectuó el briefing de llegada y el ATC autorizó descenso VULAM 3D. A 6 NM, el ATC autorizó volar directo al VOR BOG y prever aproximación y aterrizaje para la pista 13L.

10 NM antes del VOR BOG la tripulación redujo la velocidad a 230 nudos, y sobre el VOR, configuró la aeronave con flaps 5°, alcanzando 12,000 pies.

Posteriormente se continuó la configuración de flaps, y se efectuó el descenso a 10,000 pies. Al movimiento del GS, extendieron el tren de aterrizaje y 30° de flaps, manteniendo una Vref de 135 + 5 nudos y *autobrake* en 3.

La tripulación efectuó la Lista de Chequeo confirmando la indicación de “tren abajo y asegurado” con su respectiva indicación de luz en verde.

De acuerdo con la información proporcionada por la tripulación, la aproximación fue estabilizada sin presentarse variaciones significativas en la trayectoria y en el ángulo descenso.

Posteriormente, el PF desconectó el piloto automático y el ATC dio información de viento de cola con 230 grados con una intensidad de 02 nudos.

A las 00:16 h, durante la toma de contacto, la cual, de acuerdo con la apreciación de la tripulación fue positiva alcanzado 1.6G's, se produjo segundos después, una inclinación de la aeronave hacia la derecha con un banqueo de 09° y posteriormente sobrevino el sonido de abrasión y vibraciones. Ante esta situación, el Capitán tomó los controles de la aeronave y accionó los reversos y los frenos.

El Piloto logró controlar la aeronave y alcanzó a desalojar la pista por la calle de rodaje A8, en donde la aeronave finalmente se detuvo.

La tripulación aplicó los procedimientos de emergencia establecidos apagando los motores de la aeronave y notificando al ATC la novedad presentada.

El Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del aeropuerto SKBO acudió inmediatamente al sitio del evento y le confirmó a la tripulación que la aeronave había presentado un colapso parcial del tren principal derecho, y que había un daño estructural en el extradós del ala derecha. Así mismo, se notificó que había un derrame de combustible sobre la pista y el SEI realizó la aplicación de espuma retardante para evitar cualquier conflagración.

No se realizó evacuación de los pasajeros debido a la situación controlada que se reportó a la tripulación por parte del SEI.

Los pasajeros y la tripulación fueron desembarcados posteriormente, y siendo las 06:02 h del día 23 de noviembre de 2019 se retiró la aeronave de la calle de rodaje A8.

El accidente ocurrió a las 00:16 h en condiciones nocturnas y VMC. No se presentó incendio ni lesionados.

1.1.2 Organización de la Investigación

La Autoridad de Investigación de Accidentes de Colombia (Grupo de Investigación de Accidentes Aéreos - GRIAA) fue alertado de la novedad presentada a la aeronave YV3012 a las 00:20 H por parte del Centro de Operaciones del concesionario del aeropuerto Eldorado, OPAIN.

Inmediatamente, de conformidad con las disposiciones de los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos – RAC 114, se inició la investigación por accidente aéreo.

Siguiendo las disposiciones de Investigación de Accidentes Aéreos contenidas en el Anexo 13 de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), el GRIAA realizó la notificación del Accidente a:

- La Organización de Aviación Civil Internacional - OACI
- La Dirección General de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil de la República Bolivariana de Venezuela, como Estado de Matrícula y del Explotador de la aeronave accidentada.

- La National Transportation Safety Board – NTSB, de los Estados Unidos de Norteamérica, como Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave, que facilitó la asistencia de asesores técnicos de la compañía fabricante de la aeronave.



Fotografía No. 1 - Condición final de aeronave YV3012

1.2 Lesiones a personas

Lesiones	Tripulación	Pasajeros	Total	Otros
Mortales	-	-	-	-
Graves	-	-	-	-
Leves	-	-	-	-
Ilesos	8	91	99	-
TOTAL	8	91	99	-

1.3 Daños sufridos por la aeronave

A consecuencia del evento, se produjeron daños estructurales importantes en la aeronave durante el aterrizaje relacionados con:

- Abrasión de la sección ventral de la carcasa del motor derecho,
- Desprendimiento parcial del tren derecho en su anidamiento estructural,
- Daño y rompimiento estructural de la sección de extradós a la altura del tanque de combustible y sección de raíz de ala derecha por la separación parcial del tren derecho,

- Fractura superior del Upper Strut Assy-drag (P/N: 65-46103-1, S/N: ZC50)
- Desprendimiento del T Fitting Bolt (P/N: 65-46140-6, S/N: ZD443)

1.4 Otros daños

Se ocasionó una abrasión lineal de 1,660 m de longitud en la superficie asfáltica de la pista Norte, desde la cabecera 13L, del aeropuerto Internacional Eldorado.

1.5 Información sobre el personal

Piloto

Edad:	31 años
Licencia:	Piloto de Transporte de Línea de Avión (PTL)
Nacionalidad:	Venezolano
Certificado Médico:	Vigente, hasta el 03 de noviembre de 2020
Último Chequeo en el equipo:	08 de noviembre de 2019
Equipos Volados:	C500, B732, B734
Horas totales de vuelo:	5.263,8 h
Horas totales en el equipo:	1.865:16 h
Horas de vuelo últimos 90 días:	14:54 h (<i>vacaciones</i>)
Horas de vuelo últimos 30 días:	14:54 h
Horas de vuelo últimos 3 días:	01:52 h

El Piloto al mando obtuvo su licencia PTL el 16 de febrero de 2017, con habilitación como Piloto en Comando (PIC), en vuelo instrumental en equipos B737-200 y B737-400

Al momento del accidente actuaba como Piloto Monitoreando (PM). Realizó su entrenamiento en tierra en el equipo B737 el 22 de octubre de 2018. El 08 de noviembre de 2019 presentó evaluación en línea con resultados satisfactorios. El entrenamiento recurrente y chequeo de proeficiencia en el equipo B737 lo realizó el 20 de julio de 2019, con resultados satisfactorios.

Acumulaba un total de 1,865:16 h en el equipo B737-200 / 400 de las cuales 463:17 h fueron realizadas como Primer Oficial (FO) en el periodo del 22 de julio de 2016 al 30 de diciembre de 2016. Acumuló un total de 1,401:59 h como Comandante (PIC) entre el 03 de marzo de 2017 y el 22 de noviembre de 2016.

Copiloto

Edad:	25 años
Licencia:	Piloto Comercial de Avión
Nacionalidad:	Venezolano
Certificado Médico:	Vigente hasta 07 de julio de 2020

Último Chequeo en el equipo:	11 agosto de 2019
Equipos Volados:	LJ45, C500, B732, B734
Horas totales de vuelo:	2.699,1 h
Horas totales en el equipo:	1.437:58 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	30:46 h
Horas de vuelo últimos 30 días:	30:46 h
Horas de vuelo últimos 3 días:	01:52 h

El Copiloto obtuvo su licencia como Piloto Comercial de Avión el 13 de diciembre de 1993, con habilitación en vuelo instrumental en equipo monomotor C206, copiloto en equipos Learjet 45, Cessna 500, Boeing 737-200, y Boeing 737-400.

Al momento del accidente actuaba como Piloto Volando (PF). Realizó su entrenamiento en tierra en el equipo B737 el 26 de febrero de 2019. El 28 de marzo de 2019 presentó evaluación en línea con resultados satisfactorios.

El entrenamiento recurrente y chequeo de proeficiencia en el equipo B737 los realizó el 10 de agosto de 2019, con resultados satisfactorios.

Acumulaba un total de 1,437:58 h en el equipo B737, de las cuales 653:30 h correspondían al equipo B737-200, en el período del 08 de noviembre 2016 al 04 de noviembre de 2019; y en el equipo B737-400 un total de 784:28 h en el período comprendido del 03 de septiembre de 2017 al 22 de noviembre de 2019.

1.6 Información sobre la aeronave y el mantenimiento

Marca:	Boeing
Modelo:	737-401
Serie:	23990
Matrícula:	YV3012
Horas totales de vuelo:	69,156:24 h
Ciclos Totales:	46,182
Certificado aeronavegabilidad:	No. 013062, vigente
Certificado de matrícula:	No. 05604, vigente
Último servicio efectuado:	Servicio A, 21 de noviembre de 2019

La aeronave Boeing 737-401 es una aeronave bimotor, con motores turbofan, de plano bajo para uso de transporte regular de pasajeros con un peso máximo al despegue de 142,500 lb y un peso máximo al aterrizaje de 121,000 lb. Al momento del aterrizaje, el peso de la aeronave correspondía a 106,000 lb.

Hasta el año 2013 la aeronave perteneció a un operador norteamericano y ese año fue exportada al Estado Venezolano. En el año 2014, se le emitió Certificado de Matrícula, y el

09 de abril de 2015 la compañía AVIOR AIRLINES C.A. incorporó la aeronave a su flota. En julio de 2015, la aeronave obtuvo su Certificado de Aeronavegabilidad.

El 12 de diciembre de 2018 de acuerdo con el programa de mantenimiento, se le cumplió la aeronave el último servicio mayor "C", cumpliéndose con las Directivas y Boletines de Servicio aplicables. Este servicio "C", se efectuó en un taller aeronáutico reparador autorizado, en el Estado de Ecuador.

La aeronave mantenía el diferido No. 110287, del 19 de noviembre de 2019, relacionado con la inoperatividad de válvula de drenaje del sanitario posterior.

1.6.1 Motores

Marca:	Pratt & Withney	
Modelo:	RH: PW127N	LH: PW127N
Tiempo Total:	RH: 8,495 h	LH: 8,378 h

1.6.2 Tren de aterrizaje principal derecho (RH MLG)

P/N:	65-73761-116
S/N:	XC92390
Ciclos:	46,182

En julio de 2012 se efectuó remoción del tren de aterrizaje para overhaul cuando la pertenecía a una aerolínea norteamericana; el componente había acumulado un total de 42,435 ciclos. En septiembre de 2012 se efectuó la instalación del tren en la aeronave.

Los componentes del mecanismo del tren de aterrizaje instalados correspondían a:

- Drag strut assembly main gear; P/N: 65-46103-11; S/N: ZC506
- Attach fitting-T bolt assembly - drag strut main gear; P/N: 65-46140-6; S/N: ZD443
- NUT; AN960-1416
- Washer; BACN10HR14
- Drag strut assembly-lower, main gear; P/N: 65-60579-4; S/N: SI3733
- Side strut assy-lower, main gear; P/N: 65-63397-11; S/N: E0328
- Bell crank assembly-uplock, main gear; P/N: 65-63663-6; S/N: 599ST
- Universal assembly-lower side brace, main gear; P/N: 65-46106-10; S/N: SI5403
- Bushings; 69-39477-1/2

El 12 de diciembre de 2018 se efectuó servicio "C" al tren de aterrizaje en Latacunga, Ecuador. En este servicio no se desensamblaron componentes del tren.

El 31 de julio de 2019, se le efectuó un servicio rutinario al tren de aterrizaje.

1.6.3 Peso y balance

La aeronave tenía un límite de peso máximo al despegue 142,500 lb. De acuerdo con la información operacional revisada, la aeronave efectuó una operación con 25,150 lb de combustible, y un peso al despegue de 119,412 lb.

La aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente operacional para el desarrollo del vuelo. El Peso y Balance no fue factor en el accidente.

1.7 Información Meteorológica

El aeropuerto Internacional Eldorado contaba con emisión horaria de información meteorológica METAR. El reporte emitido para el 23 de noviembre a las 00:00 h, correspondiente a la hora en la cual se presentó el accidente, indicaba: viento de los 250 grados con una intensidad de 03 nudos; una visibilidad horizontal mayor a 10 km; cielo con nubes dispersas a un techo de 1,700 pies; temperatura ambiente de 13°C; y temperatura de rocío 11°C. Ajuste altimétrico 30,29 inHg, sin fenómenos significativos.

METAR SKBO 230000Z 25003KT 9999 SCT017 13/11 A3029 NOSIG

La información que suministró la aeronave al ATC, al momento de autorizar el aterrizaje, fue: viento de cola con una dirección de 230 grados y una intensidad de 02 nudos.

La pista se encontraba seca. Las condiciones meteorológicas no tuvieron incidencia causal en el accidente.

1.8 Ayudas para la Navegación

La aproximación y el aterrizaje de la aeronave se realizaba con referencia a la radioayuda VOR de Bogotá (VOR BOG), en frecuencia de 113.9 MHz y sistema de aproximación por instrumentos ILS RWY 13L, en frecuencia 111.3 MHz.

Tanto la radio ayuda VOR como el sistema ILS se encontraban operando normalmente; no hubo incidencia de este aspecto en la ocurrencia del accidente.

1.9 Comunicaciones

El Piloto mantuvo comunicación con los Servicios de Tránsito Aéreo de Aproximación Bogotá APP BOG y Torre Norte, en frecuencias 119.5 MHz y 118.1 MHz. respectivamente.

Las comunicaciones aire-tierra y tierra-aire se cumplieron de acuerdo con la reglamentación radiofónica. No hubo incidencia de esta factor en el accidente.

La tripulación reportó la novedad presentada durante la carrera de aterrizaje a la Torre de Control Eldorado, entidad que alertó a los Servicios de Extinción de Incendios, SEI, del aeródromo.

1.10 Información del Aeródromo

El aeródromo internacional Eldorado (OACI: SKBO) que sirve a la ciudad de Bogotá D.C, cuenta con dos (2) pistas paralelas de orientación 13L – 31R y 13R – 31L. La aeronave efectuaba el aterrizaje por la pista 13L la cual cuenta con una longitud de 3,800 m por 45 m

de ancho. La pista se encuentra a una elevación de 8,356 pies con una pendiente positiva de 0.04%.

La pista contaba con la respectiva señalización y demarcación, incluyendo luces PAPI, de umbral de pista, de toma de contacto, de eje de pista, de borde de pista y de extremo de pista. La operatividad de las luces no tuvo discrepancias en la operación.

Con motivo del suceso, y en vista de ubicación de la aeronave incidentada, fue necesario cerrar toda operación de la pista norte (13L – 31R) de Eldorado, entre las 00:21 h hasta las 09:48 h del 23 de noviembre, afectándose las operaciones durante 8 horas y 8 minutos.

El derrame de combustible (JET A1) de la aeronave ocasionó contaminación en la superficie de asfalto de la pista, la cual fue controlada por el Servicio de Extinción de Incendios, SEI, del aeródromo.

No había NOTAMS especiales que estuvieran relacionados con la operación y aterrizaje en SKBO.

1.11 Registradores de Vuelo

La aeronave estaba equipada con un DCVR y un DFDR, que fueron recuperados en buena condición durante la inspección de campo. Estos registradores fueron enviados el 04 de diciembre de 2019 a los laboratorios de la National Transportation Safety Board (NTSB), para su descarga.

La información del FDR fue descargada satisfactoriamente. Los siguientes parámetros de vuelo no fueron válidos:

- Radio altímetro
- Posición de frenos de velocidad (speed brake)
- Aceleraciones longitudinal y lateral
- Ángulo de posición de palancas de potencia
- Master Caution
- Ángulo de senda de planeo (glideslope)
- Datos del localizador
- Posición del timón de dirección

Dentro de los datos más relevantes arrojados por el FDR se hallaron los siguientes:

- La aeronave se encontraba estabilizada, con flaps 30°, y se dirigía a la pista 13L de SKBO con el piloto automático desenganchado y los auto-aceleradores enganchados.
- La aeronave se encontraba estabilizada con 143 nudos. La velocidad Vref computada por el operador no se encontró en los datos FDR; y el peso correspondía a 110,800 lb.

- Las fluctuaciones en los controles de vuelo, la aceleración normal y los datos de velocidad fueron indicativos de una atmósfera turbulenta. Los registros de vientos antes del toque con la pista indicaban viento del norte, cerca de los 10 nudos y decreciendo en intensidad hasta que la aeronave se aproximaba al suelo.
- Cerca del tiempo 5630, la aeronave realizó el rompimiento de planeo (flare) a aproximadamente 8,035 pies de altitud por presión, con un incremento en el cabeceo y movimiento hacia atrás del mando en cabina.
- El toque con la pista ocurrió al tiempo 5640, con un incremento en el factor de carga a 1.6G's, seguido de una indicación del parámetro discreto de aire/tierra a "tierra", y la extensión de los frenos de velocidad (speed brakes).
- Cerca del tiempo 5642, la aeronave comenzó a efectuar un alabeo hacia la derecha (plano derecho descendiendo) y, en respuesta, el control de mando en cabina se movió hacia la izquierda. El cambio repentino en el alabeo hacia la derecha, se debió al colapso del tren de aterrizaje derecho.
- Cerca del tiempo 5648, fue desplegado el reverso del motor izquierdo.
- En el tiempo 5669, el rumbo magnético comenzó a incrementar hacia la derecha y, en respuesta, fue aplicado el pedal del timón izquierdo. El incremento en el rumbo se debió a la resistencia generada por la abrasión de la carcasa del motor derecho.
- Cerca del tiempo 5680, el reverso del motor izquierdo comenzó a retractarse.
- El tren principal derecho colapsó cerca del tiempo 5642, cuando se notó el incremento repentino del alabeo hacia la derecha.
- El factor de carga en el toque con la pista, fue positivo, pero dentro del rango típico para un aterrizaje descartando el evento de un aterrizaje fuerte.
- Debido al alto número de parámetros inválidos, no se pudo estimar un dato de la rata de descenso.

Las grabaciones CVR fueron descargadas exitosamente y registraron cerca de dos horas de operación, incluido el momento de ocurrencia del accidente.

1.12 Información sobre el recorrido y la posición de la aeronave

La aeronave se encontró ubicada en la calle de rodaje de salida rápida A8 de la pista 13L – 31R, en coordenadas N 04°41'54.95" W074°07'59.06", a una elevación de 2.548 m con rumbo final 170 grados.

La aeronave yacía en posición inclinada hacia la derecha apoyada sobre el motor derecho, el tren principal izquierdo y el tren de nariz, con evidente colapso parcial del tren principal derecho.

El motor derecho exhibía en su exterior el despliegue del sistema de reverso en su posición final. El sistema de reverso del motor izquierdo no se encontró desplegado.

El tren derecho, parcialmente colapsado, presentaba evidente rotura en la parte superior del "montante de compresión" (Drag Strut) y el desprendimiento al mecanismo del "perno T"

(Tee-bolt) al montante lateral de acople a puerta de tren de aterrizaje (Door Fitting Side Strut), y al montante de compresión inferior (Lower Drag Strut).

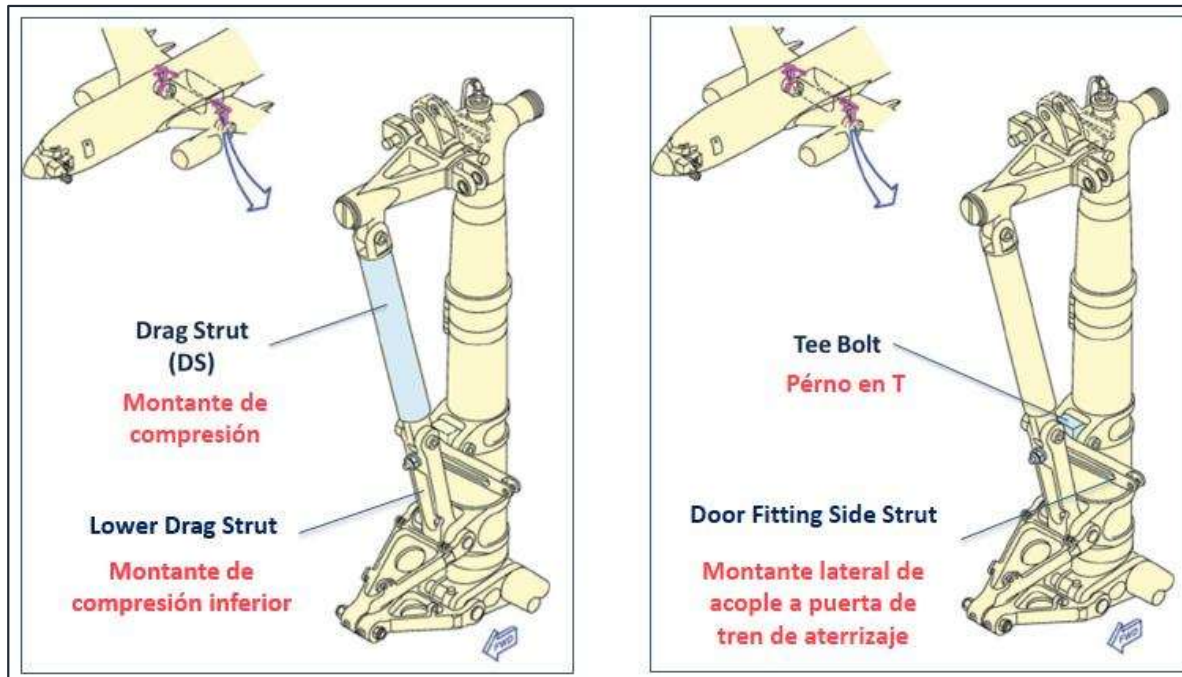


Imagen No. 1 – Ubicación del Drag Strut y T Bolt (Esquema Boeing © SB 737-32-1501)

Era evidente el derrame de combustible del tanque principal derecho a la superficie de la pista el cual fue controlado por el Servicio de Extinción de Incendios (SEI).

Dentro de la inspección realizada a la superficie de la pista, a 984 m del umbral de la pista 13L se evidenció el inicio de las muestras de abrasión de la sección baja de la carcasa del motor izquierdo con la superficie, el cual continuó por una longitud de 1.660 m hasta la posición final de la aeronave, en la calle de rodaje A8.

La aeronave quedó distante 42 m y 17 m del eje de pista y del borde de pista respectivamente; y mantenía un total de 16,000 lb de combustible.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



Imagen No. 2 - Distancias determinadas en la investigación de campo.

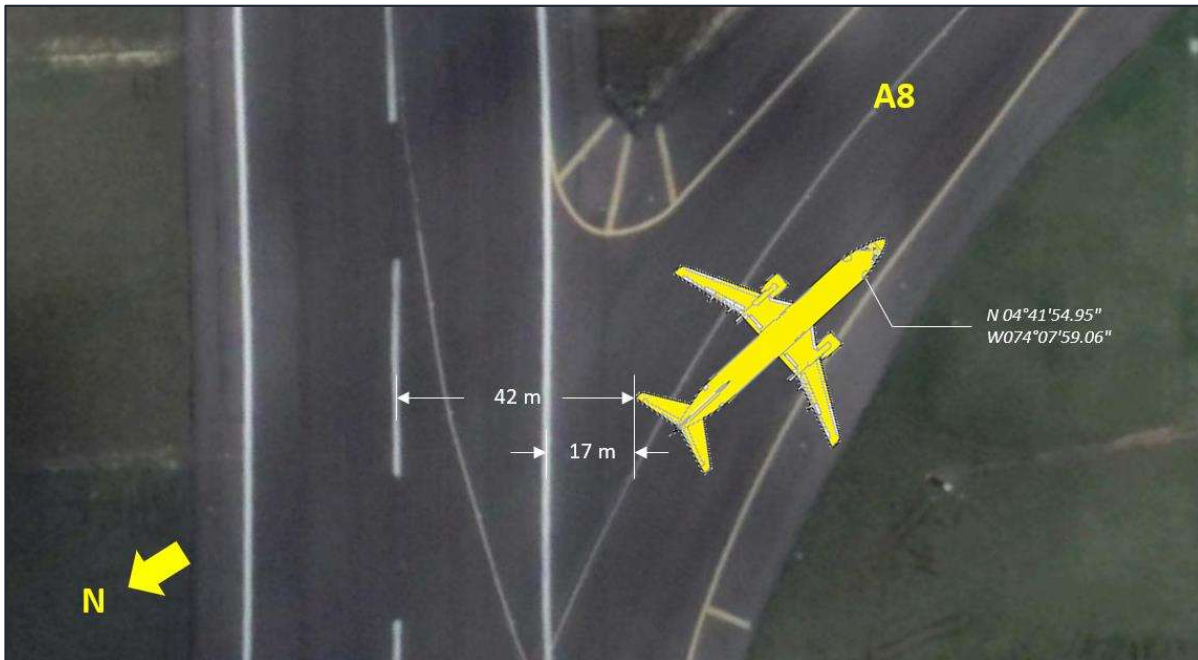


Imagen No. 3 - Ubicación de la aeronave desde el eje de pista

1.13 Información médica y patológica

La tripulación contaba con su certificado médico vigente y aplicable para el tipo de operación. No presentaban limitaciones especiales para el vuelo y no se evidenció fatiga.

Así mismo, no se reportaron lesionados de ninguna índole entre los ocupantes.

1.14 Incendio

No se produjo incendio. Después de ocurrido el colapso parcial del tren derecho, se produjo el derrame de combustible sobre la estructura del tren y el asfalto de la pista.

Los vehículos de rescate e extinción de incendios (ARFF) asignados a la atención del accidente iniciaron la reacción a las 00:21 h y arribaron a la posición final de la aeronave a las 00:23 h con un tiempo de desplazamiento 2 min. En vista de que la aeronave presentaba derrame de combustible y existía riesgo de incendio fue aplicado agente de concentrado de espuma sintética al 3% de eficacia de nivel C (AFFF) sobre el derrame del combustible y el tren principal derecho.

1.15 Aspectos de supervivencia

El accidente permitió la supervivencia de todos sus ocupantes y no se presentaron lesionados. Aun cuando la aeronave presentó daño estructural por el colapso parcial del tren derecho, no se presentó reducción del espacio ocupacional de la estructura de cabina de pasajeros, ni de la cabina de mando.

La aeronave se arrastró sobre la sección de la carcasa del motor derecho y el plano derecho, y no abandonó la pista ni la calle de rodaje.

El Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del aeródromo reaccionó ante el llamado de la Torre de Control y dio asistencia en la evacuación, la cual fue pasiva ante la condición de control del derrame de combustible. La evacuación de los pasajeros se desarrolló en un tiempo aproximado de 14 min.

1.16 Ensayos e investigaciones

1.16.1 Inspección del mecanismo del tren de aterrizaje derecho P/N: 65-73761-116

El proceso investigativo se centró en la inspección del mecanismo y estructura del tren de aterrizaje derecho P/N: 65-73761-116 de la aeronave Boeing 737-400.

Los elementos del mecanismo del tren principal derecho fueron enviados a los laboratorios de investigación y tecnología de Boeing (BR&T), ubicados en los Estados Unidos de América.

La investigación se centró en determinar el origen de la fractura del “montante de compresión” (Drag Strut) y el desprendimiento al mecanismo, del “perno T” (Tee-bolt) al mecanismo.

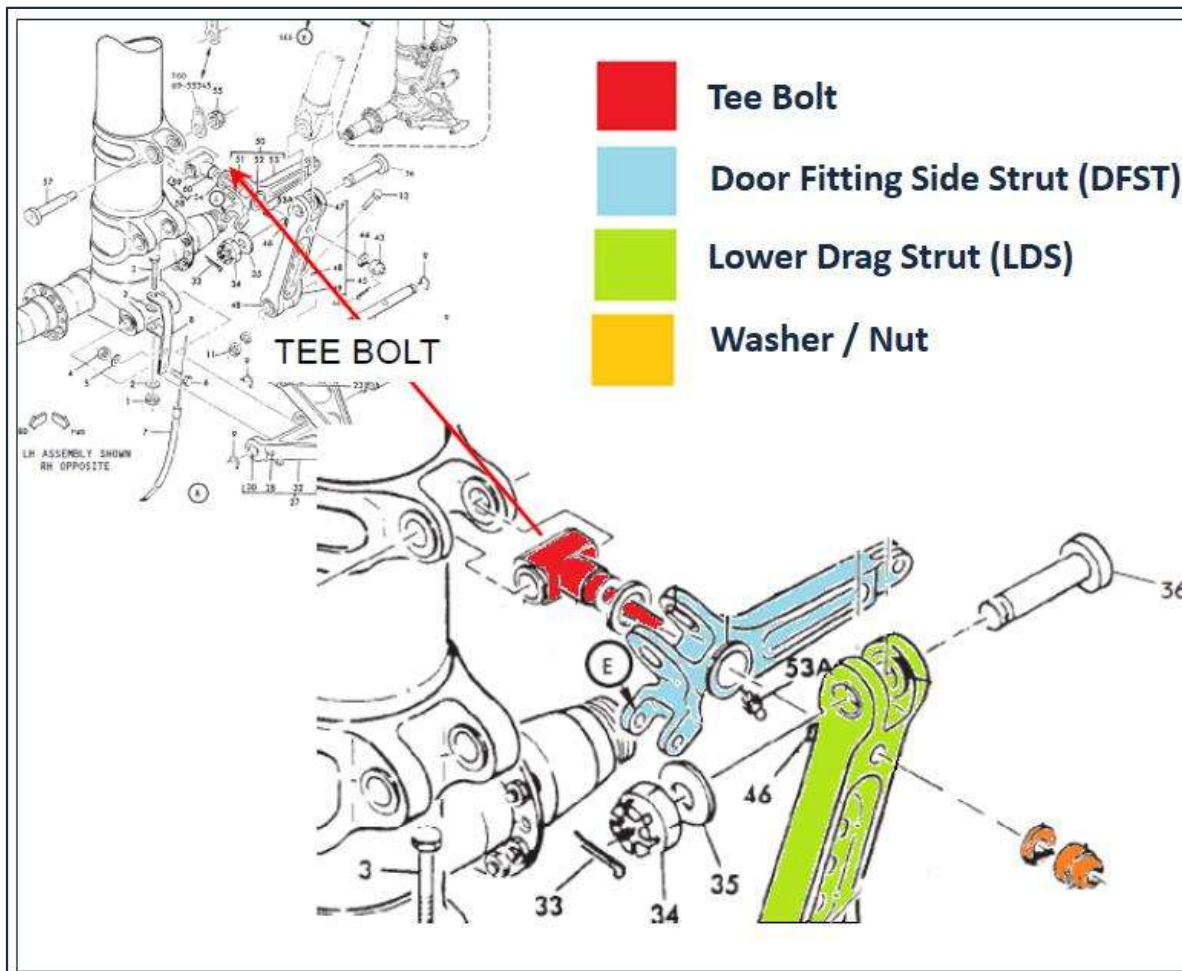


Imagen No. 4 - Ubicación del Tee-bolt en el mecanismo del tren de aterrizaje (Diagrama Boeing ©)



Fotografía No. 2 - Detalle general de la ubicación y condición del Tee-bolt

1.16.1.1 Perno T (Tee-bolt)

El Tee-bolt (TB) corresponde a un tornillo en T ubicado en la parte baja del tren de aterrizaje, unido al Lower Drag Strut (LDS) y Door Fitting Side Strut (DFST) mediante una tuerca frenada y una arandela. Esta unión permite mantener simétricamente el mecanismo de bloqueo del tren para soportar las cargas propias de la aeronave.

El Tee-bolt se encontraba, en general, intacto. Cuando se recibió el avión en la facilidad de mantenimiento para inspección, las superficies y el extremo roscado estaban cubiertos de grasa. El perno a lo largo y en la parte del roscado, evidenciaba marcas de contacto (figura 17. Anexo II).

Además, el relieve de la rosca tenía tres marcas de desgaste que se extendían a través de la longitud (figuras 18 a 24, Anexo II).



Fotografía No. 3 - Detalle general del Tee-bolt (TB)

La tuerca (nut) se encontró instalada en su posición de ensamblaje original y no tenía ninguna indicación de corte en las roscas o aflojamiento (retroceso). La superficie del diámetro exterior de la base de la tuerca tenía rayas en orientación axial (con respecto al perno), alrededor de todo el diámetro y abolladuras a lo largo de la base. La superficie de la tuerca presentó desgaste alrededor de la circunferencia e indicaciones de transferencia de pintura blanca. (Figuras 18 y 25 a 29, Anexo II).

La arandela (washer) estaba muy deformada y se separó por contacto con la superficie roscada. La deformación tenía una concavidad que indicaba que se deformó cuando atravesó el diámetro del montante de compresión inferior (Lower Drag Strut).

Así mismo, la arandela presentaba marcas de desgaste alrededor de la circunferencia que correspondían con las marcas encontradas en la superficie de la tuerca. La arandela tenía una apariencia dorada consistente con el revestimiento de cadmio. (Figuras 30 a 36, Anexo II).

El examen detallado del Tee-bolt del tren principal derecho, evidenció la separación del mismo, con su tuerca y arandela instalada, a través del diámetro de los componentes Door Fitting Side Strut (DFST) y Lower Drag Strut (LDS).

1.16.1.2 Montante de compresión superior (Upper Drag Strut – UDS)

El montante de compresión (UDS) tenía una fractura transversal completa, ubicada aproximadamente a 11,25 pulgadas del extremo superior de la pieza, con varias fracturas longitudinales que se ramificaban desde las fracturas transversales. Las superficies internas estaban cubiertas con un material ceroso de color ámbar que se relaciona con un compuesto químico que inhibe la corrosión. No se observó corrosión a lo largo de las superficies de diámetro interior o exterior.



Fotografía No. 4 - Detalle general del Drag Strut (DS)

Los orígenes de las fracturas transversales se ubicaron en la parte delantera (origen A) y en la parte trasera (origen B) del montante de compresión. Las mismas presentaban regiones de cizallamiento. El diámetro del montante de compresión presentó una forma alargada, y evidenciaba flexión y aplastamiento. La fractura tenía una textura consistente con una separación dúctil (Figuras 42 a 60, Anexo II).

La fractura longitudinal A se extendió con una separación dúctil debido al cizallamiento adyacente a la fractura transversal del origen A extendiéndose 0.611 pulgadas. Esta fractura

consistió con una separación dúctil y algunas bandas de separación intergranular con rangos dúctiles. La longitud restante presentó una textura de separación predominantemente intergranular (Figura 61 y 62, Anexo II).

La fractura longitudinal B se originó a partir de una separación dúctil debido al cizallamiento al final de la fractura transversal A. La fractura longitudinal se extendió 2.55 pulgadas con una textura consistente con una separación dúctil. La fractura restante tenía una textura compatible con la separación intergranular (Figura 61 y 63, Anexo II).

1.16.1.3 Montante de compresión inferior (Lower Drag Strut – LDS)

La superficie delantera del montante de compresión inferior presentaba un anillo de desgaste delgado alrededor del diámetro del orificio. La superficie del diámetro interior presentaba marcas lineales a lo largo del orificio (figuras 80 a 84, Anexo II). Internamente, el material exhibía marcas lineales en su superficie e impregnación residual de material. Esta condición comprobó que la tuerca y arandela del TB atravesaron el diámetro del LDS hasta provocar la falla del mecanismo.



Fotografía No. 5 – Condición del Lower Drag Strut (LDS) y su diámetro interior

La inspección detallada del Lower Drag Strut (LDS) evidenció en la sección de unión al Tee-bolt (TB), un diámetro entre los 1.0305 in y 1.0312 in. La tuerca instalada en el TB mantenía un diámetro de 1.0342 in.

1.16.2 Conclusiones de inspección BOEING

Se encontró que la tuerca que asegura el Tee-bolt (TB) tenía un diámetro exterior que era casi de la misma dimensión que el diámetro interior del montante de compresión inferior (LDS).

El diámetro interior del LDS exhibió rayas / marcas lineales que se correlacionan con el daño direccional visto en el diámetro exterior de la tuerca del TB. La arandela del TB también estaba muy deformada. Estos hallazgos son consistentes con el evento en el que la tuerca y la arandela atravesaron a través del orificio del LDS, lo que llevó a la separación del LDS al mecanismo principal. Es probable que esta separación haya provocado que el tren de aterrizaje principal no se asegurara en la posición hacia abajo y bloqueado, lo que provocó el colapso del tren de aterrizaje.

El DS presentó fracturas transversales completas y fracturas longitudinales parciales que surgieron de las fracturas transversales. Los orígenes y las fracturas adyacentes consistieron en una separación dúctil, dada principalmente por la flexión y el aplastamiento como resultado del evento de la separación del TB a través del orificio del LDS. Las fracturas restantes longitudinales consistieron en separación intergranular con finos puntos de corrosión. Es probable que la separación intergranular sea el resultado de un daño posterior al colapso.

Las otras fracturas presentadas a los componentes del mecanismo del tren de aterrizaje tuvieron como origen fracturas dúctiles a consecuencia de la desimetría de cargas por la separación del TB.

Se observó que el diámetro de la tuerca del TB era aproximadamente entre 0,0037 - 0,0131 pulgadas más que el diámetro del orificio del LDS. También se observó que los espesores del conector del montante de compresión maestro (Universal Side Strut Fitting) coincidían con la ubicación de la tuerca en el TB, lo que indica que la tuerca permaneció en la posición ensamblada.

Fueron comprobadas las características químicas de los materiales, excepto de la arandela, así como las mediciones de dureza, las cuales indicaron que los materiales cumplían con los requisitos establecidos.

1.16.3 Trazabilidad del Tee- Bolt (TB)

Durante la revisión de la trazabilidad de reparación del TB, la última manipulación se efectuó durante la reparación general del tren de aterrizaje en el año 2012 en el taller reparador en los Estados Unidos de América cuando la aeronave pertenecía a un operador norteamericano.

Un taller norteamericano efectuó el overhaul al tren y a sus componentes, inspeccionando el TB bajo orden de trabajo No. L15412-021. El perno se recibió con 1/8 in de diámetro y presentaba corrosión en sus hilos.

El taller reparador, recibió por parte del operador, el suplemento ME-0029E 562A, de fecha 13 septiembre de 2010 al Manual de Mantenimiento de Componente (CMM 32-16-01), en el cual se requería que los hilos fueran maquinados en reducción a 1/4 in de diámetro.

En la reparación general, los hilos del TB fueron maquinados de 1/8 in a 1/4 in de diámetro. El fabricante Boeing, dio aprobación a este maquinado; sin embargo, esta aprobación fue aplicada a un número específico de serie de TB que se instaló en un avión diferente.

Esta información suplementaria, insertada por el operador anterior, no tuvo el conocimiento ni la verificación técnica por parte del fabricante, y se consideraba inaceptable el maquinado de 1/4 in para la serie de TB instalado en el YV3012.

El 14 de noviembre de 2014, cuando la aeronave se encontraba en el Estado Venezolano, fue emitido el Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501. Dicho boletín ordenaba que los TB de los LDS, con roscas maquinadas de 1/4 in de tamaño, eran inaceptables para soportar las cargas de diseño necesarias del tren.

Entre los objetivos de este SB, el operador debía medir el diámetro de los TB, y de mantener roscas de 1/4 in, efectuar el reemplazo por roscas de diámetro mayor.

La investigación no encontró dentro de los registros de mantenimiento, el cumplimiento por parte del operador que sufrió el accidente, del boletín 737-32-1501.

1.17 Información orgánica y de dirección

La compañía AVIOR AIRLINES C.A, es una organización aeronáutica de la República Bolivariana de Venezuela que presta servicios de transporte aéreo comercial regular de pasajeros y carga nacional e internacional.

La compañía cuenta con un Certificado de Explotador Aéreo (AOC) No. ROI-RNR-011 vigente hasta el 09 de marzo de 2021.

Su base principal de operación se encuentra establecida en la Ciudad de Barcelona, Estado Anzoátegui. La compañía cuenta con mantenimiento propio y con una autorización de mantenimiento extranjero aprobada por la Autoridad Aeronáutica Venezolana, para realizarlo en la Ciudad de Latacunga, en el Estado de Ecuador.

Dentro de los hallazgos importantes a la emisión del Informe Preliminar, se encontró la carencia de procedimientos establecidos en las tripulaciones para autorizar a los Primeros Oficiales (FO) como Pilotos Volando (PF).

Para la emisión del presente informe final, se presentó la incorporación de nuevos procedimientos al MGO para controlar la asignación de tripulaciones.

Respecto a lo relacionado con el control y verificación de las Directivas de Aeronavegabilidad (AD's) y Boletines de Servicio (SB), la compañía cuenta con una Vicepresidencia de Mantenimiento, y una Dirección de Ingeniería, que, a través de la Biblioteca Técnica, se encarga de verificar y cumplir, si ha lugar, las recientes emisiones de AD's y SB.

Para el 18 de junio de 2015, cuando se encontraba vigente el Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501, la compañía manifestó a la investigación que no necesariamente se tenía que haber cumplido dicho SB.

Al momento de la adquisición de la aeronave, fue verificado el cumplimiento de las Directivas de Aeronavegabilidad (AD) para el modelo de aeronave por el anterior Operador. En su momento, fueron verificados los AD's, y las correspondientes al tren de aterrizaje principal, se encontraban al día.

Se confirmó que el operador, en los subsiguientes servicios, no llevó a cabo el cumplimiento del SB, en razón a que no se había emitido un Boletín de Servicio de Alerta (ASB) por parte del fabricante o un AD por parte de la Autoridad de Aviación del Estado de Diseño y Fabricación de la aeronave.

El operador informó a la investigación que, si un SB no es un ASB, o un boletín al que se hace referencia en un AD, esto se puede volver opcional, y el operador podrá o no incorporarlo.

1.18 Información adicional

1.18.1 Otros eventos presentados en relación con la falla del Tee-bolt

Dentro del proceso se estudió el historial de eventos relacionados con la retracción parcial del tren de aterrizaje en los que el Tee-bolt presentó falla en su funcionamiento.

Al respecto, Boeing ha registrado dentro de su historial, tres (3) eventos relacionados con el colapso del tren de aterrizaje:

- Año 2009. Avión 737-400 tren de aterrizaje izquierdo (LMLG) colapsado durante el remolque. Se determinó que la tuerca del (Tee-bolt) no se encontraba instalada.
- Año 2012. Avión 737-400 tren de aterrizaje izquierdo (LMLG) colapsado durante el aterrizaje. Se determinó que el Tee-bolt falló y se fracturó en la base de la tuerca.
- Año 2014. Avión 737-300 tren de aterrizaje derecho colapsó durante el remolque. Se determinó que el Tee-bolt había tirado del brazo instalado con la tuerca. El Tee-bolt había sido intervenido en el último overhaul.

La Investigación encontró otro evento relacionado con el tren de aterrizaje de un Boeing 737-300F ocurrido el 26 de enero de 2014² en donde se produjo el colapso del tren principal derecho durante la carrera de aterrizaje.

Boeing informó a la investigación, que, durante el servicio a estas aeronaves, se han encontrado previamente fallas de estos mecanismos relacionados con el Tee-bolt.

1.18.2 Manual de Mantenimiento de Componente (CMM)

El Manual de Mantenimiento de Componente (Component Maintenance Manual – CMM) es un documento formal en el que se detalla la forma en que deben llevarse a cabo las tareas de mantenimiento para un componente específico.

Las tareas de mantenimiento contenidas en estos manuales incluyen procedimientos para restaurar las dimensiones o la estructura de un componente a un estado utilizable, así como los procedimientos de reelaboración y acabados adecuados.

Los CMM pueden contener información suplementaria que permita especificar con más detalle ciertos aspectos que no se encuentran definidos; sin embargo, dichos criterios técnicos adicionales suplementarios al CMM, que pueden ser originados por un operador o

² Investigación evento Islas Salomón, aeropuerto Internacional Honiara, aeronave matrícula ZK-TLC

un MRO, deben ser revisados por parte del fabricante del componente para verificar su precisión técnica.

1.18.3 Evidencia fílmica del aterrizaje

Se obtuvo en la investigación, un video de baja resolución perteneciente a uno de los pasajeros ubicado en el costado derecho de la aeronave, con visual de la prolongación del plano derecho, flaps, spoilers y punta del plano. El video que obró en el proceso investigativo tenía una duración de 40 segundos en los que se evidenció la maniobra de aterrizaje de la aeronave en SKBO.

La evidencia proporcionada permitió confirmar la abrasión de la sección ventral del motor derecho sobre la pista hasta su final detención.



Imagen No. 5 - Evidencia fílmica del momento de la falla del tren RH y abrasión del motor RH

1.19 Técnicas útiles o eficaces de investigación

No se requirieron técnicas de investigación especiales para la investigación. La investigación siguió las técnicas y métodos recomendados por el Documento OACI 9756, Parte III.

2. ANÁLISIS

2.1 Procedimientos operacionales

Los vuelos programados fueron realizados de acuerdo con los procedimientos de la compañía para un itinerario regular. Antes del accidente, la aeronave había efectuado vuelos internacionales sin que se presentaran novedades.

La tripulación que recibió la aeronave, y que resultó involucrada en el accidente, era una tripulación apta para la realización del vuelo, que contaba con la documentación operacional y técnica requerida por el Estado Venezolano para la realización del vuelo, manteniendo sus entrenamientos y chequeos vigentes.

No se evidenció condición de fatiga que afectara su rendimiento operacional para la ejecución del vuelo; dicha tripulación era consciente de los procedimientos de vuelo para efectuar las maniobras de aproximación y aterrizaje a SKBO, aeródromo que había sido previamente operado por ambos tripulantes.

El aterrizaje lo realizó el Primer Oficial; la investigación encontró falta de procedimientos establecidos específicos en las tripulaciones de la compañía para autorizar a los Primeros Oficiales (FO) como Pilotos Volando (PF); sin embargo, esta condición no constituyó un factor determinante en la ocurrencia del accidente.

De acuerdo a los resultados de los datos de vuelo registrados en el FDR, se encontró que existió una operación tal del mecanismo del tren de aterrizaje, que la tripulación en cabina, obtuvo indicación de tres luces que denotaba que los trenes se encontraban abajo y asegurados; esto denota que para el aterrizaje no existieron condiciones preexistentes de malfuncionamiento del sistema.

Los procedimientos operacionales ejecutados por la tripulación para el aterrizaje fueron adecuados y de acuerdo a lo establecido por el fabricante, ejecutando una aproximación estabilizada, con el piloto automático desenganchado, auto aceleradores enganchados, con una velocidad de referencia de 143 nudos y configuración 30° de flaps, para el peso al aterrizaje definido (110,800 lb).

El aterrizaje no tuvo características de aterrizaje fuerte (1.6G's) y no existieron condiciones meteorológicas que afectaran la maniobra.

Tal como fue también verificado, las conversaciones en el puesto de mando (CVR), no evidenciaron problemas de CRM o actuaciones por parte de la tripulación que intervinieran en la ocurrencia del accidente. Todos los "call outs" fueron desarrollados de acuerdo a las directrices de vuelo de la aeronave.

Las condiciones de operación del avión al momento del aterrizaje no tuvieron incidencia causal en el accidente.

2.1 Trazabilidad del Perno T (T Bolt - TB)

Es evidente dentro de la investigación, que existió falla del mecanismo del tren de aterrizaje al separarse el Lower Drag Strut (LDS) y el Door Fitting Side Strut (DFST), como consecuencia de la falla de unión del Tee-bolt (TB).

Dentro de la investigación resultó complejo verificar la trazabilidad de los componentes que fallaron; sin embargo, después de una asistencia por parte de la NTSB, se logró verificar este aspecto en detalle para la investigación, el cual se encuentra descrita en el numeral 1.16.3.

Este componente que mantenía 46,182 ciclos al momento del accidente, de acuerdo al control de vida de componentes, tenía programado su servicio de overhaul para los 63,435 ciclos, o para el 23 de septiembre de 2022, lo que puede comprobar que dicho componente aún se encontraba dentro de su vida útil de operación.

Así mismo, la verificación de parte número (P/N) específico del TB utilizado para el mecanismo del tren de aterrizaje, era apto y adecuado para ser instalado de acuerdo a lo establecido por el fabricante.

La investigación es clara en la evidencia fáctica, en cuanto a que el perno fue maquinado en su reparación general, para reducir su diámetro de 1/8 in a 1/4 in.

En indagaciones con el fabricante Boeing, respecto a la aprobación del maquinado del TB, se determinó que se dio aprobación para efectuar maquinado al TB; sin embargo, esta aprobación fue aplicada a un número específico de serie de TB que, ante la evidencia factual de la investigación, fue instalado en un avión diferente al YV3012.

Para esta reducción de diámetro, el taller reparador se basó en la información suplementaria que proveyó el operador anterior, y esta condición no fue del conocimiento ni fue verificada por parte del fabricante. Esta condición, la ejecución del maquinado de 1/4 in para la serie de TB instalado en el YV3012, era inaceptable.

De acuerdo con registros, el perno fue instalado y ensamblado en octubre de 2012.

La aeronave había pertenecido hasta el 2013 a un operador norteamericano, y fue exportada ese mismo año al Estado Venezolano. Se le emitió Certificado de Matrícula en el año 2014, y el 09 de abril de 2015 la compañía AVIOR AIRLINES C.A incorporó la aeronave a su flota.

Para ese año, Boeing emitió el Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501, por cuanto se había encontrado la discrepancia en un operador, en la que la reducción de los diámetros del TB a 1/4 in eran inaceptables para soportar las cargas necesarias de diseño.

A este punto, debió preverse por parte del nuevo operador esta condición, al menos, con el fin de verificar la condición emitida por el SB.

En julio de 2015, la aeronave obtuvo su Certificado de Aeronavegabilidad, y a esta fecha, no se había cumplido el SB que se encontraba vigente.

El operador manifestó a la investigación que, para el 18 de junio de 2015, cuando se encontraba vigente el Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501, no necesariamente se tenía que haber cumplido dicho SB. El punto de vista de la investigación en relación con la seguridad operacional, contempla una condición previsible, en la que es imperativo que por lo menos se pudiese efectuar una verificación de dicho Boletín, documentándolo en los

registros de mantenimiento, así no sea cumplido, y así mismo, establecer a través de un análisis de riesgos cualquier consecuencia que pudiese llevar la continuación de la operación bajo esas circunstancias, al no llevar a cabo lo establecido en el Boletín.

Ante la circunstancia de verificación en el mantenimiento de un componente que puede ocasionar retracción del tren en otras aeronaves de la compañía, se recomienda a la organización se dé cumplimiento al Boletín de Servicio SB 737-32-1501 con el fin de verificar condición de los "Tee-bolt" instalados en los trenes de aterrizaje de aeronaves Boeing 737-200, 200C, 300, 400, 500 que se operen. REC. 02-201965-1.

Otro momento de verificación e inspección para este componente, en el que pudo revisarse el SB, fue el 12 de diciembre de 2018, cuando se cumplió de acuerdo a programa de mantenimiento, el último servicio mayor a la aeronave.

En este servicio fueron cumplidas las Directivas y Boletines de Servicio aplicables, pero no se evidenció el cumplimiento del SB específico.

El hecho de maquinar los pernos era algo conocido por Boeing. En el curso de otra investigación, Boeing se enteró de un suplemento al CMM que se basó en la aprobación para maquinar un solo perno.

Durante esa investigación, Boeing revisó su aprobación previa, y determinó que eran inaceptables para soportar las cargas necesarias de diseño. En investigación con el fabricante, de acuerdo con las pautas de determinación de seguridad aplicables, Boeing, con el consentimiento de la FAA, determinó que el método adecuado para comunicar este problema a la flota era un Boletín de servicio (SB).

Boeing emitió el Service Bulletin Service Bulletin 737-32-1501 recomendando a los operadores que inspeccionaran los TB de 1/4 in de tamaño insuficiente y retiren / reemplacen los pernos discrepantes.

Con respecto a los suplementos a los CMM, si esto es solicitado por el operador o taller reparador, Boeing revisará el suplemento al CMM para verificar la precisión técnica, pero no aprueba ni desaprueba un suplemento.

Es responsabilidad del operador o taller reparador, trabajar con su regulador para la aprobación de un suplemento CMM originado por el operador o taller reparador. Para este caso, no se requirió a Boeing la revisión del suplemento en cuestión.

Al respecto, ante la importancia que tiene este SB, y varias ocurrencias relacionadas en este mecanismo, Boeing podría revisar la emisión a futuro de un Boletín de Servicio de Alerta (ASB) para mejorar los índices de seguridad en la flota B737.

2.2 Falla del mecanismo del tren principal

La falla del mecanismo del tren principal derecho se dio por la siguiente secuencia de eventos:

1. El Perno T (Tee-bolt - TB) soporta esfuerzos de tracción y corte al mantener la unión mecánica del montante de compresión inferior (Lower Drag Strut – LDS) y el montante lateral de compartimiento de compuerta de tren de aterrizaje (Door Fitting Side Strut - DFST).

Durante ciclos repetitivos de operación del TB, y dada la condición de un perno instalado con un diámetro de 1/4 in y tuerca, se produjo la alineación del diámetro exterior de la tuerca y el orificio de la sección superior del LDS.

2. El TB, al tener naturalmente la fuerza de tracción, continuó atravesando el orificio del LDS hasta desprenderse totalmente del mismo.
3. El LDS, que soporta cargas de compresión longitudinal, y está unido al montante de compresión superior (Upper Drag Strut – UDS), al no tener un punto fijo de sujeción que permita dar simetría vertical a las cargas, se separó haciendo que el UDS soportara cargas laterales para las cuales no estaba diseñada, ocasionando la fractura por separación dúctil debido al cizallamiento.
4. Al producirse este fallo en el UDS, se produjo el colapso parcial del tren, que finalmente fue soportado el motor derecho en el pavimento de la pista.

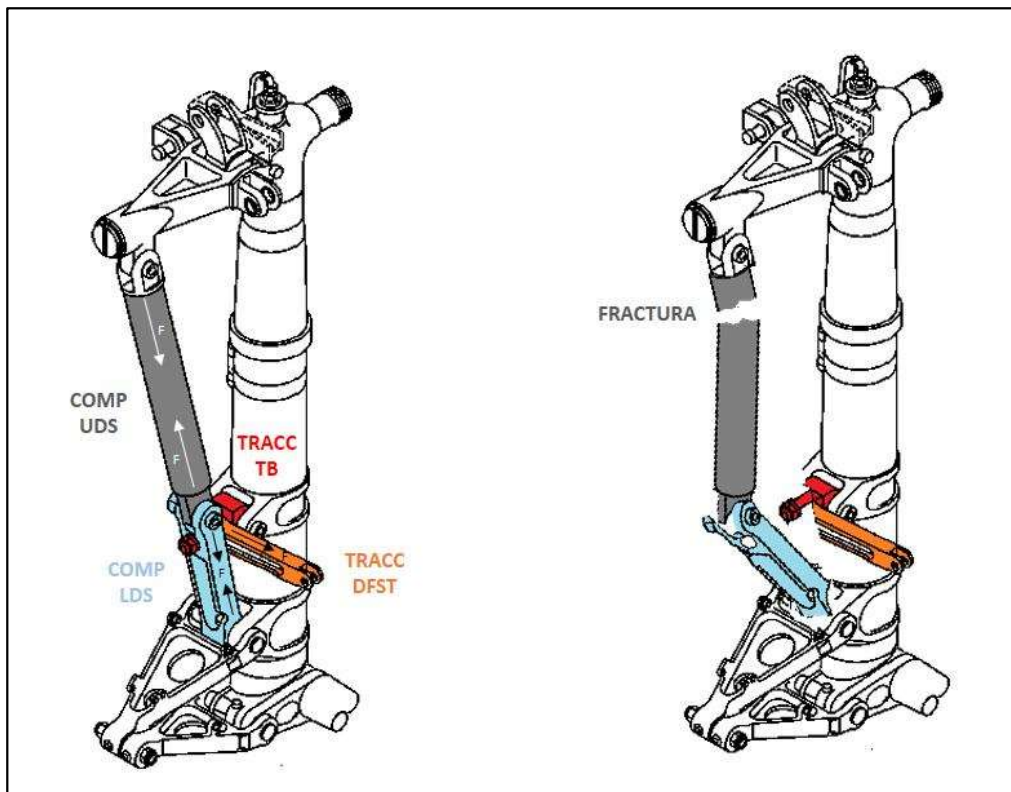


Imagen No. 6 - Diagrama de fuerzas sobre componentes involucrados y zona de fractura.

2.1 Aspectos organizacionales

El accidente evolucionó por factores latentes relacionados con la utilización de un TB que a la luz de las circunstancias no era adecuado para soportar las cargas de diseño del mecanismo.

Fue un componente que, aunque fue instalado bajo acciones de mantenimiento que se desarrollaron de acuerdo a información suplementara del operador, presentó defensas rotas relacionadas con la revisión y verificación de precisión técnica de este procedimiento.

Aún así, el componente se instaló y así operó. Sin embargo, existieron varios procedimientos ulteriores que pudieron identificar el riesgo. En primer lugar, Boeing emitió su SB en el que incluyó la justificación, motivos e instrucciones de su aplicación.

Es de esperarse que los operadores revisen cada SB y evalúen los méritos y el impacto económico de la acción de servicio recomendada. Esta revisión por parte del operador, y su evaluación, no fueron tenidas en cuenta ni fueron efectuadas, ni siquiera durante la otorgación de aeronavegabilidad por parte del Estado Venezolano.

Como medida preventiva de seguridad operacional, si bien es cierto que no es mandatorio el cumplimiento de SB, el Operador debería establecer mecanismos de control más efectivos en la Dirección de Ingeniería de la compañía con el fin de revisar, analizar y establecer las acciones a futuro para dar cumplimiento a los Boletines de Servicio (SB), aún si estos no han sido emitidos como Boletines de Servicio de Alerta (ASB). REC.03-201965-1

La medida última que pudo solventar, al menos en la verificación, fue el Servicio “C” efectuado a la aeronave, durante el cual tampoco se verificó ni se tomaron acciones con respecto a este ítem. En conclusión, es preciso que todo el sistema aeronáutico involucrado en estos aspectos de aeronavegabilidad, definan mancomunadamente los procesos de mantenimiento a componentes, teniendo en cuenta las revisiones de precisión técnica con el fabricante, y la revisión de cualquier SB, así se considere que no llega a ser aplicable, tras una evaluación por parte del operador de la aeronave.

Los talleres reparadores deberían fortalecer el control y verificación de los procesos de mantenimiento a componentes con los fabricantes de aeronaves, con el fin de garantizar la debida verificación de precisión técnica, ante cualquier información suplementaria al Manual de Mantenimiento de Componente (CMM) que proporcione un operador. REC.05-201965-1

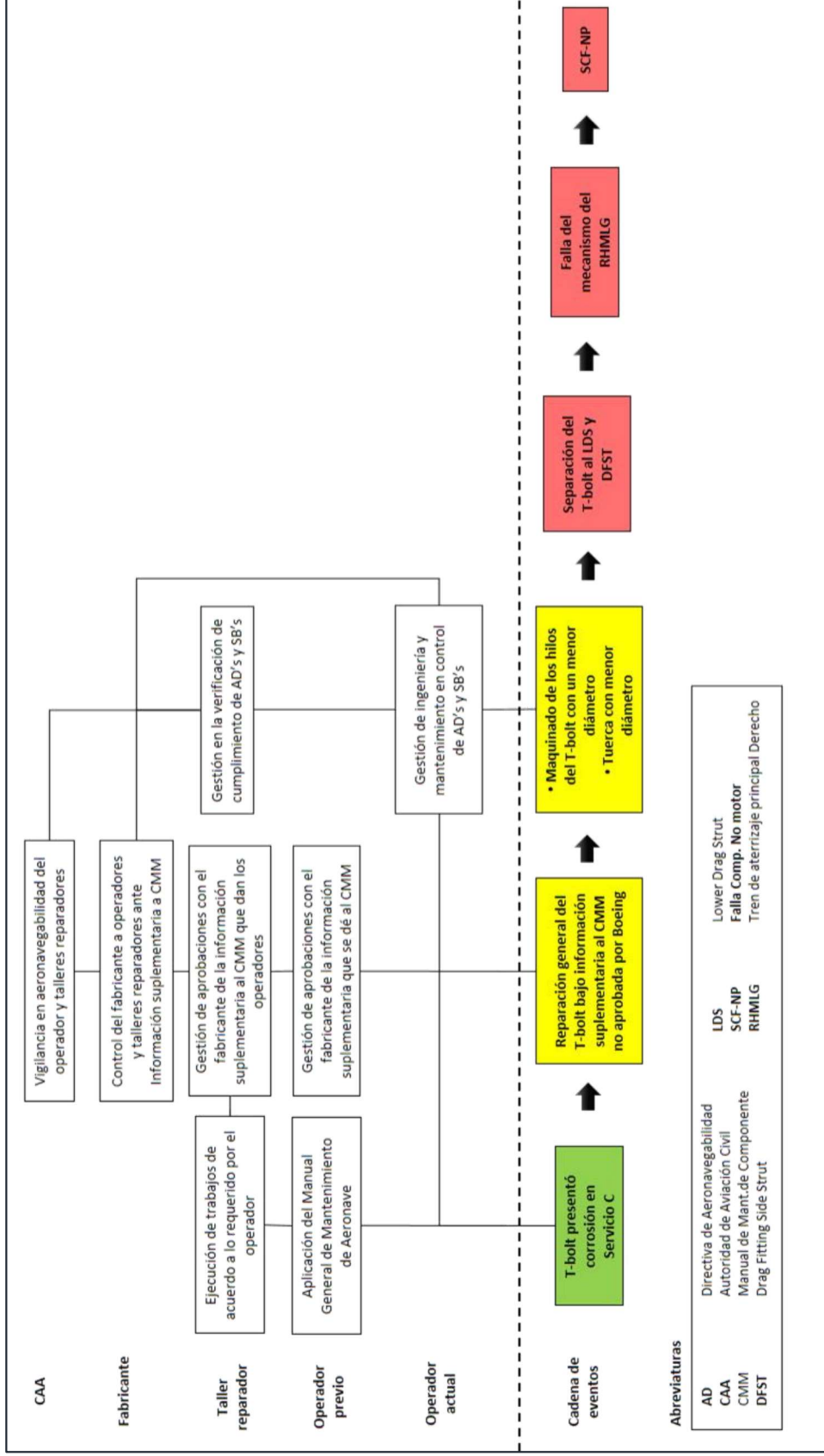


Diagrama No. 1 - Analisis general Accidente YV3012

3. CONCLUSIÓN

Las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes establecidas en el presente informe, fueron determinadas de acuerdo con las evidencias factuales y al análisis contenido en el proceso investigativo.

Las conclusiones, causas probables y factores contribuyentes, no se deben interpretar con el ánimo de señalar culpabilidad o responsabilidad alguna de organizaciones ni de individuos. El orden en que están expuestas las conclusiones, las causas probables y los factores contribuyentes no representan jerarquía o nivel de importancia.

La presente investigación es de carácter netamente técnico con el único fin de prevenir futuros incidentes y accidentes.

3.1 Conclusiones

3.1.1 Generales

La aeronave desarrollaba un vuelo de Transporte Aéreo Comercial Regular de pasajeros desde el Aeropuerto Internacional Arturo Michelena de Valencia - Venezuela al aeropuerto internacional Eldorado, Bogotá – Colombia, con 91 pasajeros y 08 tripulantes.

El Primer Oficial (FO) se desempeñó como Piloto Volando (PF) y el Capitán como Piloto Monitoreando (PM).

El vuelo se desarrolló normalmente, y fue preparada la aproximación ILS y aterrizaje para la pista 13L con Vref 135+5 nudos, 30° de flaps, autobrake en 3, y tren abajo y asegurado.

Durante la toma de contacto se produjo una inclinación de la aeronave hacia la derecha con un banqueo de 09° producto de la retracción parcial del tren principal derecho.

La tripulación controló la aeronave en la pista evitando la excursión satisfactoriamente.

El Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del aeropuerto acudió inmediatamente al sitio del evento y le confirmó a la tripulación el colapso parcial del tren principal derecho, y el derrame de combustible sobre la pista el cual fue controlado satisfactoriamente.

No se presentaron lesionados durante el evento, ni durante la evacuación pasiva.

La aeronave quedó ubicada a 42 m y 17 m del eje de pista y borde de pista respectivamente, y mantuvo un total de 16,000 lb de combustible.

No se evidenció la ejecución de una aproximación desestabilizada, ni un aterrizaje fuerte durante la maniobra. Este aspecto no fue causal del accidente.

Los elementos del mecanismo del tren principal derecho fueron enviados a los laboratorios de investigación y tecnología de Boeing (BR&T) en los Estados Unidos de Norteamérica.

El tren principal derecho colapsó por el desprendimiento al mecanismo, del “perno T” (Tee-bolt - TB) al montante lateral de acople a puerta de tren de aterrizaje (Door Fitting Side Strut) y al montante de compresión inferior (Lower Drag Strut).

El examen detallado del TB, mostró la separación del mismo, con su tuerca y arandela instalada, a través del diámetro de los componentes Door Fitting Side Strut (DFST) y Lower Drag Strut (LDS).

Se había efectuado la reparación general al TB en el año 2010 y en el mismo, fueron maquinados los hilos del perno de 1/8 in a 1/4 in de diámetro, de acuerdo a información suplementaria al CMM dada por el operador americano.

La información suplementaria, insertada por el operador anterior, no tuvo el conocimiento ni la verificación técnica por parte del fabricante, que consideraba inaceptable el maquinado de 1/4 in para la serie de TB instalado en el YV3012.

Boeing emitió en el año 2014 el Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501, en el que se describía que los TB de los LDS, con roscas maquinadas de 1/4 in de tamaño, eran inaceptables para soportar las cargas de diseño necesarias del tren.

La investigación no encontró dentro de los registros de mantenimiento, el cumplimiento por parte del operador que sufrió el accidente, del boletín 737-32-1501.

Durante ciclos repetitivos de operación del TB, y dada la condición de un perno instalado con un diámetro de 1/4 in y tuerca, se produjo la alineación del diámetro exterior de la tuerca y el orificio de la sección superior del LDS, produciéndose la separación del componente al mecanismo y la retracción parcial del mismo.

3.1.2 Tripulación

La tripulación al mando era apta técnica y operacionalmente para desarrollar el vuelo. No se evidenció fatiga o condiciones anormales que fueran contribuyentes al accidente.

De acuerdo con los registros de vuelo, la tripulación mantenía una recurrencia de vuelo durante los últimos días previos al accidente. La ruta le era conocida y tenía experiencia en la operación en SKBO

Se encontraron estándares operacionales débiles en la compañía sobre en que circunstancias se podía autorizar a los Primeros Oficiales (FO) como Pilotos Volando (PF). Para la emisión del presente Informe Final, se presentó la incorporación de nuevos procedimientos al MGO para controlar la asignación de tripulaciones.

El Piloto mantenía una experiencia operacional en el equipo adecuada.

3.1.3 Aeronave

La aeronave perteneció hasta el 2013 a un operador norteamericano; y en el año 2015 la compañía incorporó la aeronave a su flota.

El tren principal derecho tuvo reparación general en el año 2012 en un taller americano. Había acumulado un total de 42,435 ciclos y en septiembre de 2012 se efectuó instalación en la aeronave.

El último servicio mayor efectuado a la aeronave fue el 12 de diciembre de 2018 en un taller aeronáutico reparador autorizado, en el Estado de Ecuador. Durante este servicio no se desensamblaron componentes del tren.

La aeronave se encontraba aeronavegable, cumplía con los requisitos técnicos y operacionales exigidos por la Autoridad Aeronáutica Venezolana, colombiana y Reglamentación aplicable para el desarrollo de vuelos regulares.

La aeronave se encontraba operando dentro de la envolvente operacional para el desarrollo del vuelo y el Peso y Balance no fueron factor en el accidente.

La aeronave presentó daños estructurales en el plano derecho y en la sección baja del motor. Así mismo, se presentó la ruptura del componente Upper Strut Assy-drag.

3.2 Causa(s) probable(s)

La investigación determinó que el accidente se produjo por las siguientes causas probables:

- Colapso parcial del mecanismo del tren de aterrizaje principal derecho durante la carrera de aterrizaje.
- Falla del mecanismo del tren de aterrizaje principal derecho al presentarse separación del Lower Drag Strut (LDS) y del Door Fitting Side Strut (DFST), como consecuencia de la falla de unión del Tee-bolt (TB).

Durante la secuencia de eventos la tuerca, la arandela y el cuerpo del Tee-bolt atravesaron los diámetros del LDS y DFST, produciendo un desbalance de fuerzas en el mecanismo y el colapso parcial del sistema por el peso de la aeronave

Factores Contribuyentes

- Aplicación de dimensiones no adecuadas del componente T-Bolt durante el proceso de maquinado, ya que al para efectuarse este, se tuvo en cuenta la información suplementaria del Manual de Mantenimiento de Componente (CMM) proporcionada por el antiguo operador de la aeronave, la cual no se encontraba revisada para verificar su precisión técnica por parte de la casa fabricante.
- Omisión en el cumplimiento del Boletín de Servicio (SB) No. 737-32-1501 en el que se establecía la verificación de las dimensiones del Tee-bolt y su reemplazo inmediato, en caso de que no cumpliera las especificaciones del fabricante.

Taxonomía OACI

SCF-NP - Falla / Malfuncionamiento componente no motor.

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

RECOMENDACIONES INMEDIATAS

Poco después de ocurrido el accidente, el 17 de diciembre de 2019, se emitió una (1) recomendación inmediata al Operador AVIOR AIRLINES C.A. así:

REC IMD. 01-201965-1

Establecer directrices y políticas claras en el Manual General de Operaciones relacionadas con las asignaciones de los Primeros Oficiales (FO) como Pilotos Volando (PF) en el desarrollo de las operaciones aéreas.

CUMPLIMIENTO:

Al momento de emisión del presente Informe Provisional³, la Dirección General de Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación Civil de la República Bolivariana de Venezuela (Autoridad AIG Venezuela) envió el 08 de abril de 2020 comunicación en la cual, la compañía AVIOR estableció directrices generales en el Manual de Operaciones en las cual el comandante (PIC) será quien realice todos los despegues y aterrizajes en los Aeropuertos designados como Especiales.

El Manual de Operaciones fue revisado y aprobado por la Autoridad Aeronáutica de la República Bolivariana de Venezuela el 18 de febrero de 2020.

RECOMENDACIONES DE LA INVESTIGACIÓN

A LA COMPAÑÍA AVIOR AIRLINES C.A.

REC. 02-201965-1

Dar cumplimiento de inmediato al Boletín de Servicio SB 737-32-1501 con el fin de verificar condición de los “Tee-bolt” instalados en los trenes de aterrizaje de aeronaves Boeing 737-200, 200C, 300, 400, 500 que opere la compañía.

REC. 03-201965-1

Establecer mecanismos de control más efectivos en la Dirección de Ingeniería de la compañía para revisar, analizar y establecer las acciones a futuro para dar cumplimiento a los Boletines de Servicio (SB), aún si estos no han sido emitidos como Boletines de Servicio de Alerta (ASB).

³ Informe emitido el 22 de noviembre de 2020.

REC. 04-201965-1

Efectuar una capacitación al personal de Ingeniería y Mantenimiento en lo concerniente a las definiciones, características, objetivos y métodos de cumplimiento de los Boletines de Servicio regulares y de alerta (SB - ASB), y Directivas de Aeronavegabilidad (AD's).

**A LOS TALLERES REPARADORES DE COMPONENTES
AUTORIZADOS - BOEING****REC. 05-201965-1**

Fortalecer el control y verificación de los procesos de mantenimiento con los fabricantes de aeronaves, con el fin de garantizar la debida verificación de precisión técnica, ante cualquier información suplementaria al Manual de Mantenimiento de Componente (CMM) que proporcione un operador.

**AL INSTITUTO NACIONAL DE AERONAUTICA CIVIL DE LA
REPÚBLICA BOLIVARIANA DE VENEZUELA****REC. 06-201965-1**

Dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores de Transporte Aéreo Regular que operen en la República Bolivariana de Venezuela en aeronaves Boeing 737-200, 200C, 300, 400, 500, para que apliquen las recomendaciones según sea pertinente y que, además, se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.

**A LA UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL DE AERONÁUTICA
CIVIL DE LA REPÚBLICA DE COLOMBIA****REC. 07-201965-1**

A través de la Secretaría de Seguridad Operacional y de la Aviación Civil, dar a conocer el presente Informe de Investigación a los Operadores de Transporte Aéreo Regular que operen aeronaves Boeing 737-200, 200C, 300, 400, 500 para que apliquen las recomendaciones según sea pertinente y que, además, se tenga en cuenta el Informe para mejorar los Sistemas de Gestión de Seguridad Operacional.



ANEXO I

TRANSCRIPCIÓN REGISTRADOR DE VOCES DE CABINA

PF	Piloto Volando
PM	Piloto Monitoreando
SCG	Sobrecargo
PE	Persona Externa
ATC	Control de Tránsito Aéreo
#\$@;! 	Lenguaje expletivo
??	Ininteligible

1:29:05 – aterrizaje con retracción de tren derecho

1:24:55	PF	Landing gear down
1:25:12	PF	Flaps 30
1:25:00	PM	...??...
1:26:00	PF	Continue... ??...
1:27:44	PM	El viento está de cola oíste
1:27:51	PM	Tienes que bajarle un poquito a..., ponle mas
1:27:54	PF	135
1:27:55	PM	porque vas a aterrizar con viento de cola...
1:28:10	PF	Autopilot disconnect
1:28:11	A/C	A/P annunciator alarm
1:28:25	GPWS	Five hundred...
1:28:37	PM	??Autorizado aterrizar
1:28:51	GPWS	One hundred
1:28:55	GPWS	Forty, thirty, twenty
1:29:00	GPWS	Ten
1:29:03	PM	Sube la nariz, sube la nariz!...
1:29:06	A/C	Aterrizaje
1:29:05	A/C	Suena alarma tren desasegurado..
1:29:09	PF	Yaaa lo tengo, lo tengo, lo tengo, lo tengo
1:29:16	PF	Llama a la torre, dile qu tuvimos un problema con el tren derecho...
1:29:30	PM	Tuvimos problemas con tren derecho.. ??... íbamos a salir en... 8 y estamos en linea hasta ahora

1:29:42	PF	Dile que nos vamos a mantener hasta 8...
1:29:46	PM	Vamos a mantener hasta... 8... ??...
1:29:46	ATC	Enterado
1:29:48	FO - PIC	#\$@j! Que pasó #\$@j!
1:29:52	PIC - FO	Hay humo ve, preguntale las condiciones
1:29:54	ATC	Me pregunta condiciones Avior 1400?... me confirma

Fin de la transcripción...

ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO



ANEXO II

INFORMACIÓN LABORATORIO BOEING





LABORATORY EVALUATION REPORT

Engineering Report No: MS 14117

Date: 06/04/2021

Part Information:

Part Name; Part Number; Serial Number

-MAIN GEAR ASSY-MAIN GEAR INSTALLATION SECTION; 65-73761-116; S/N XC92390

- DRAG STRUT ASSEMBLY MAIN GEAR; 65-46103-11; S/N ZC506
- ATTACH FITTING-TEE BOLT ASSEMBLY - DRAG STRUT MAIN GEAR; 65-46140-7; S/N ZD443
NUT; AN960-1416
WASHER; BACN10HR14
- DRAG STRUT ASSEMBLY-LOWER, MAIN GEAR; 65-60579-4; S/N SI3733
- SIDE STRUT ASSY-LOWER, MAIN GEAR; 65-63397-11; S/N E0328
- BELL CRANK ASSEMBLY-UPLOCK, MAIN GEAR; 65-63663-6; S/N 599ST
- UNIVERSAL ASSEMBLY-LOWER SIDE BRACE, MAIN GEAR; 65-46106-10; S/N SI 5403
BUSHINGS 69-39477-1/2

Material:

- 4340M per BMS 7-26 (All except Tee Bolt Nut, Washer, and Bushings)
- 17-22A Alloy Steel or H-11 Per AMS6485/AMS 6487 (Nut)
- Carbon Steel Per MIL-S-7952 (Washer)
- AL NI Bronze per AMS4640

Heat Treat Condition

- 275-300 KSI per BAC5617 (for 65-46140-7, 65-46103-11, 65-60579-4, 65-63663-6, 65-46106-10)
- 270 – 300 KSI per BAC5617 (for 65-63397-11)
- HRC 40-44 (17-22A) or 40-45 (H-11) (for Nut) or if A286 COMMENSURATE WITH NUT
PERFORMANCE REQUIREMENTS
- 55 ksi (for Washer)
- HR50 or TQ50 (Bushings)

Airplane Information:

Customer: AWD	Model: 737-400	Line Number: 1732
Registry Number: YV3012	Flight Hours: 69,156	Flight Cycles: 46,182

GROUP INDEX: BR&T SoCal BCA Support

SUBJECT: 737-400 Right Hand Main Landing Gear Collapse

REFERENCES: CASTLE 202105250115-0001, BCS Message: AWD-AWD-19-0026,
BLIS 028-2021-04-13-00275

BACKGROUND:

On November 23rd, 2019, after landing and during a turn to exit A8 taxiway at Eldorado International Airport (SKBO), an Avior Airlines 737-400 Right Hand Main Landing Gear (MLG) collapsed (Figures 1-

3). The MLG was submitted to the Boeing Research and Technology (BR&T) laboratories in Huntington Beach, CA for fracture analysis (Figures 1 through 10).

EXPERIMENTATION AND RESULTS:

Macroscopic Examination

Upon unboxing at the Huntington Beach facility, it was observed that the upper drag strut had been severed $\frac{1}{4}$ of the way down from its pivot point with the trunnion link (Figure 10, 12). The lower drag strut and side strut had been separated from the MLG cylinder (Figure 11, 13) at the tee bolt connection (Figure 13). After a visual inspection by the Columbia investigation team, NTSB, and Boeing, the investigation shifted to evaluation of the parts numbers listed in the section above.

Visually, there appeared to be no structural damage to the side strut, the lower drag strut structural member, the tee bolt, nor the nut retaining the assembly in place. One of the bell crack link lugs had completely fractured and separated from the reaction link. The universal side strut fitting was structurally undamaged but the bushings were damaged and had popped loose (Figures 4 and 5). Additionally, the trunnion threads were damaged.

Tee Bolt

The Tee Bolt assembly 65-46140-7 was generally intact. In the as-received condition, the bearing surfaces and the threaded end were covered in grease (Figures 11 through 16). The diameter adjacent to the nut bearing surface and the threads at the base had witness marks (Figure 17). Additionally, the thread relief had three wear marks that extended through the primer (Figures 18 through 24).

The nut was in the original assembly position on the Tee-bolt and did not have any indications of sheared threads or loosening (backing out). The outer diameter surface of the nut base had streaks running in axial orientation (relative to the bolt) around the entire diameter and dents along the base. The bearing surface had a thin ring of wear around the circumference and indications of white paint transfer at the left/9 o'clock position (Figures 18 and 25 through 29).

The washer was heavily deformed and was separated by contact with a threaded surface. The deformation had a concavity that indicated it was deformed when pulled through the lower drag strut bore. Additionally, the washer had wear marks around the circumference that corresponded with the marks found on the mating nut surface. The washer had a golden appearance consistent with cadmium plating and the edge had marks consistent with a punched shape (Figures 30 through 36).

Additional tee bolt dimensions are recorded in Figures 37 through 40. The stack-up depths of the lower drag strut, universal side strut fitting and associated bushings are recorded in Figure 41.

Upper Drag Strut

The drag strut 65-46103-11 had a complete transverse fracture located approximately 11.25 inches from the upper end of the part and had several longitudinal fractures branching from the transverse fractures. The inner surfaces were covered by a waxy, amber material over primer, consistent with a corrosion inhibiting compound. There was no corrosion observed along the inner or outer diameter surfaces.

The transverse fracture origins were located at the forward (origin A) and aft (origin B) sides of the drag strut and were flanked by regions of shear. The drag strut diameter had an elongated shape, the

deformation and a witness mark at the forward location was consistent with a bending and crushing. The fracture had a texture consistent with ductile separation (Figures 42 through 60).

Longitudinal fracture A extended from ductile separation due to shear adjacent to the origin A transverse fracture and extended 0.611 inch. This fracture consisted of ductile separation and some bands of intergranular separation with either ductile or quasi-cleavage facets. The remaining length had a predominantly intergranular separation texture (Figure 61 and 62).

Longitudinal fracture region B originated from a ductile separation due to shear at the end of transverse fracture A. The longitudinal fracture extended 2.55 inches with a texture consistent with ductile separation. The remaining fracture had a texture consistent with intergranular separation (Figure 61 and 63).

Lower Drag Strut

The aft surface of the lower drag strut 65-60579-4 had a witness mark at the lower/6 o'clock position (Figures 75 through 79).

The forward surface of the lower drag strut had a thin ring of wear around the tee bolt bore. A small edge was stripped with paint confirmed that this was a wear ring and not a sleeve. The inner diameter surface consisted of linear streaks down the bore and residual primer (Figures 80 through 84). The linear streaks are consistent with the nut perimeter riding on the bore surface as the T-bolt pulled through.

Bell Crank

The bell crank 65-63663-6 connecting the reaction link and the upper side strut was fractured. Optically, the fracture had a texture consistent with ductile separation (Figures 85 through 89).

Universal Side Strut and Bushings

The universal side strut 65-46106-10 was intact. It did not have any deformation or witness marks (Figures 90 through 92).

The aft bushing had a small dent at the forward edge (Figures 93 through 95). The flange from half of the forward bushing was fractured and there was a longitudinal fracture centered on the flange fracture. The fractures had a texture consistent with ductile separation and smeared metal (Figures 96 and 97).

Scanning Electron Microscopy (SEM) Analysis

Upper Drag Strut

SEM Analysis of the transverse fracture determine that the origins and the entire circumference consisted of ductile separation. Origin A had a region adjacent to the inner diameter that had very fine ductile separation (Figures 50 through 56). The remaining fracture consisted of ductile separation, either equiaxed and/or shear (Figure 57).

The transverse fracture origin B region had traces that indicated the fracture originated near the inner diameter surface. The origin and remaining fracture consisted of ductile separation (Figures 58 through 60).

The longitudinal fracture A emanated from ductile separation due to shear adjacent to the origin A transverse fracture. This fracture consisted of very fine ductile separation and some bands of intergranular separation with ductile or quasi-cleavage facets (Figure 64 through 70). The remaining

length had a very shallow lip of ductile separation due to shear (Figures 71 through 73) and predominantly intergranular separation texture with fine corrosion pits on the facets (Figure 74).

Chemical Analysis

The upper drag strut composition was consistent with 4340M per BMS7-26 (Table I)

The lower drag strut composition was consistent with 4340M per BMS7-26 (Table II).

The nut composition was consistent with A286 alloy which is one alloy option allowed per BACN10HR14 (Table III).

The XRF spectra of the washer composition suggests a carbon steel alloy formulation. A quantitative chemical analysis for confirm carbon steel alloy identification was not performed.

The tee bolt was consistent with 4340 per BMS7-26 (Table IV).

The bell crank (broken link) chemistry was consistent with BMS7-26 (V).

The universal was chemistry was consistent with BMS 7-26 (Table V).

The bushing compositions were consistent with Aluminum Bronze per AMS 4640 (Table VI).

Hardness

The upper drag strut hardness was measured to be 54.3 meeting the minimum requirement of 52 HRC per BAC 5617.

The lower drag strut average hardness was determined to be 52.2 HRC and met minimum requirement of 52 HRC.

The nut average hardness was determined to be 36.8 HRC after conversion from a Knoop hardness of 361.0.

The washer average hardness was measured to be HRB of 74.80, which corresponds to a strength level of 66 ksi.

The tee bolt average hardness was determined to be 53.1 HRC and met the minimum requirement of 52 HRC.

The bell crank average hardness was determined to be 53.1 HRC and met the minimum requirement of 52 HRC.

The universal hardness average hardness was determined to be 54.7 HRC and met the minimum requirement of 52 HRC.

The bushing hardnesses were determined to be 228 HB (41.5 and 41.3 HR30N), within the 187-241 HB required by AMS 4640.

Dimensional Inspection

The dimensions were recorded 16, 17, 30, 37, 38, 39, 40, 41, 76, 77, 81, and 92.

CONCLUSIONS:

- 1) The nut that secures the tee bolt was found to have an outer diameter that was almost the same dimension as the lower drag strut inner diameter. The lower drag strut inner diameter exhibited linear streaks/score that correlates to the directional damage seen on the tee bolt nut outer diameter. The tee bolt washer was also heavily deformed. These findings are consistent with the nut and washer being pulled through the lower drag strut bore, leading to separation of the drag strut from the main gear. It is likely this separation caused the main landing gear not to be secured in the down-and-locked position which resulted in the collapse of the landing gear.
- 2) The upper drag strut had complete transverse fractures and partial longitudinal fractures that emanated from the transverse fractures. The origins and adjacent fractures consisted of ductile separation, and was a result of bending and crushing as a result of the separation event of the tee bolt nut being completely pulled thru the lower drag strut bore. The remaining longitudinal fractures consisted of intergranular separation with fine corrosion pits. The intergranular separation is likely a result post-collapse damage.
- 3) A lug/link on the bell crack between the reaction link and the side strut was fractured. The fracture had a texture consistent with ductile separation.
- 4) The universal side strut was intact. The aft bushing had a small dent at the forward edge and the flange from half of the forward bushing was fractured and there was a longitudinal fracture centered on the flange fracture. The fractures had a texture consistent with ductile separation and smeared metal.
- 5) It was noted that tee bolt nut diameter was roughly the same (0.0037-0.0131 inch greater) diameter than the lower drag strut bore diameter. It was also noted that the stack up thicknesses of the universal side strut fitting, The bushings and lower drag strut components matched the nut location on the tee bolt, indicating that the nut remained in the as assembled position.
- 6) All the chemistry (except washer chemistry which was not verified) and hardness measurements indicate the material and strength requirements were per the engineering.



Figure 1. Photo of Avior Airlines YV3012 23 November 2019 accident at Eldorado International (SKBO)- Collapsed right MLG.



Figure 2. Photo of Avior Airlines YV3012 23 November 2019 accident at Eldorado International (SKBO)- Collapsed right MLG.

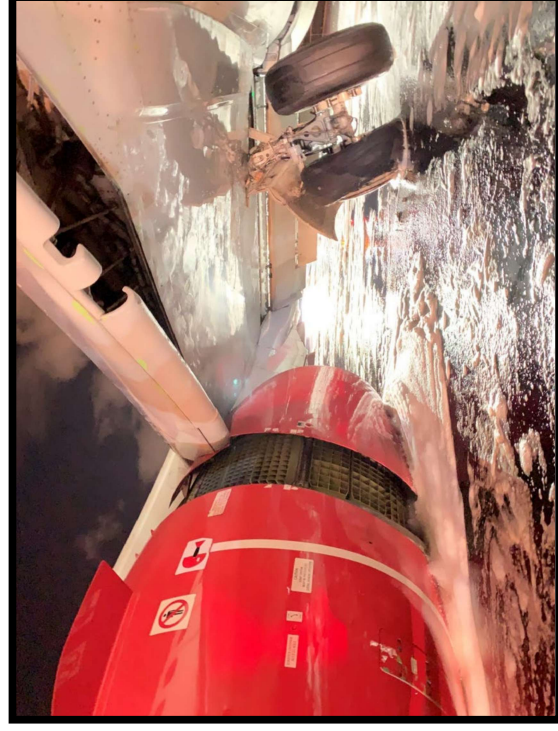


Figure 3. Photo of Avior Airlines YV3012 23 November 2019 accident at Eldorado International (SKBO)- Collapsed right MLG.

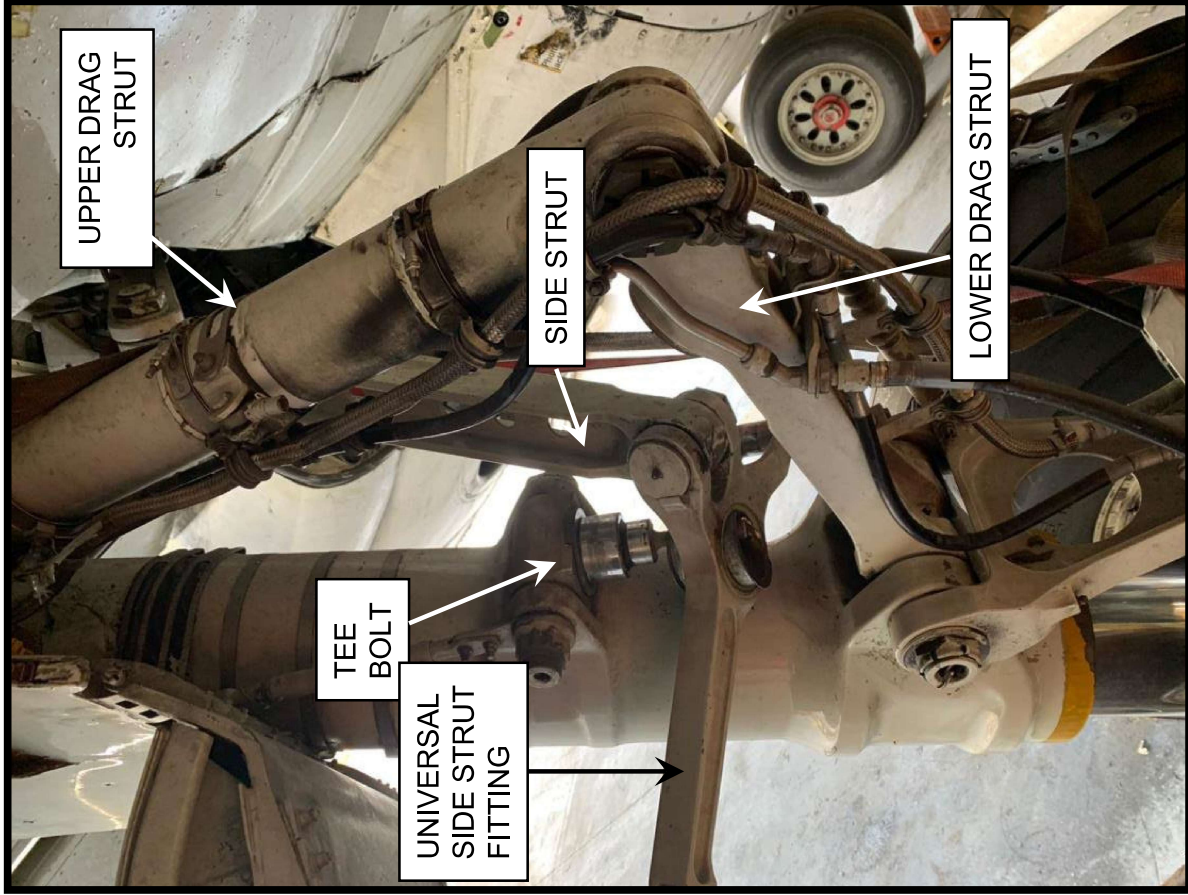


Figure 4. Photo of MLG and suspected damaged components-still on aircraft.

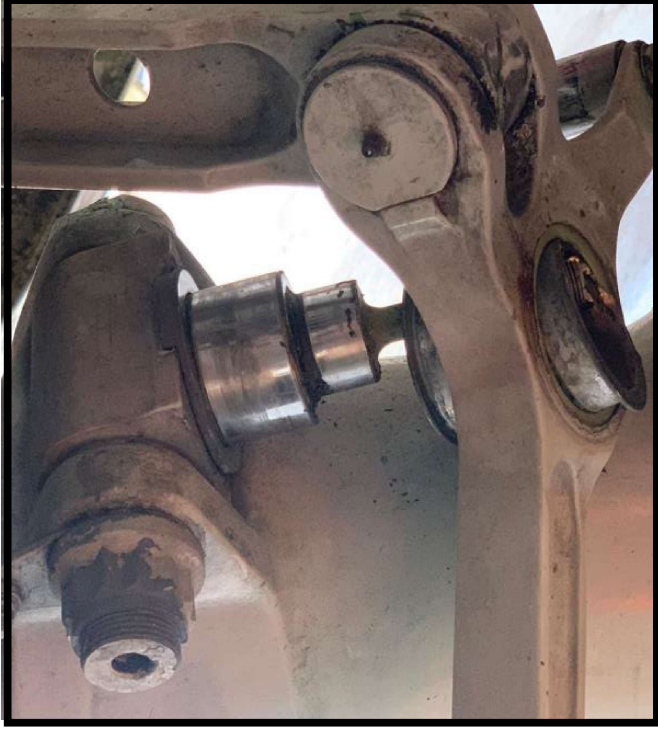


Figure 5. photo of MLG- Tee Bolt.

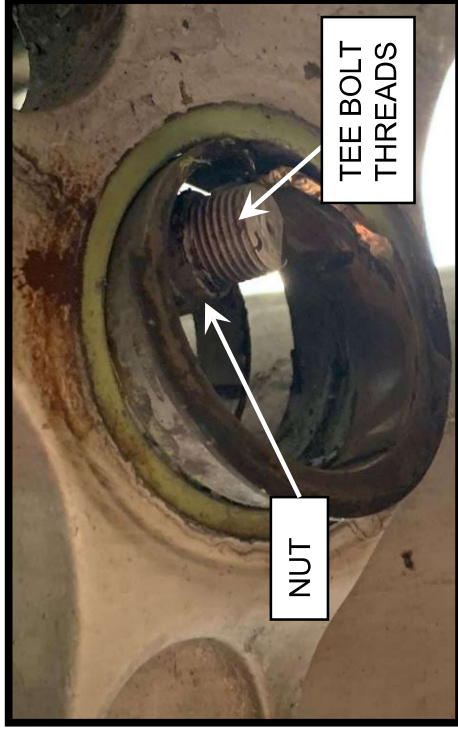


Figure 6. Provided photo of collapsed right MLG-Tee Bolt.



Figure 7. Photo of MLG-Upper Drag Strut.



Figure 8. Close-up photo of MLG-Upper Drag Strut.

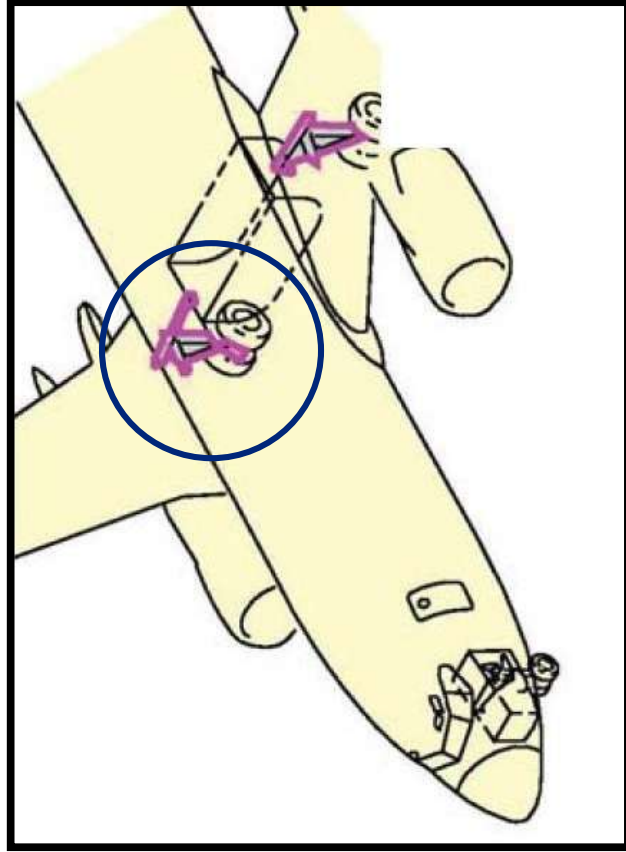


Figure 9. Illustration showing MLG on aircraft. R/H LG circled in blue.

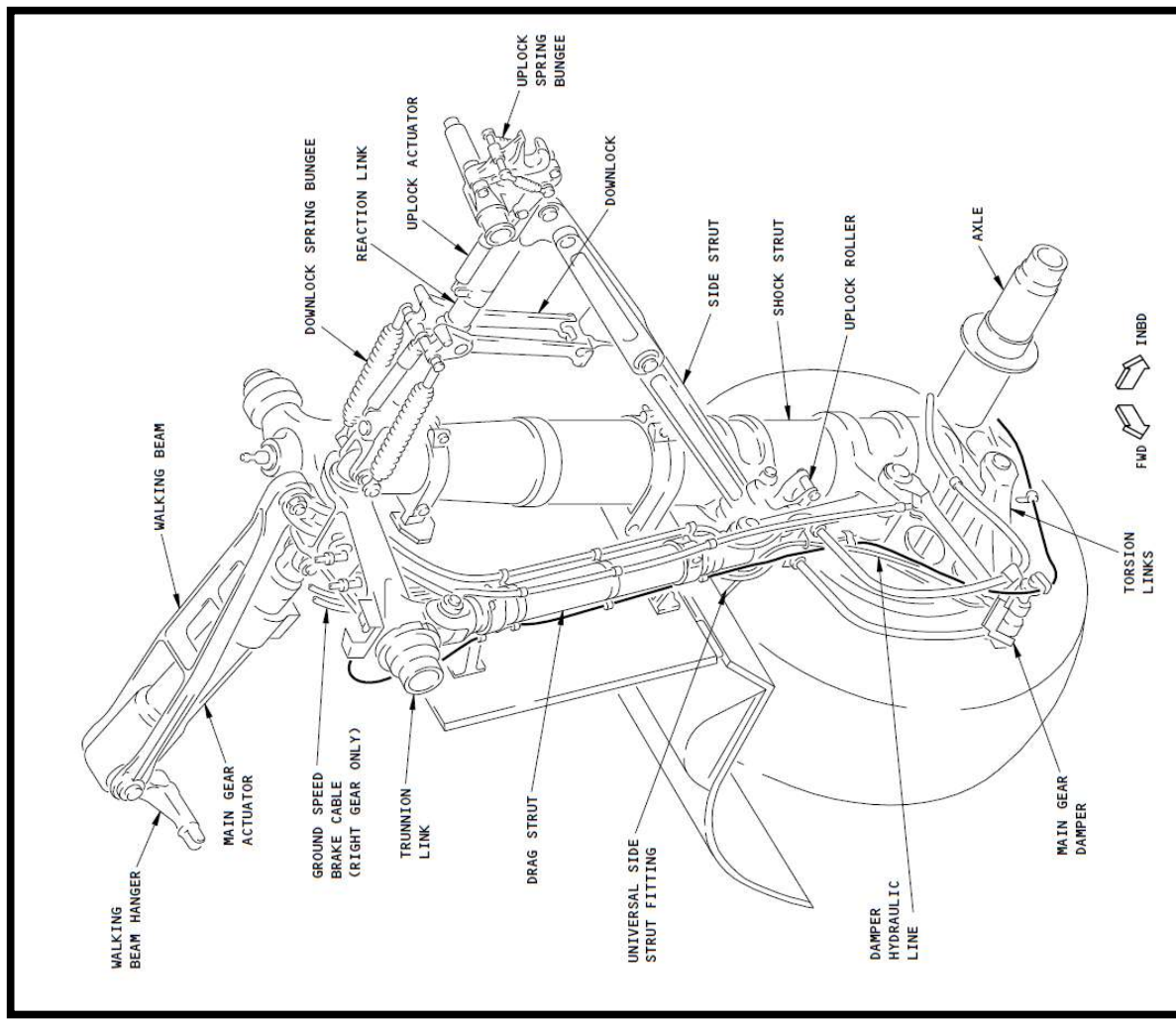


Figure 10. Illustration of R/H MLG.

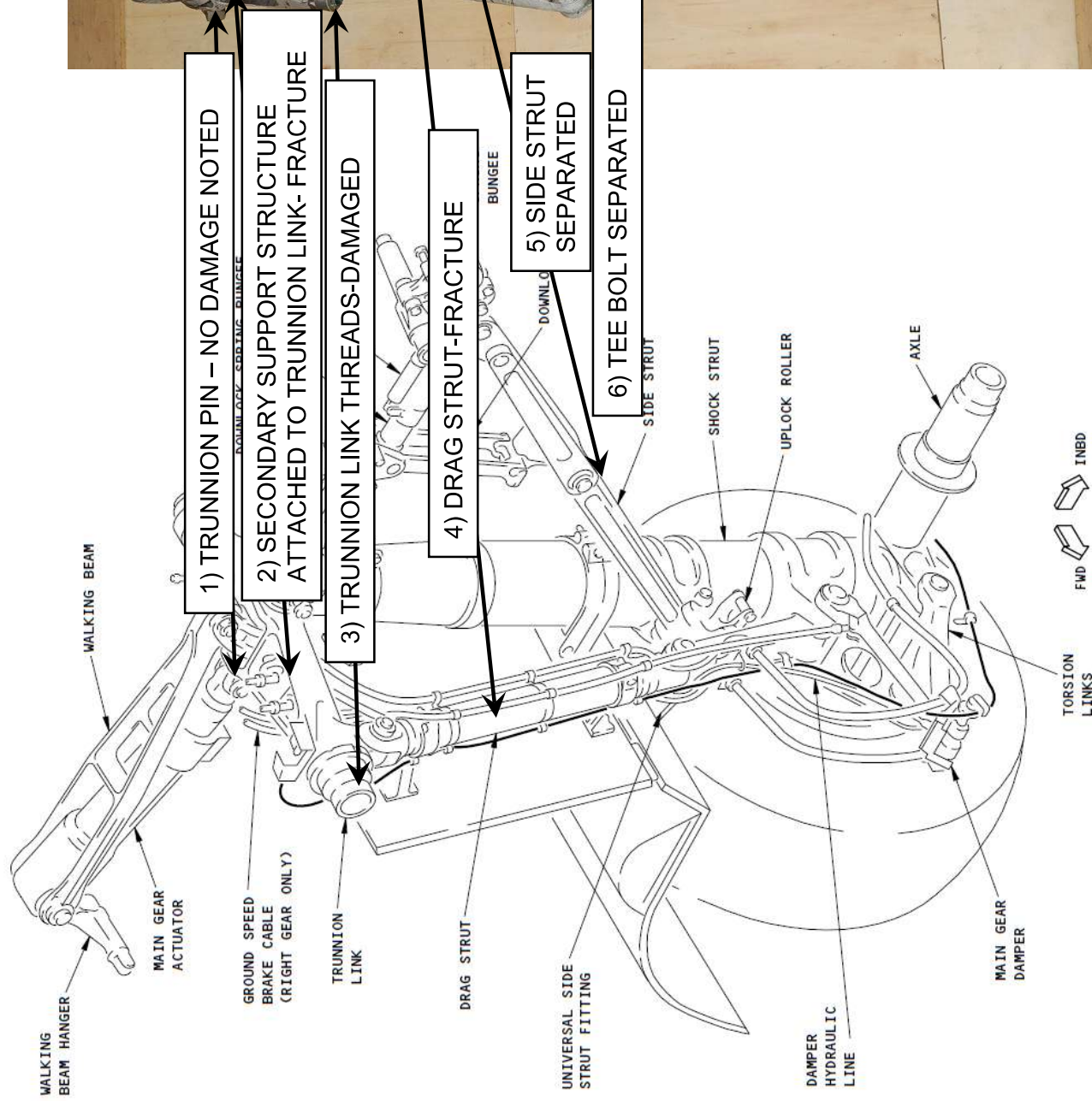


Figure 11. Illustration of R/H MLG. Initial observations of damage.

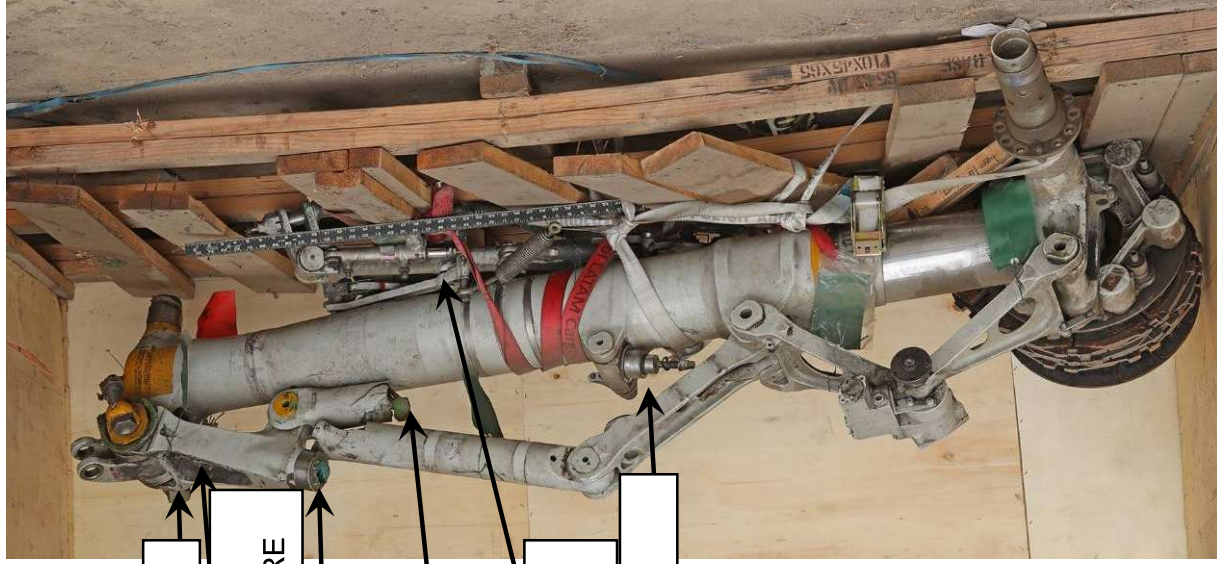


Figure 12. Overall view of R/H MLG in the as-received condition..

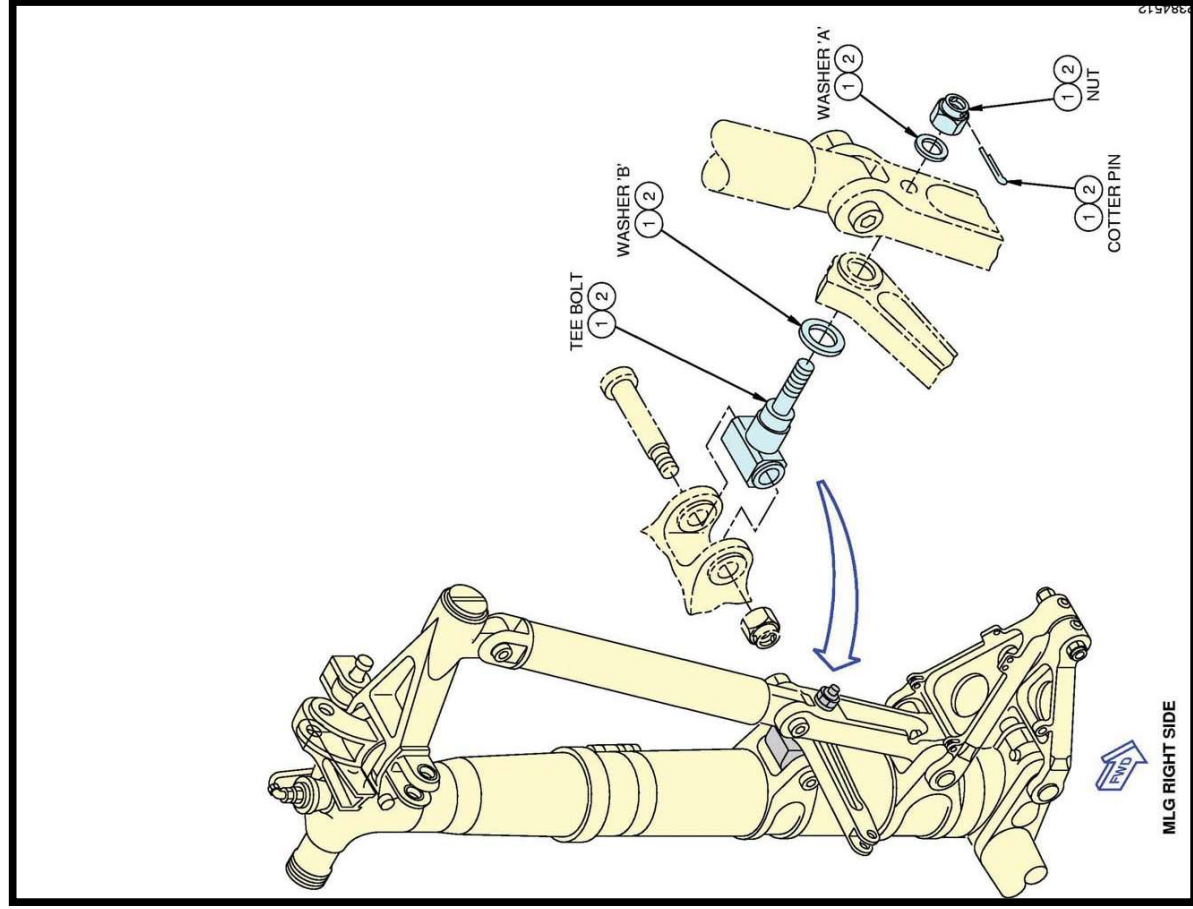


Figure 13. Illustration of Tee Bolt and component stack-up on R/H MLG.

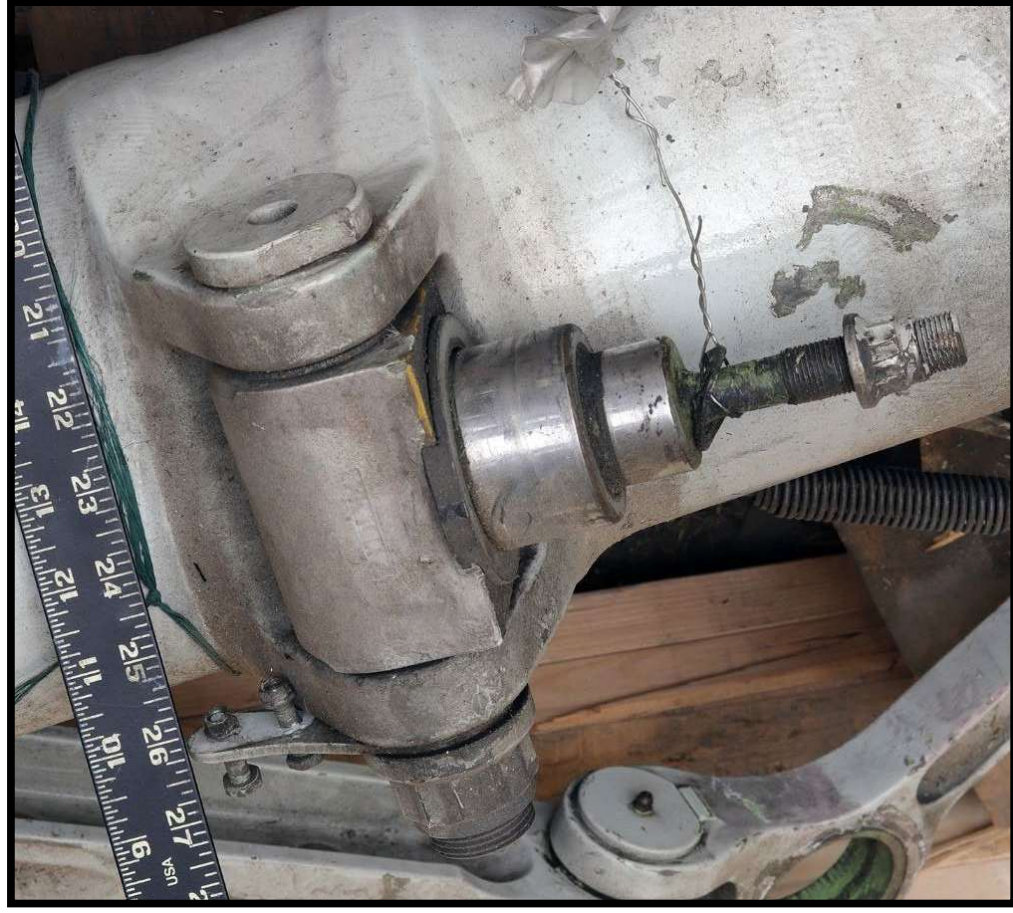


Figure 14. View of R/H MLG in the as-received condition- Tee Bolt. Note: Nut is still attached, washer is deformed.



Figure 15. Overall view of R/H MLG- Tee Bolt. Note: Nut is still attached and washer is deformed.

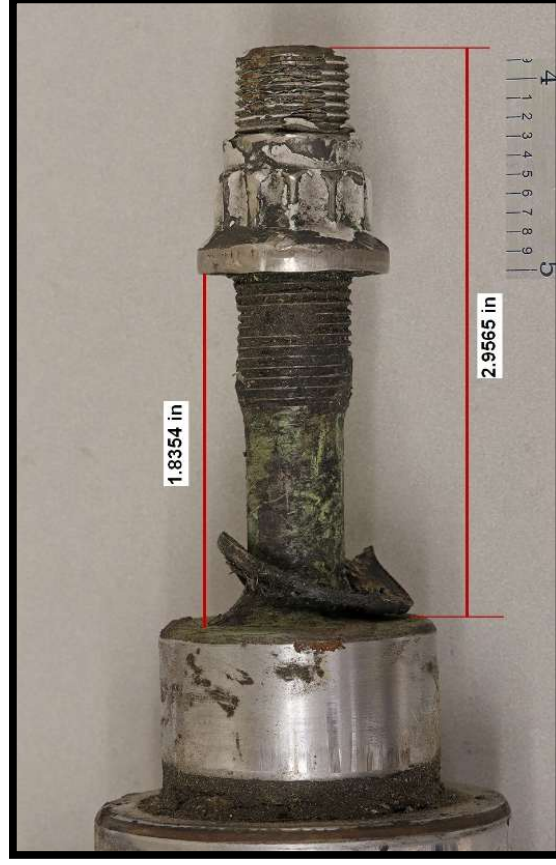


Figure 16. Detailed view of R/H MLG- Tee Bolt. Note: Nut is still attached and washer is deformed.

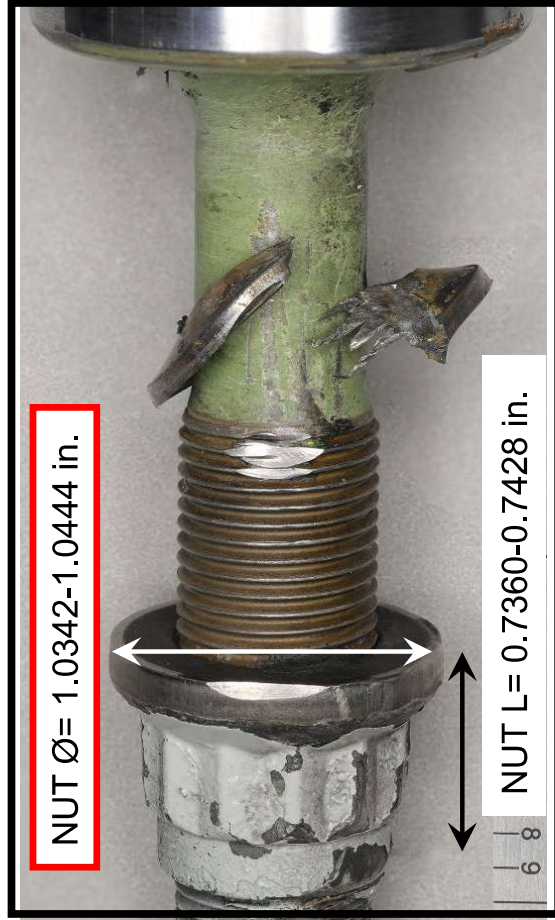


Figure 17. Detailed view of R/H MLG- Tee Bolt. Note: Nut is still attached and washer is deformed and the witness marks on the Nut base and threads in the same clocking location (clocking arbitrarily assigned as 3 o'clock position).

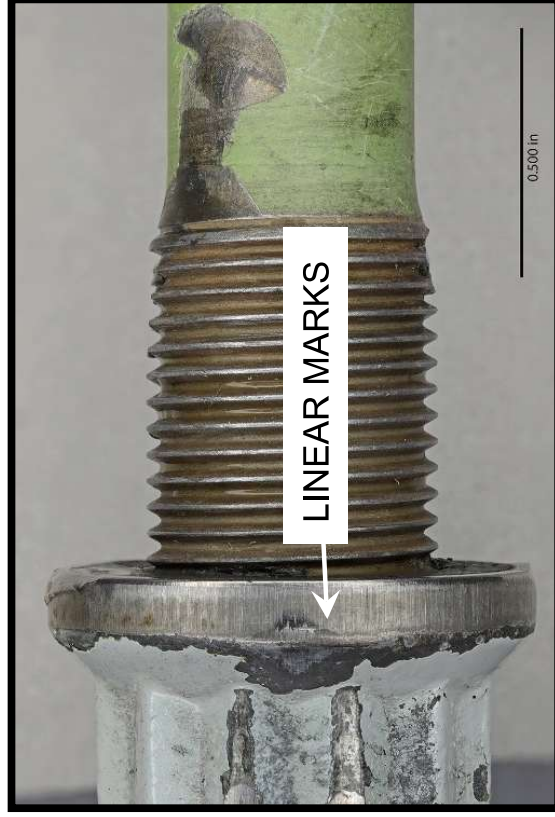


Figure 18. Detailed view of R/H MLG- Tee Bolt. Note: Thread form was intact.



Figure 19 a and b. Overall views of R/H MLG- Tee Bolt.

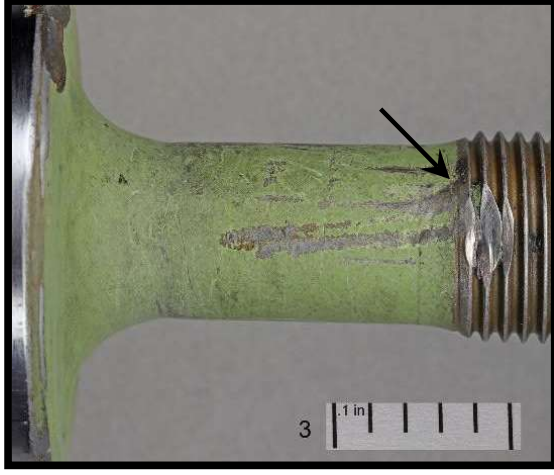


Figure 21. Detailed view of Tee Bolt shank-3 o'clock position.

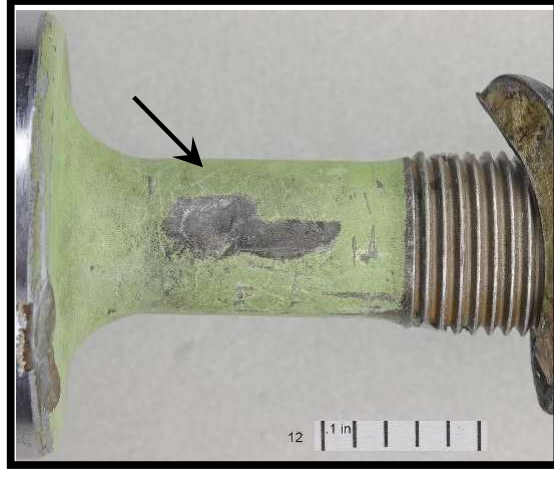


Figure 22. Detailed view of Tee Bolt shank-12 o'clock position.

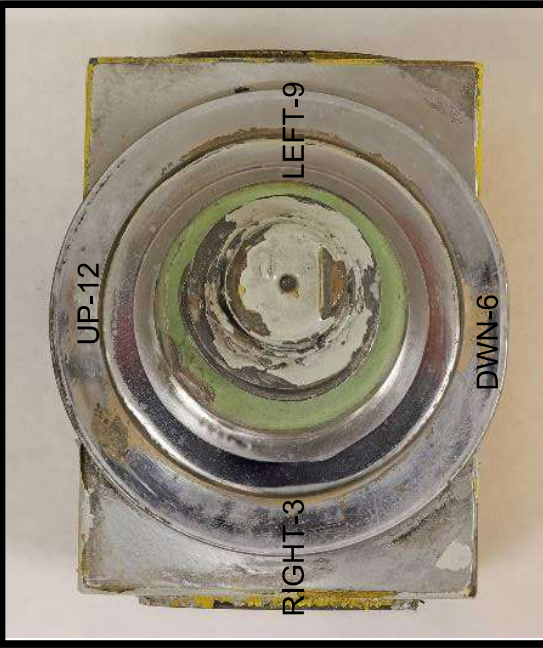


Figure 20. Detailed view of R/H MLG- Tee Bolt.

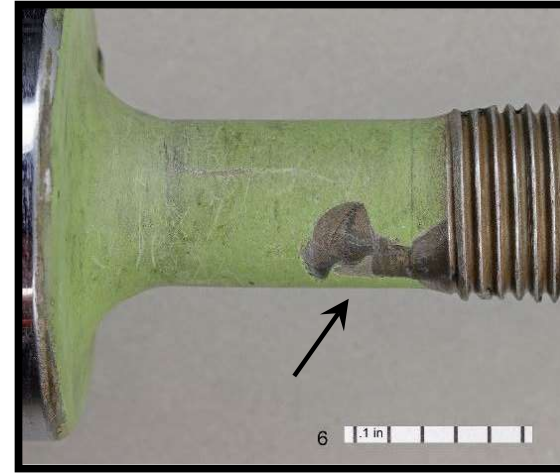


Figure 23. Detailed view of Tee Bolt shank-6 o'clock position.



Figure 24. Detailed view of Tee Bolt shank-9 o'clock position.



Figure 25. Detailed view of Tee Bolt Nut-9 o'clock position.

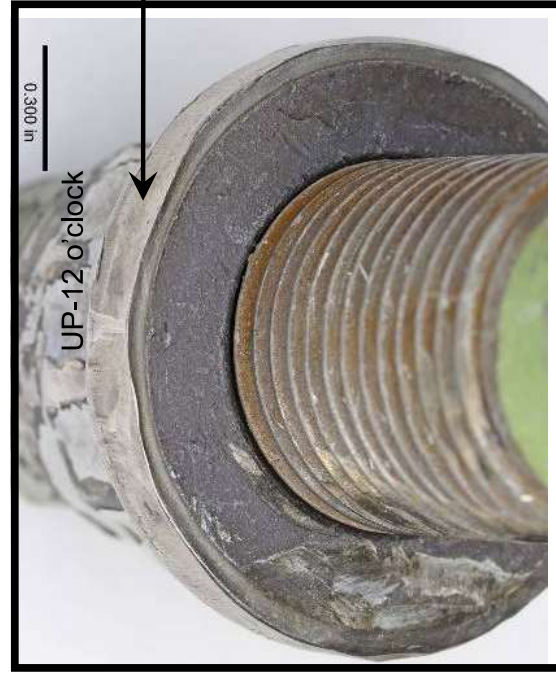


Figure 26. Detailed view of Tee Bolt Nut-12 o'clock position.



Figure 27. Detailed view of Tee Bolt Nut-12 o'clock position.



Figure 28. Detailed view of Tee Bolt Nut-6 o'clock position.

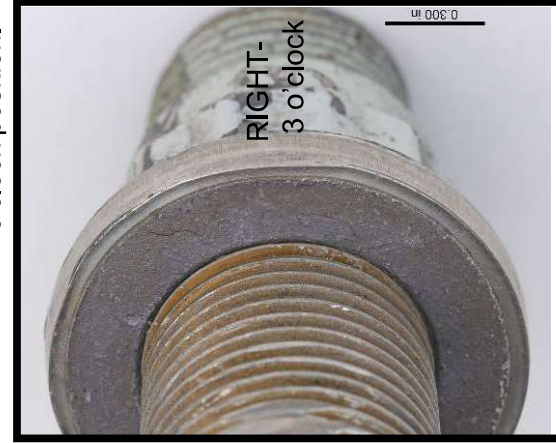


Figure 29. Detailed view of Tee Bolt Nut-3 o'clock position.

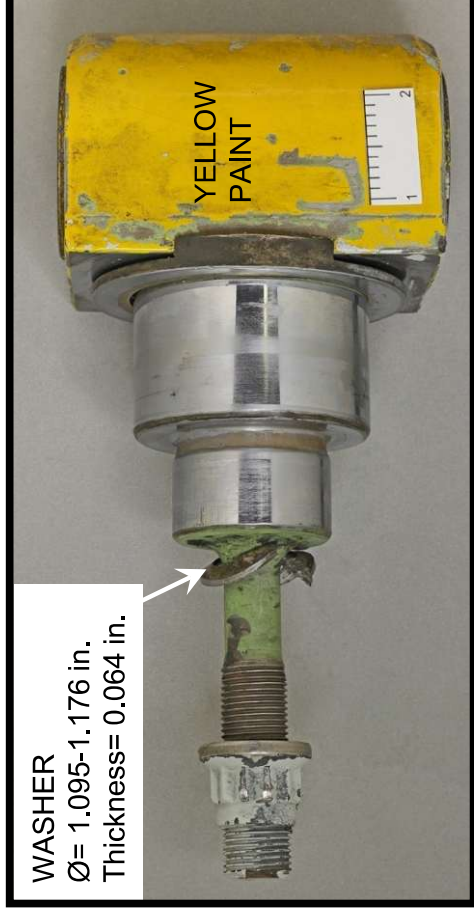


Figure 30. Detailed view of Tee Bolt – Washer.



Figure 31. Detailed view of Tee Bolt Washer – Bolt side.



Figure 32. Detailed view of Tee Bolt Washer – Nut side.



Figure 33. View of Tee Bolt Washer-Nut side.

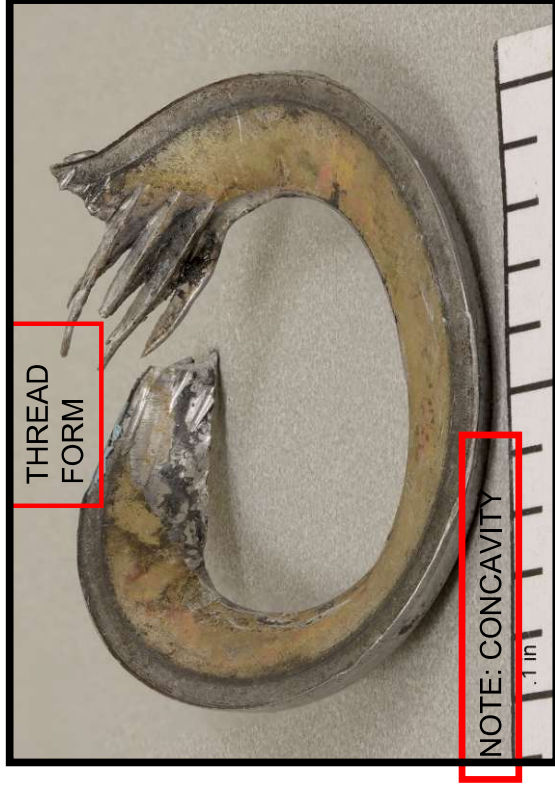


Figure 34. View of Tee Bolt Washer-Nut side. Note: Deformation.



Figure 35. View of Tee Bolt Washer-Bolt side.

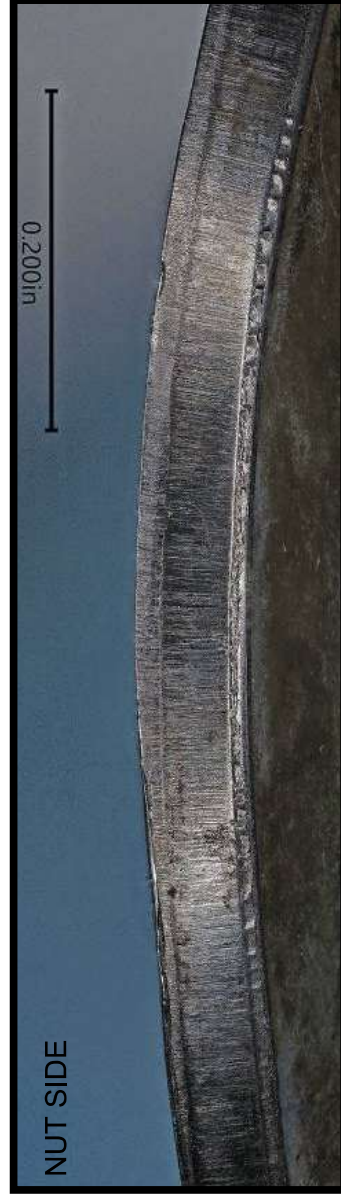


Figure 36. Detailed view of Tee Bolt Washer-Edge.

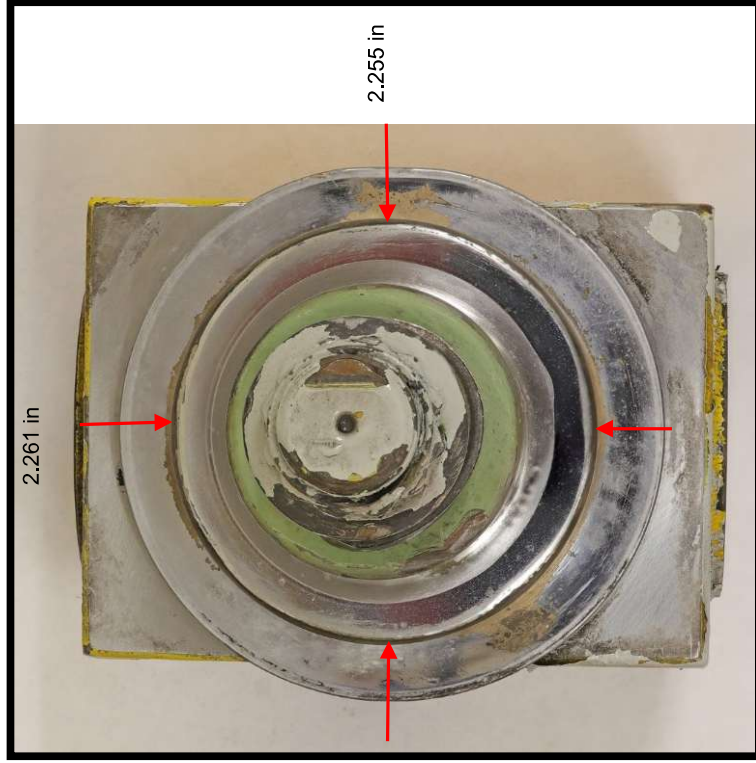


Figure 37. Detailed view of Tee Bolt – Dimensions.

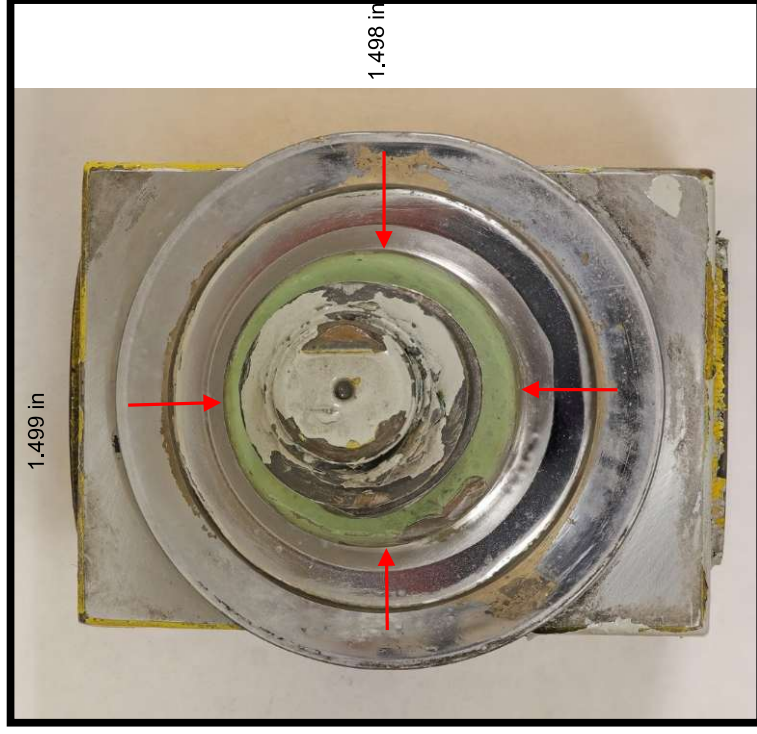


Figure 38. Detailed view of Tee Bolt – Dimensions.

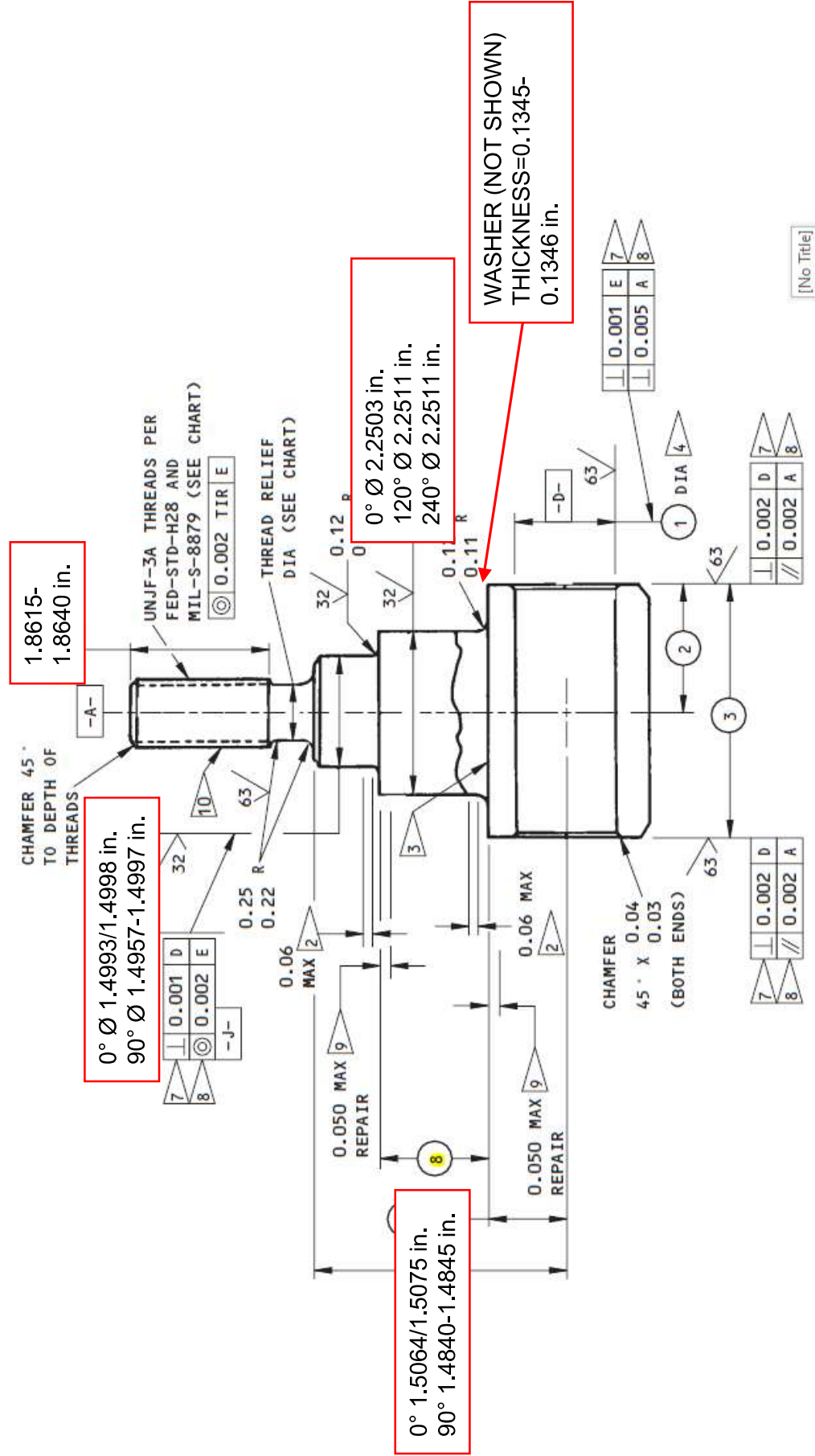


Figure 39. Detailed view of Tee Bolt – Dimensions.

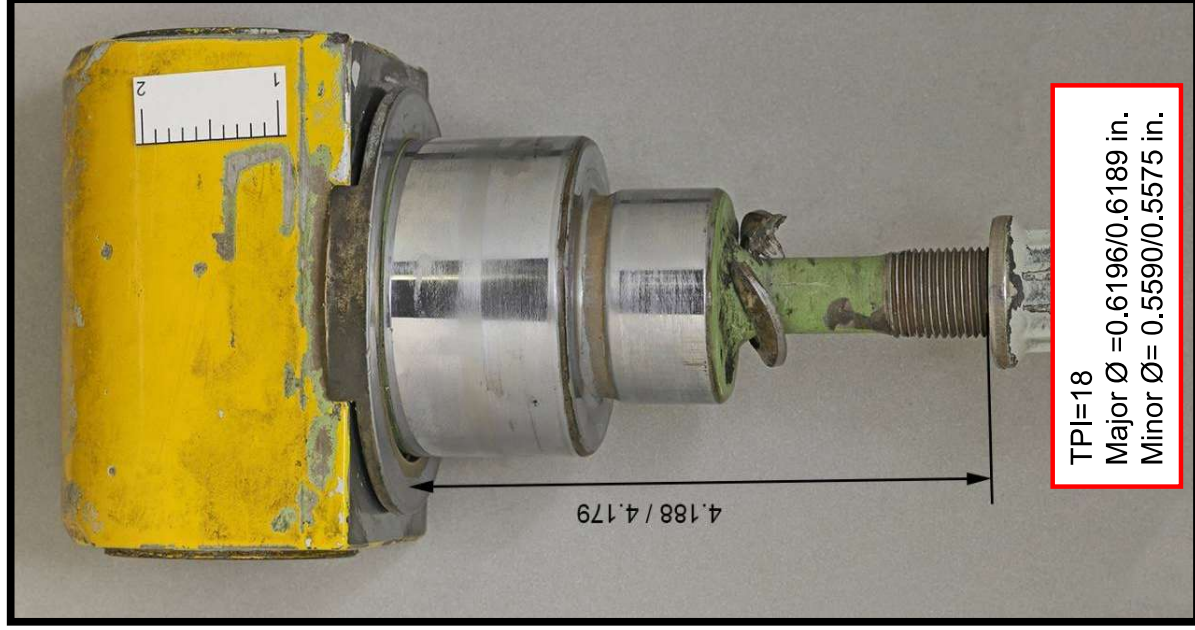


Figure 40. Detailed view of Tee Bolt – Dimensions.

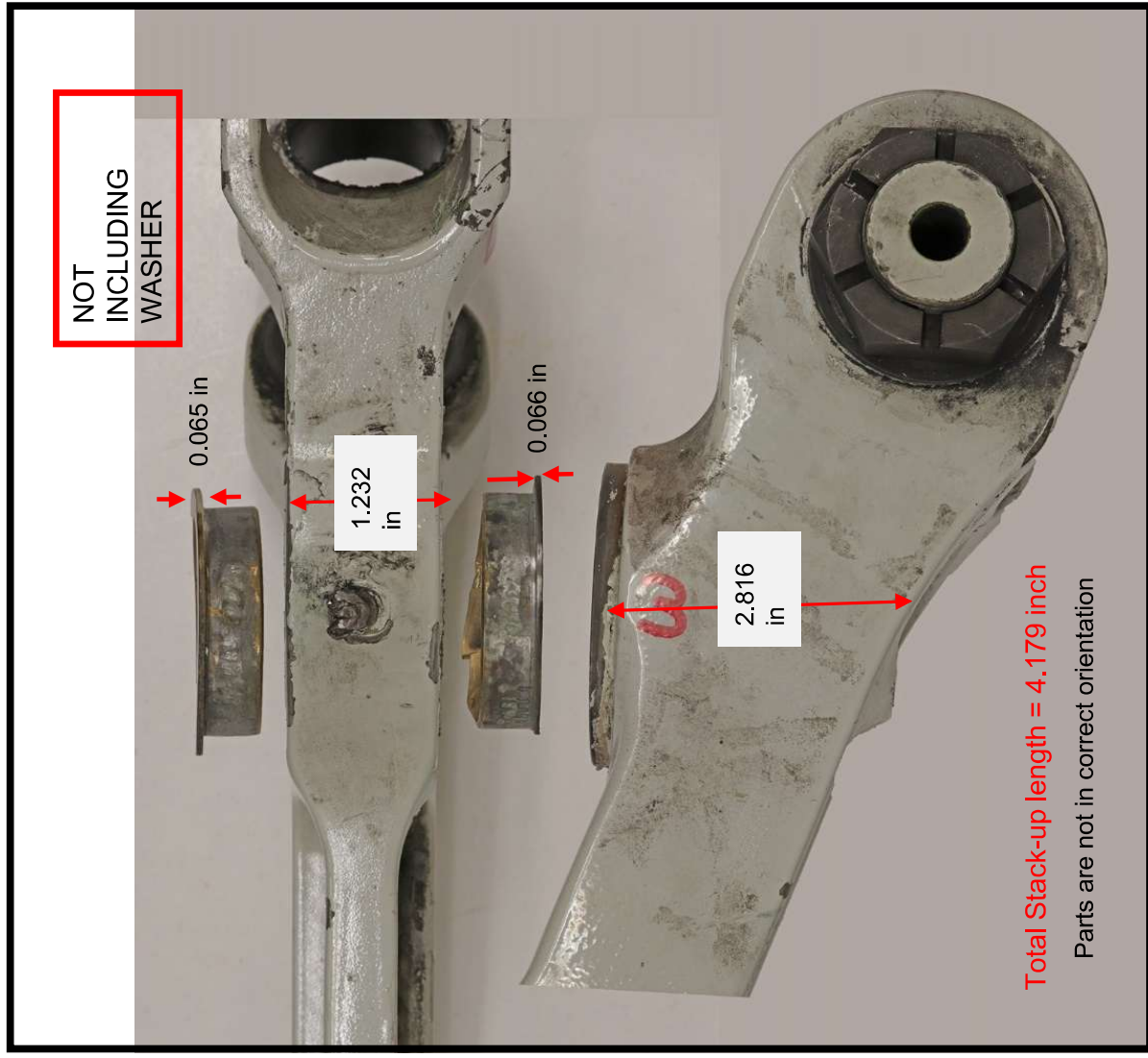


Figure 41. Detailed view of Tee Bolt/Component Stack-up – Dimensions.

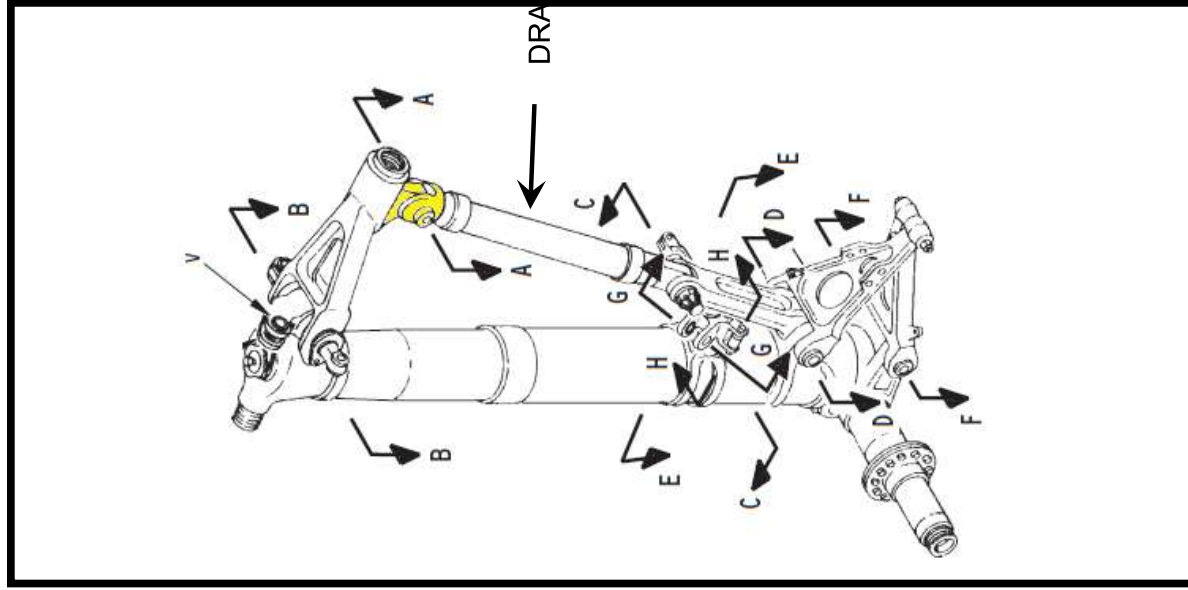
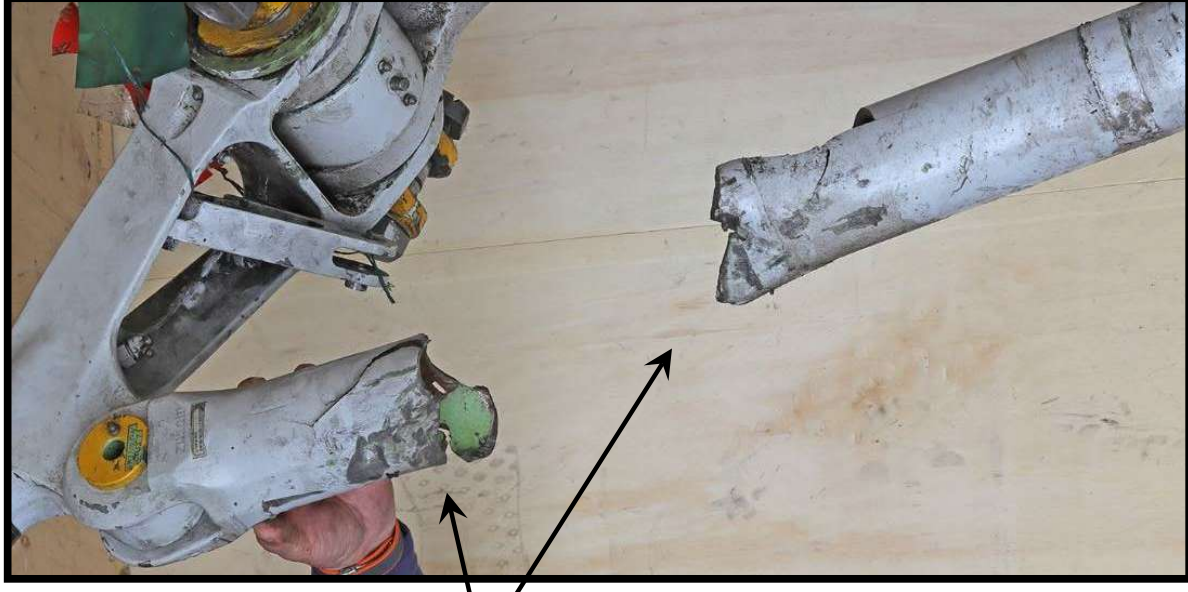


Figure 42. Location of drag strut on R/H MLG.



DRAG STRUT
FRACTURE

DRAG STRUT

Figure 43. Overall view of R/H MLG in the as-received condition- Upper Drag Strut.



Figure 44. Overall view of Upper Drag Strut-Fracture.



Figure 45. Detailed view of Upper Drag Strut- Fracture.



Figure 46. Detailed view of Upper Drag Strut- Inner surface.
Note: Corrosion inhibiting compound (CIC).

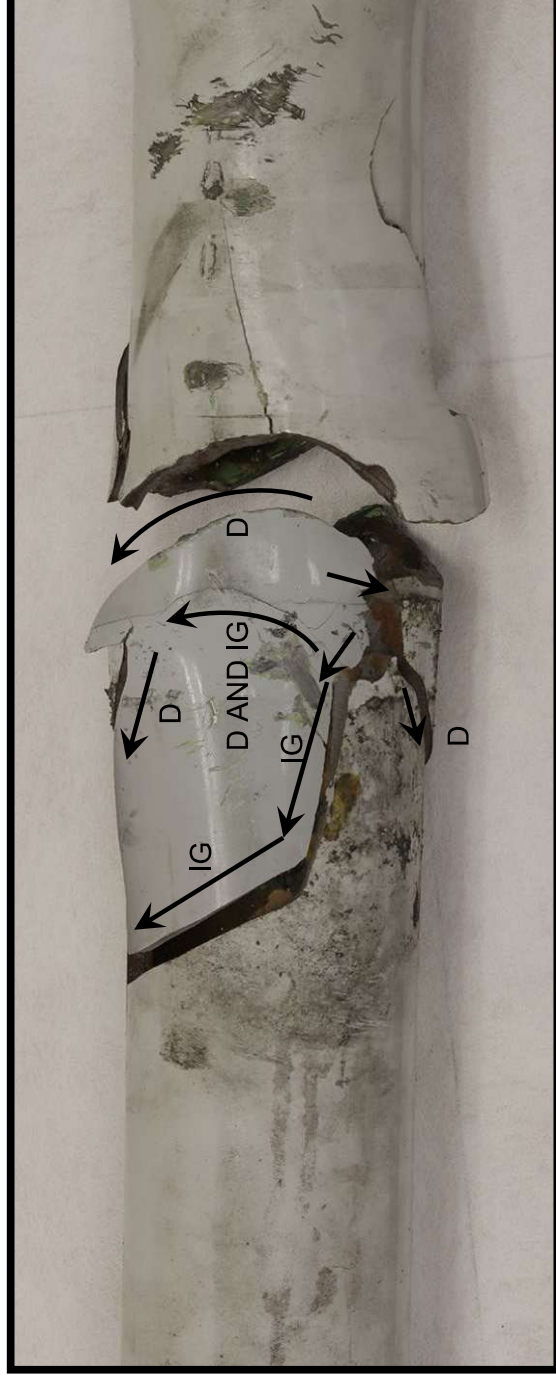


Figure 47. Detailed view of Upper Drag Strut Fractures (AFT Side). D= Ductile Separation, IG=Intergranular separation.

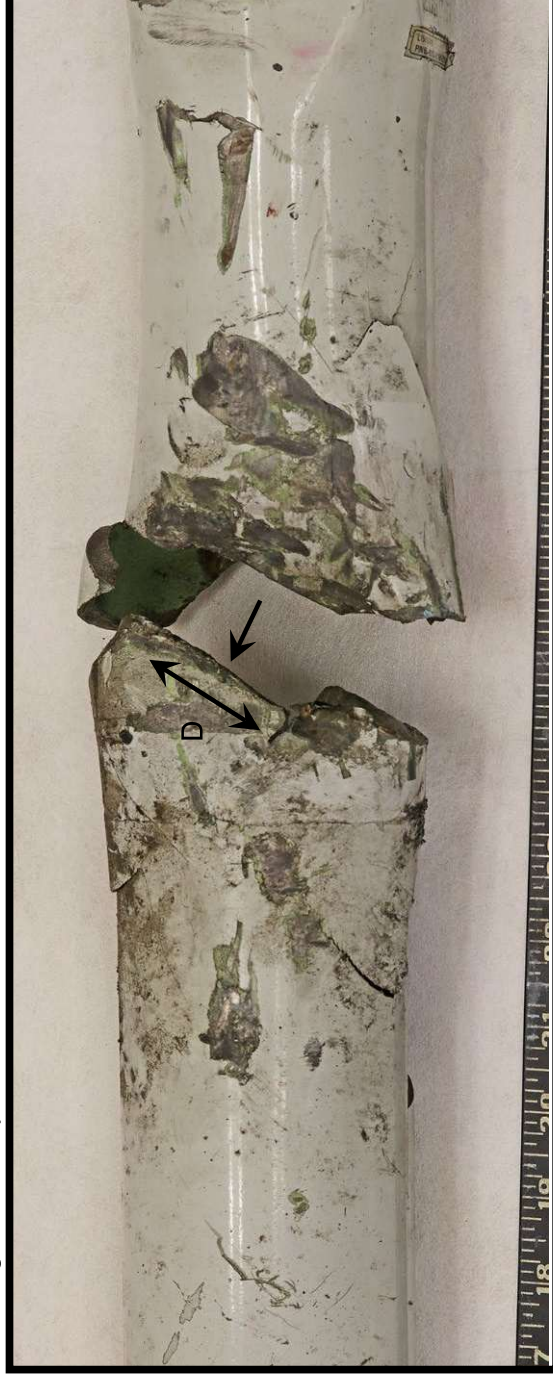


Figure 48. Detailed view of Upper Drag Strut Fractures (FWD Side).

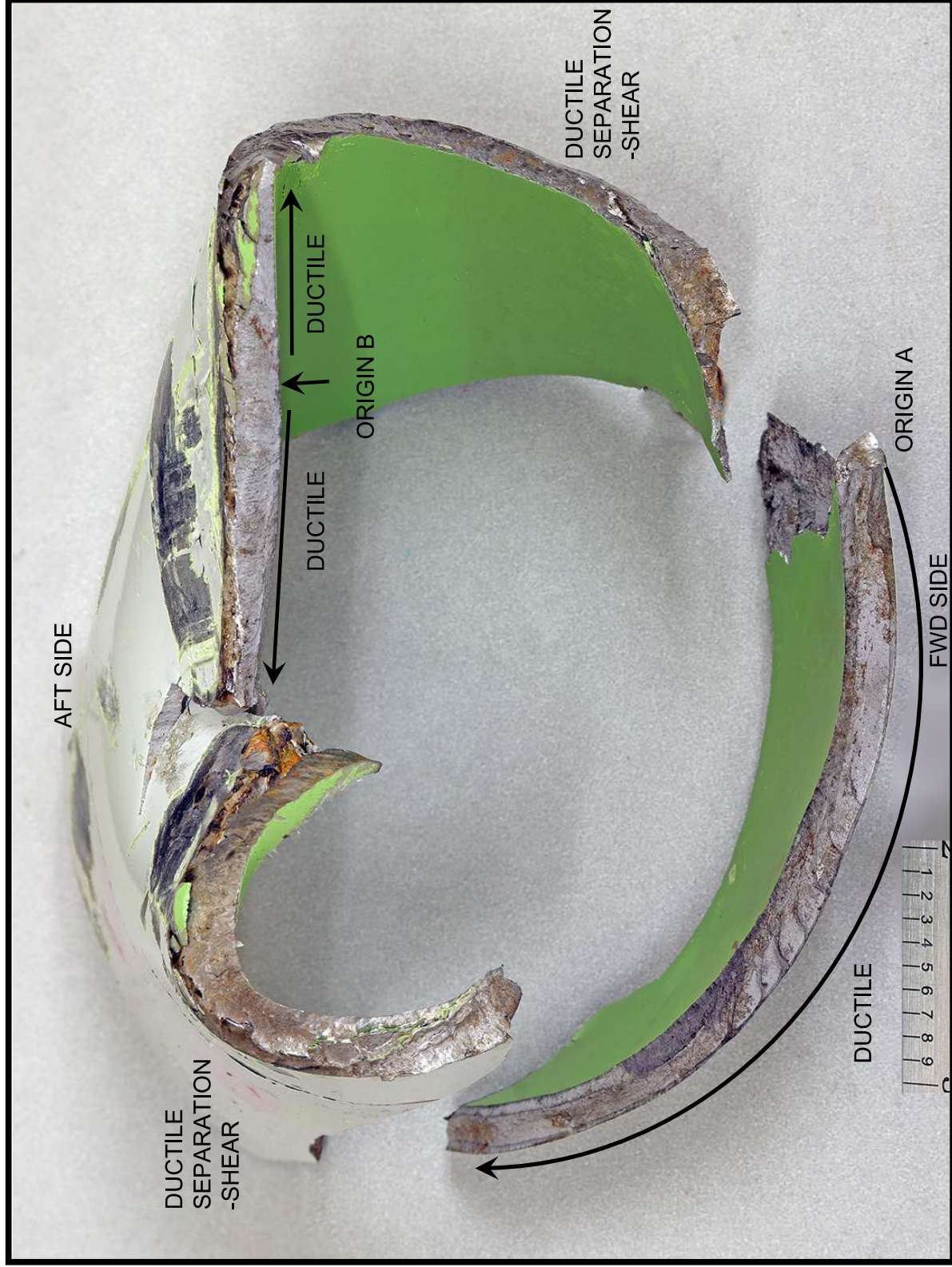


Figure 49. View of Upper Drag Strut- Transverse Fracture. IG=Intergranular separation.



Figure 50. SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture Origin A

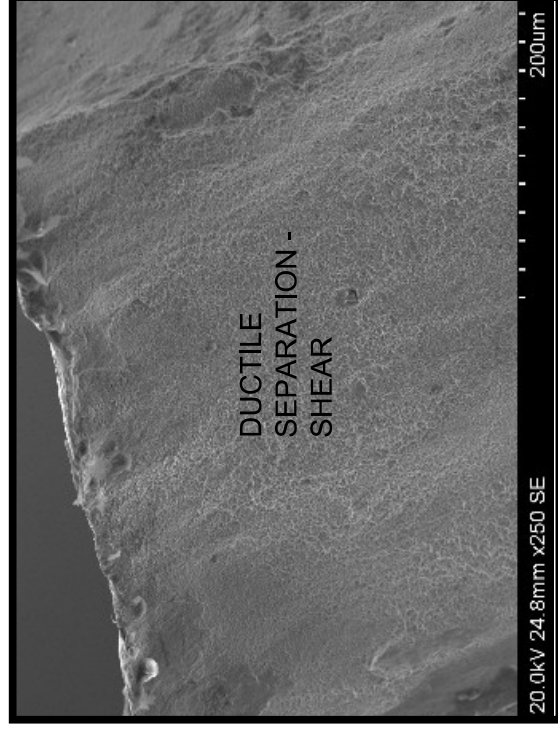


Figure 51. SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture Origin A

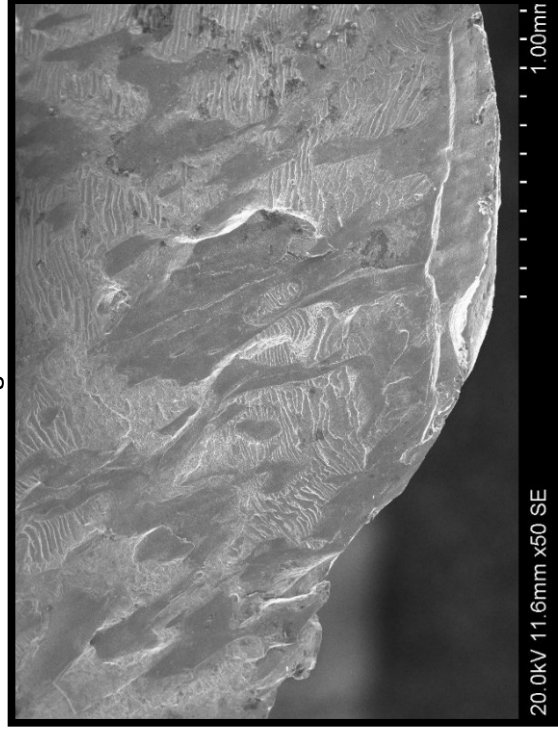


Figure 52. SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture-Adjacent to inner diameter (Region of very fine ductile separation).

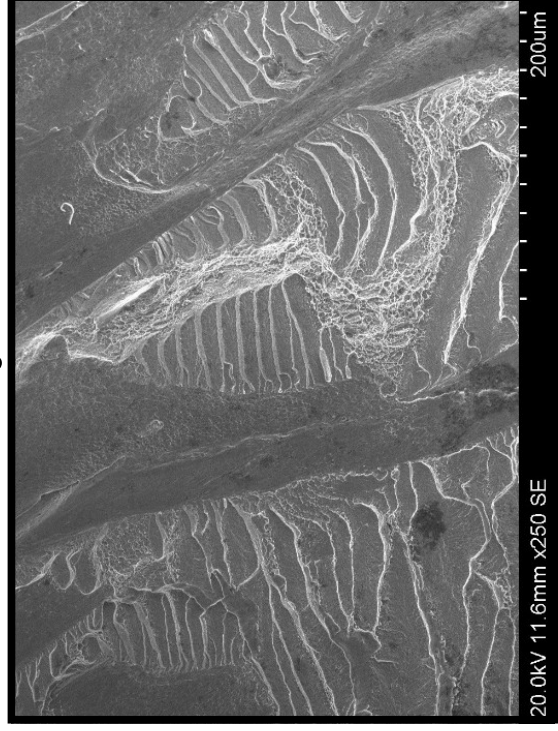


Figure 53. Detailed SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture-Adjacent to inner diameter (Region of very fine ductile separation).

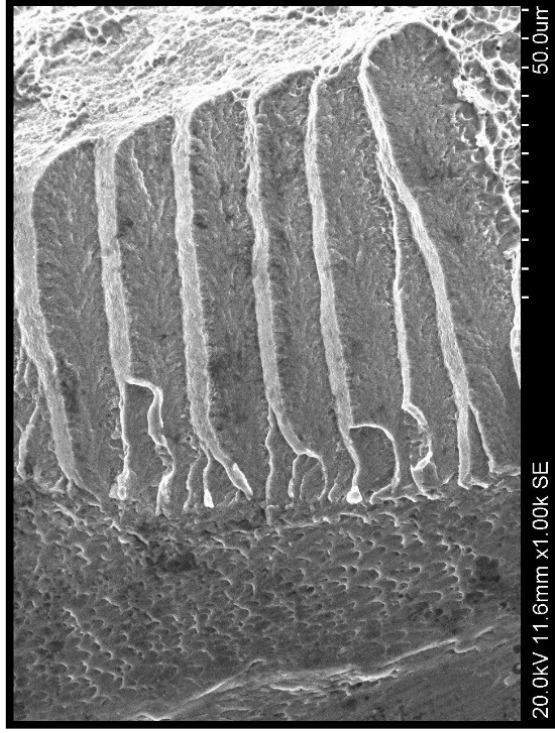


Figure 54. Detailed SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture- Adjacent to inner diameter (very fine ductile separation).

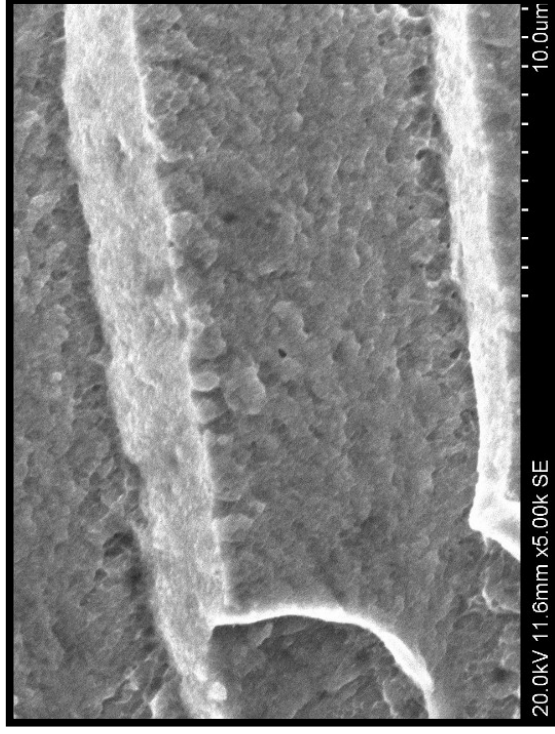


Figure 55. Detailed SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture- Adjacent to inner diameter (very fine ductile separation).

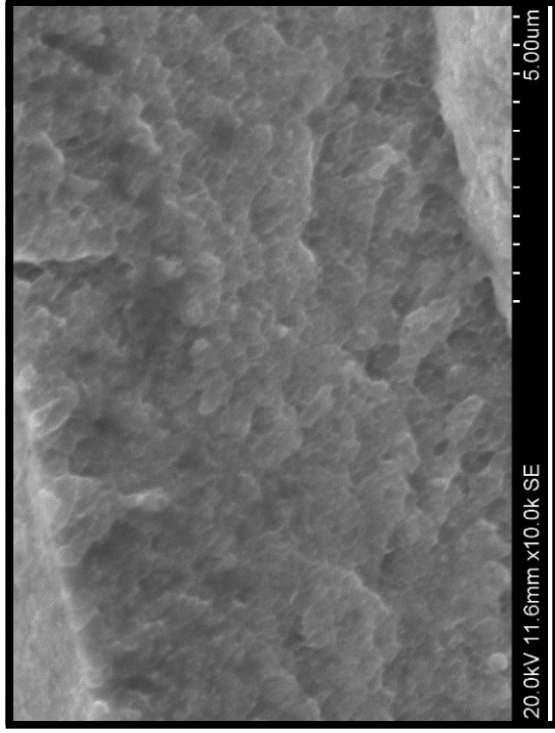


Figure 56. Detailed SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture- Adjacent to inner diameter (very fine ductile separation).

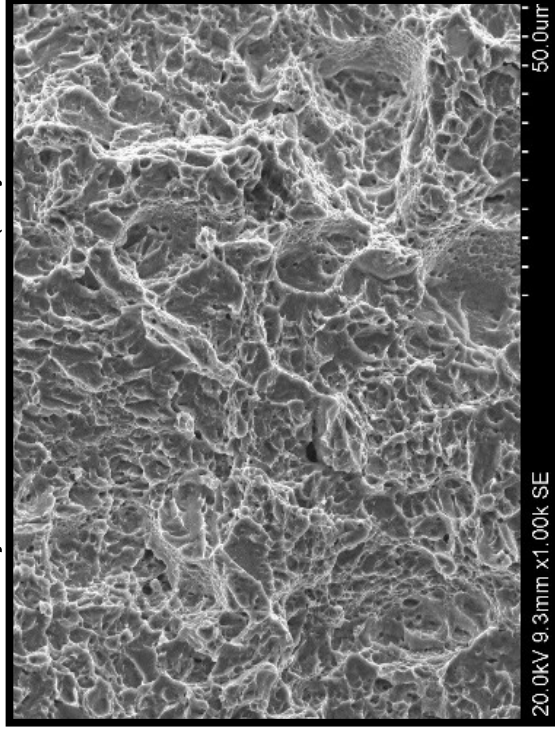


Figure 57. Detailed SEM image of Upper Drag Strut Transverse Fracture- Typical ductile separation).

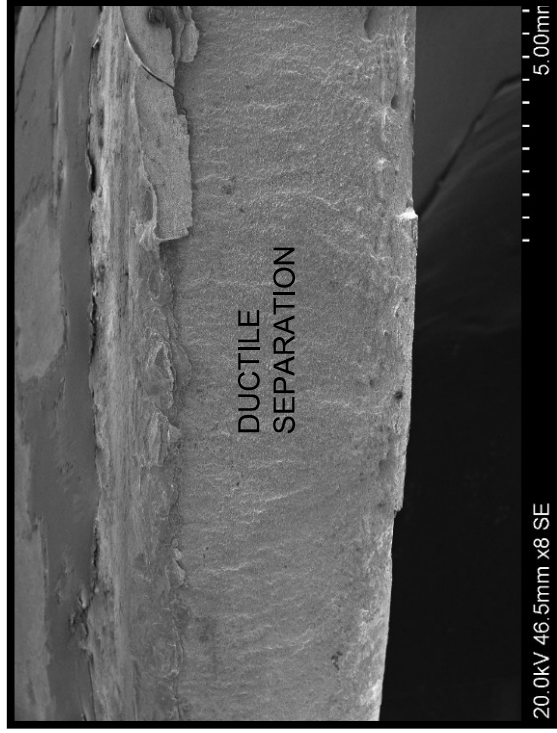


Figure 58. SEM image of Upper Drag Strut- Transverse Fracture Origin B

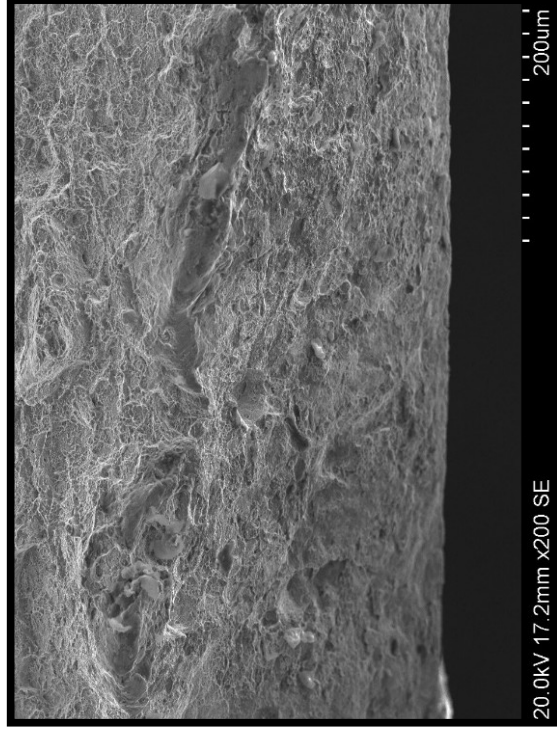


Figure 59. Detailed SEM image of Upper Drag Strut- Transverse Fracture Origin B

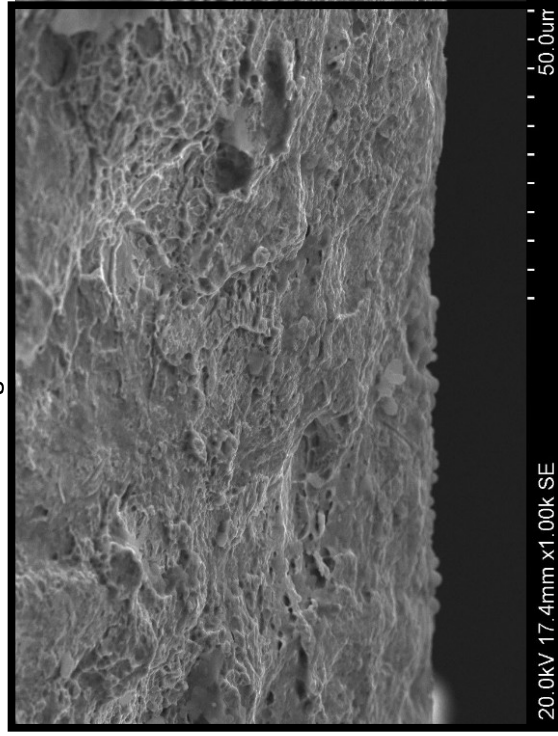


Figure 60. Detailed SEM image of Upper Drag Strut- Transverse Fracture Origin B

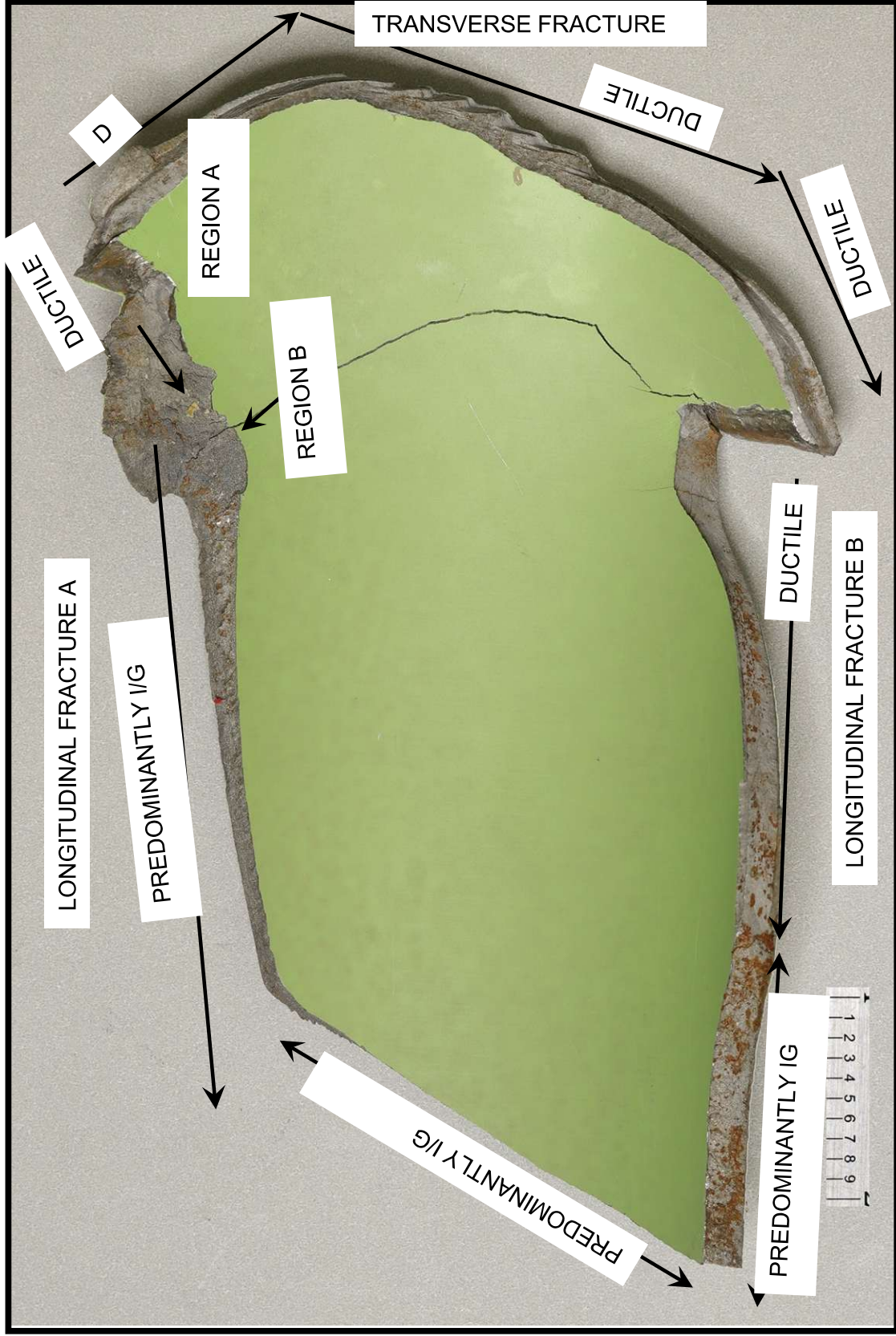


Figure 61. View of Upper Drag Strut- Longitudinal Fractures (AFT Side). IG = Intergranular Separation.

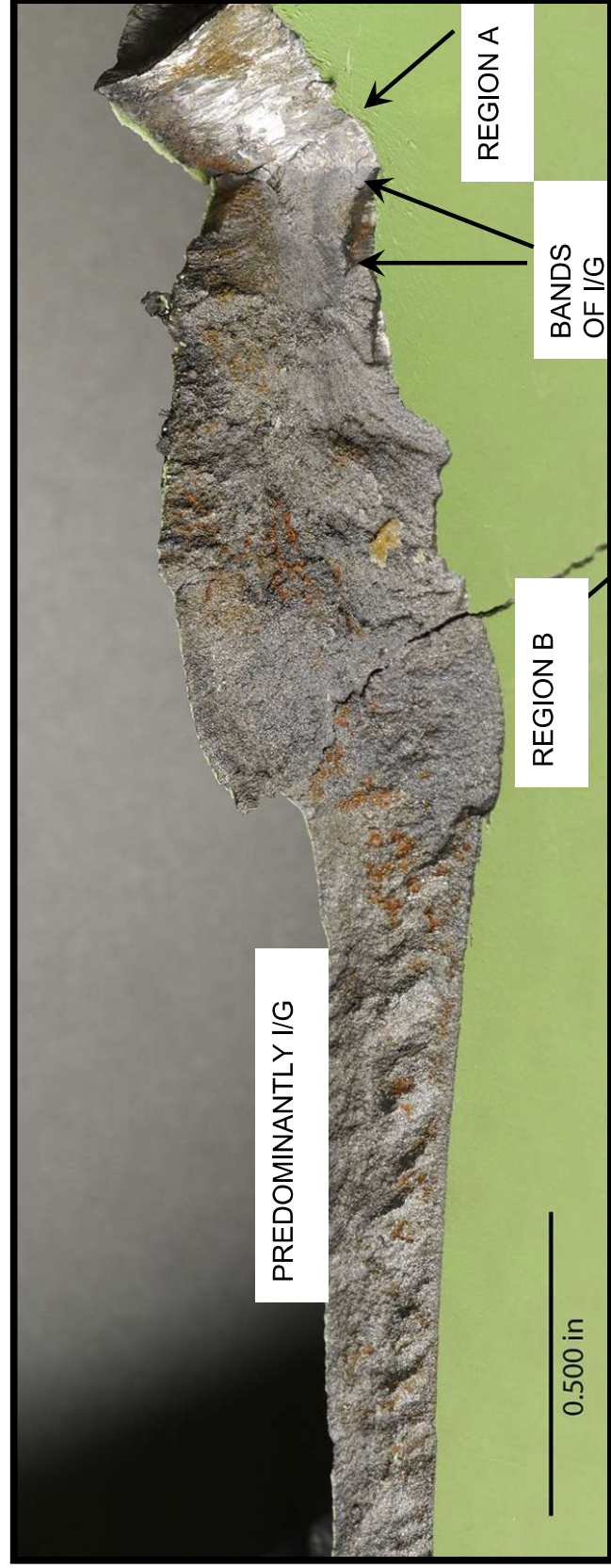


Figure 62. Detailed view of Upper Drag Strut- Longitudinal Fracture A.



Figure 63. Detailed view of Upper Drag Strut- Longitudinal Fracture B.

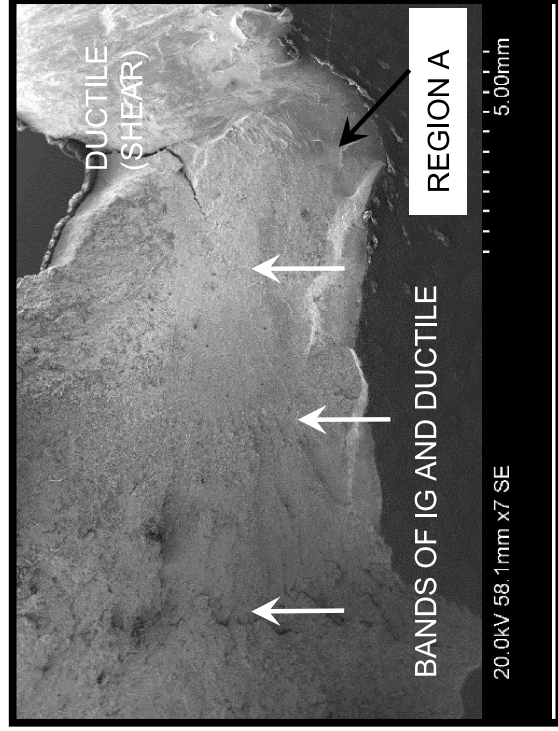


Figure 64. SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

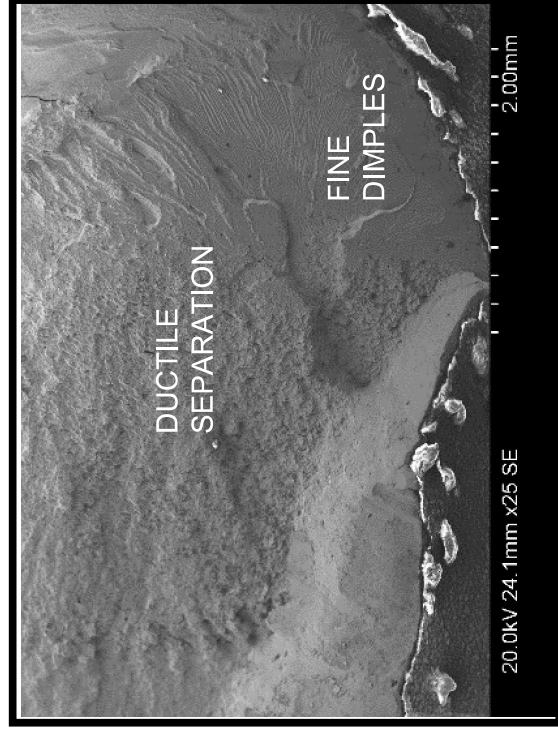


Figure 65. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

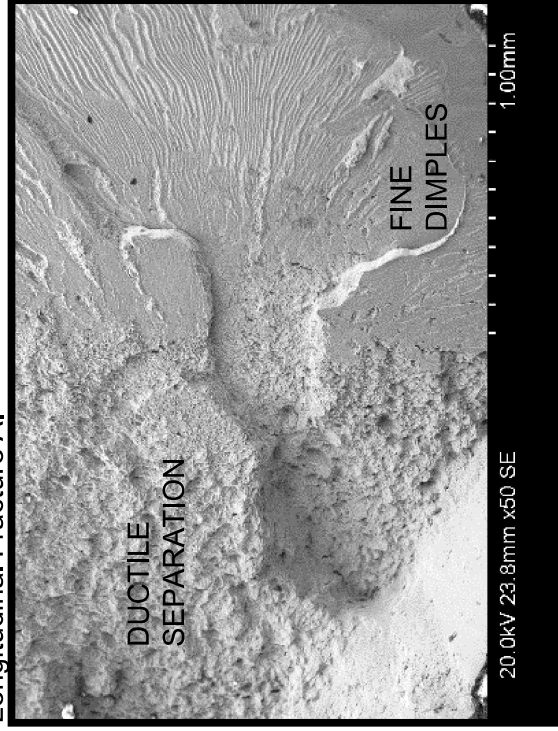


Figure 66. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

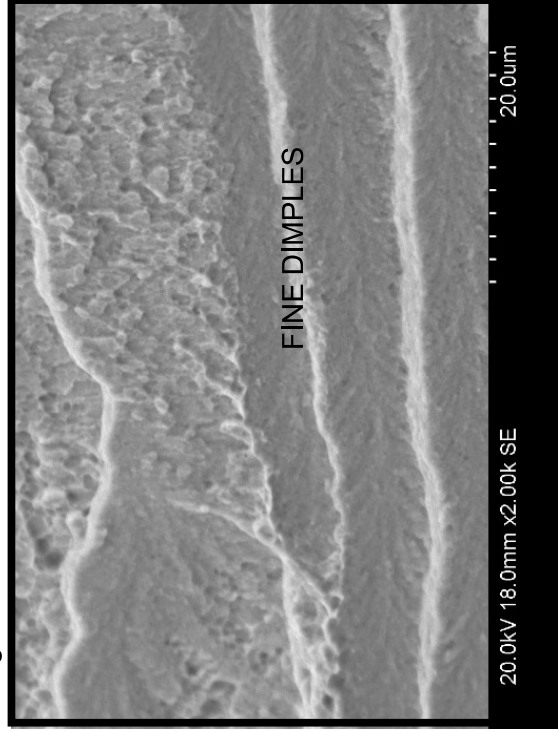


Figure 67. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

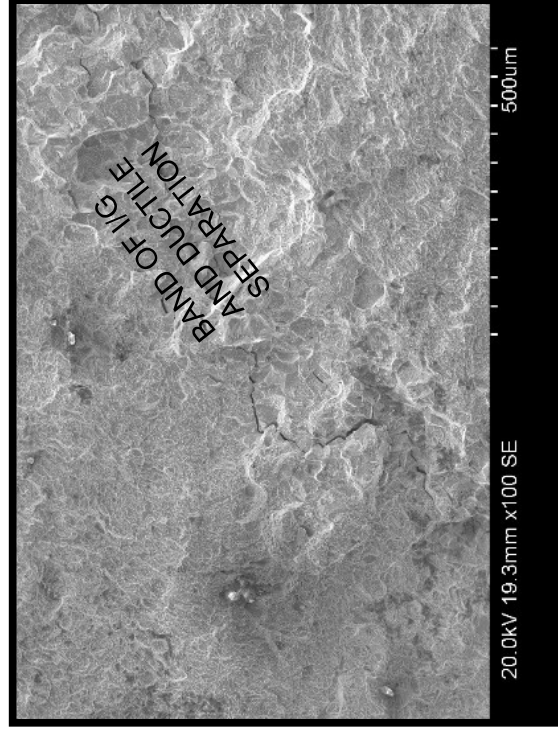


Figure 68. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

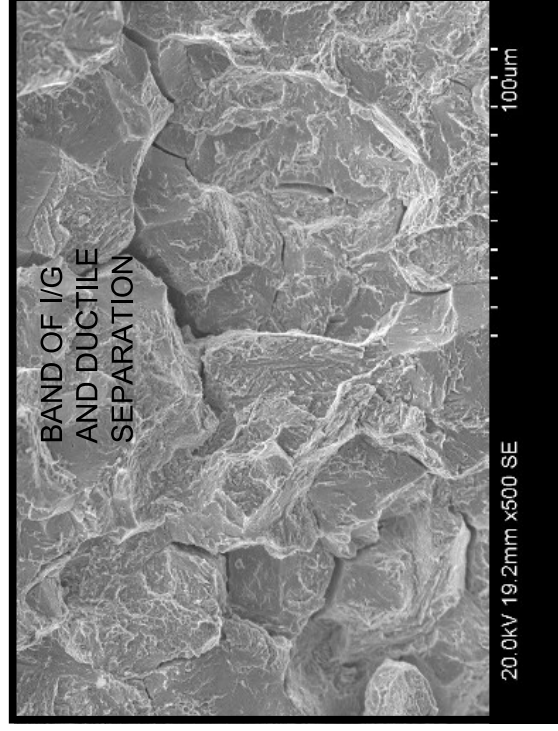


Figure 69. Closer View SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

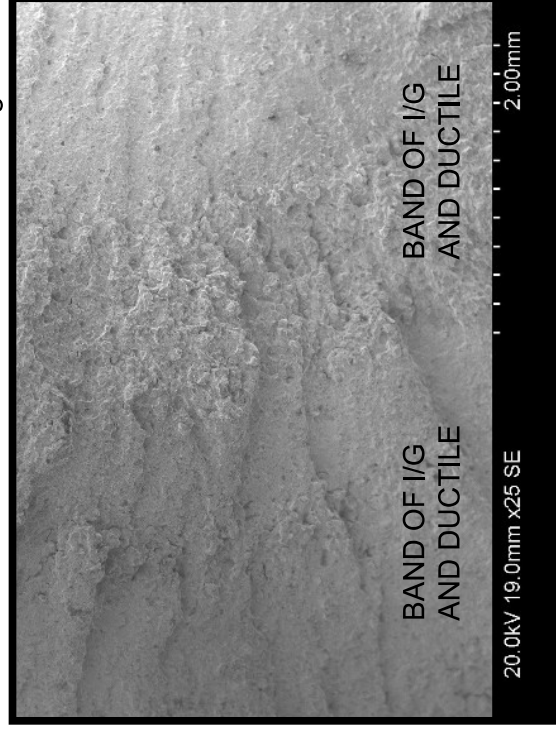


Figure 70. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A. Bands of IG and Ductile Separation

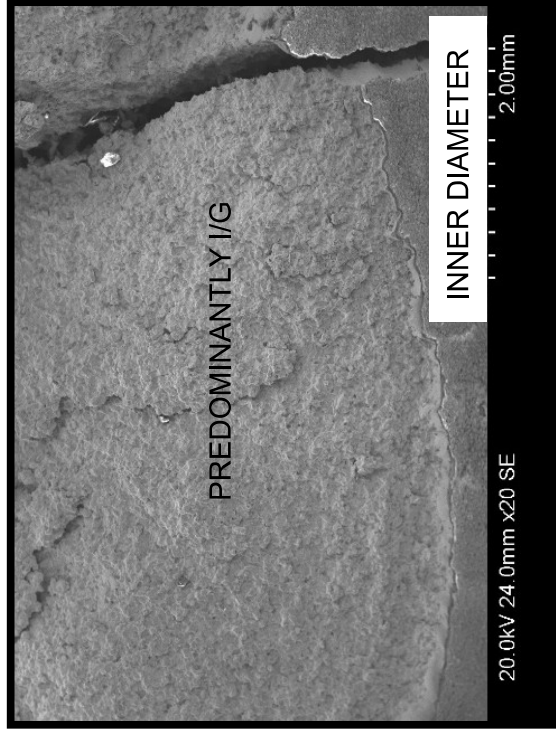


Figure 71. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

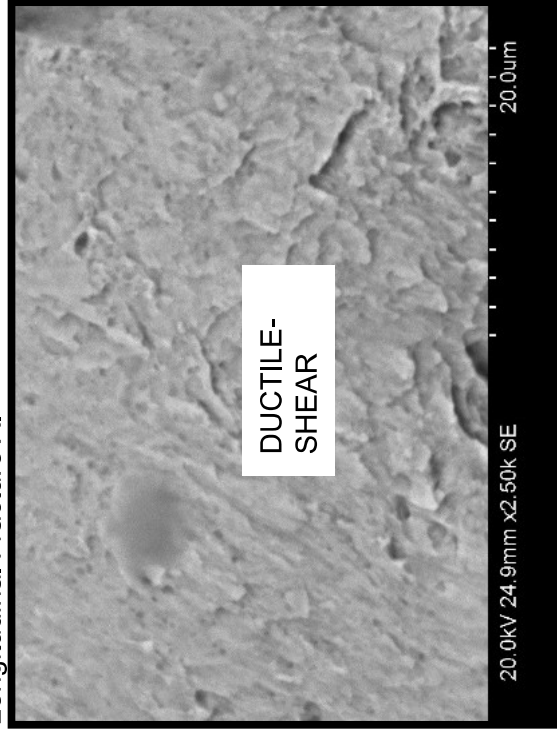


Figure 73. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

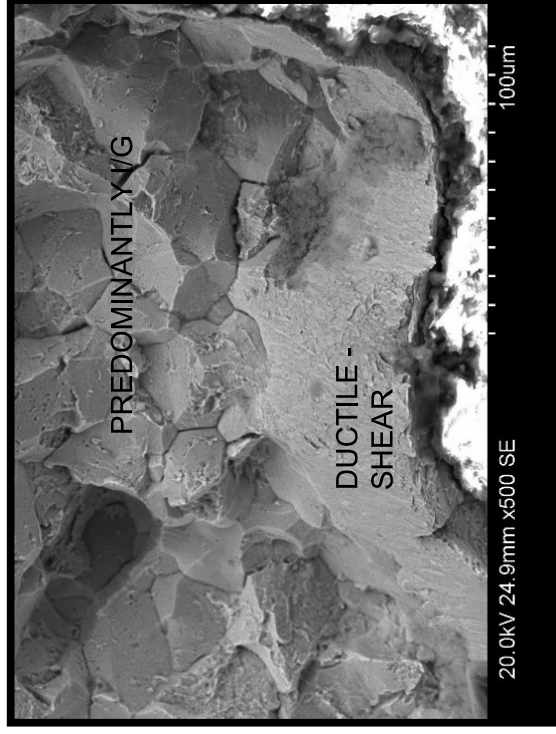


Figure 72. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.

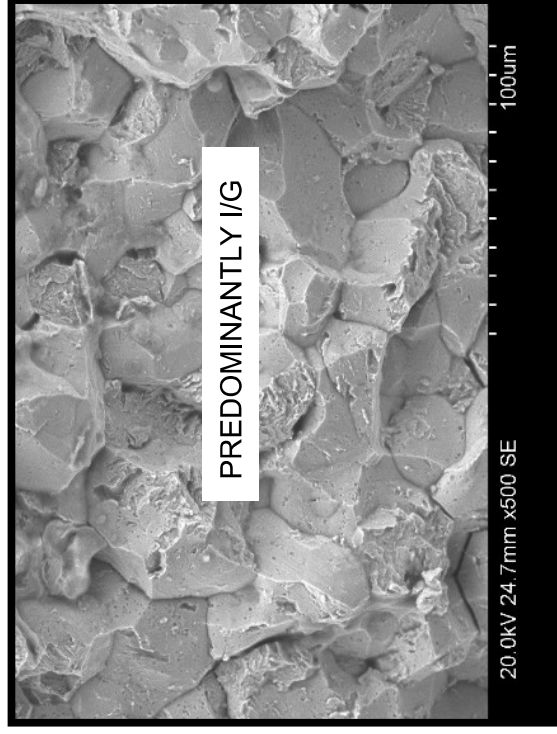


Figure 74. Detailed SEM image of Upper Drag Strut-Longitudinal Fracture A.



Figure 75. Overall view of Lower Drag Strut (Aft Side).

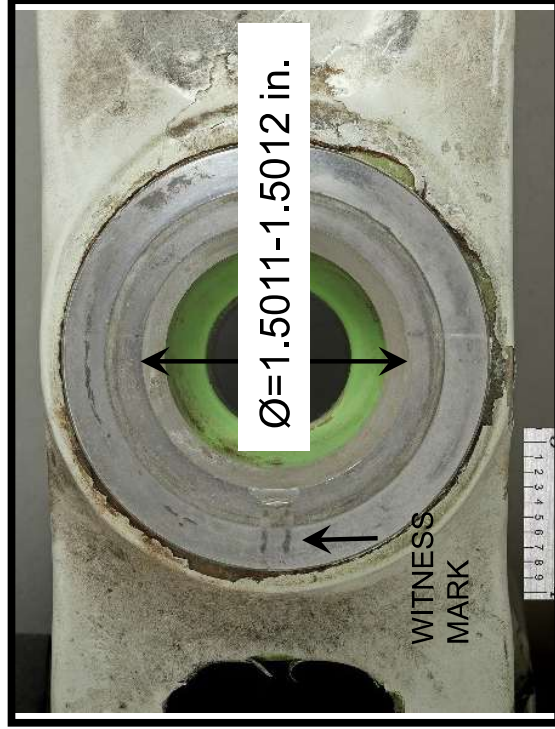


Figure 76. Overall view of Lower Drag Strut- Tee Bolt Bore Diameter.

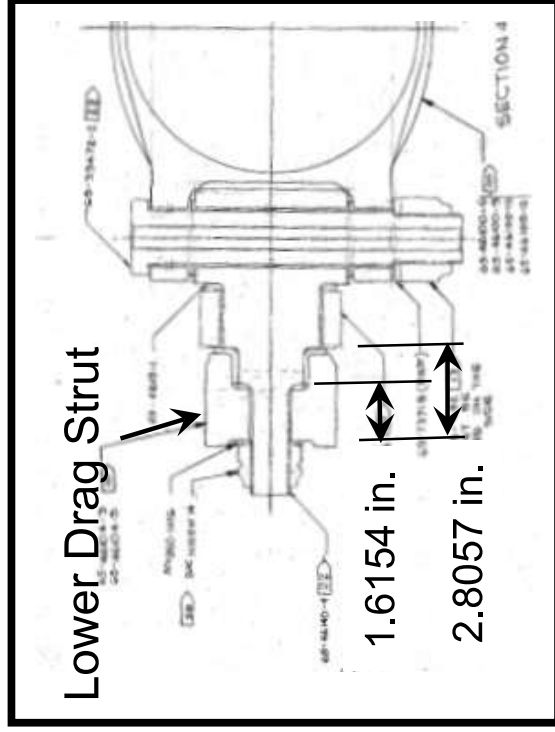


Figure 77. Overall view of Lower Drag Strut- Tee Bolt Bore Depths..



Figure 78. Detailed view of Lower Drag Strut (AFT Side).



Figure 79. Detailed view of Lower Drag Strut (AFT Side)- Witness mark.



Figure 80. Overall view of Lower Drag Strut (FWD Side).



Figure 81. Overall view of Lower Drag Strut- Tee Bolt Bore Diameter.

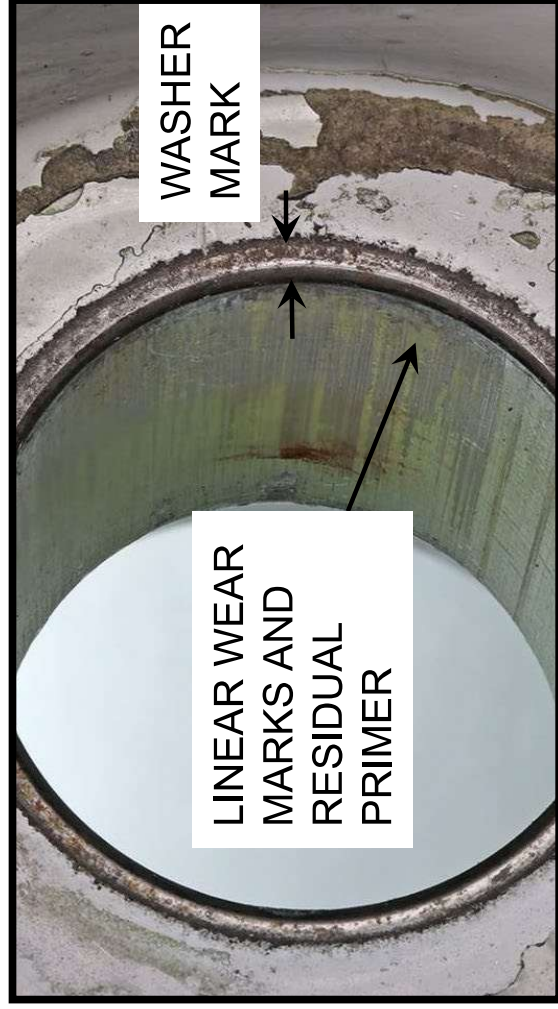


Figure 82. Detailed view of Lower Drag Strut- Tee Bolt Bore Diameter.
Note: Linear wear marks and residual primer.



Figure 83. Overall view of Lower Drag Strut (FWD Side).

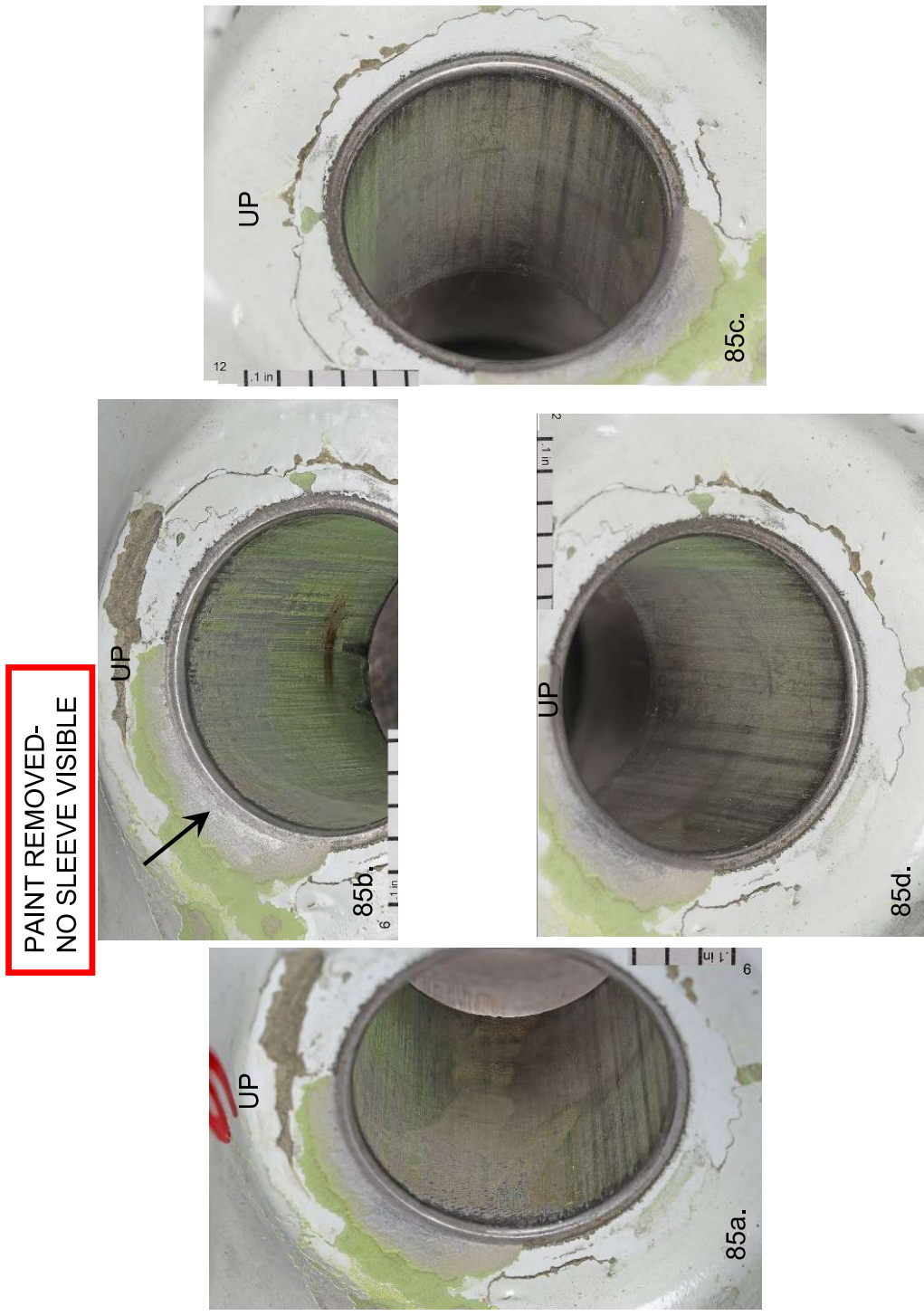


Figure 84 a through d. View of Lower Drag Strut (FWD Side Bore).

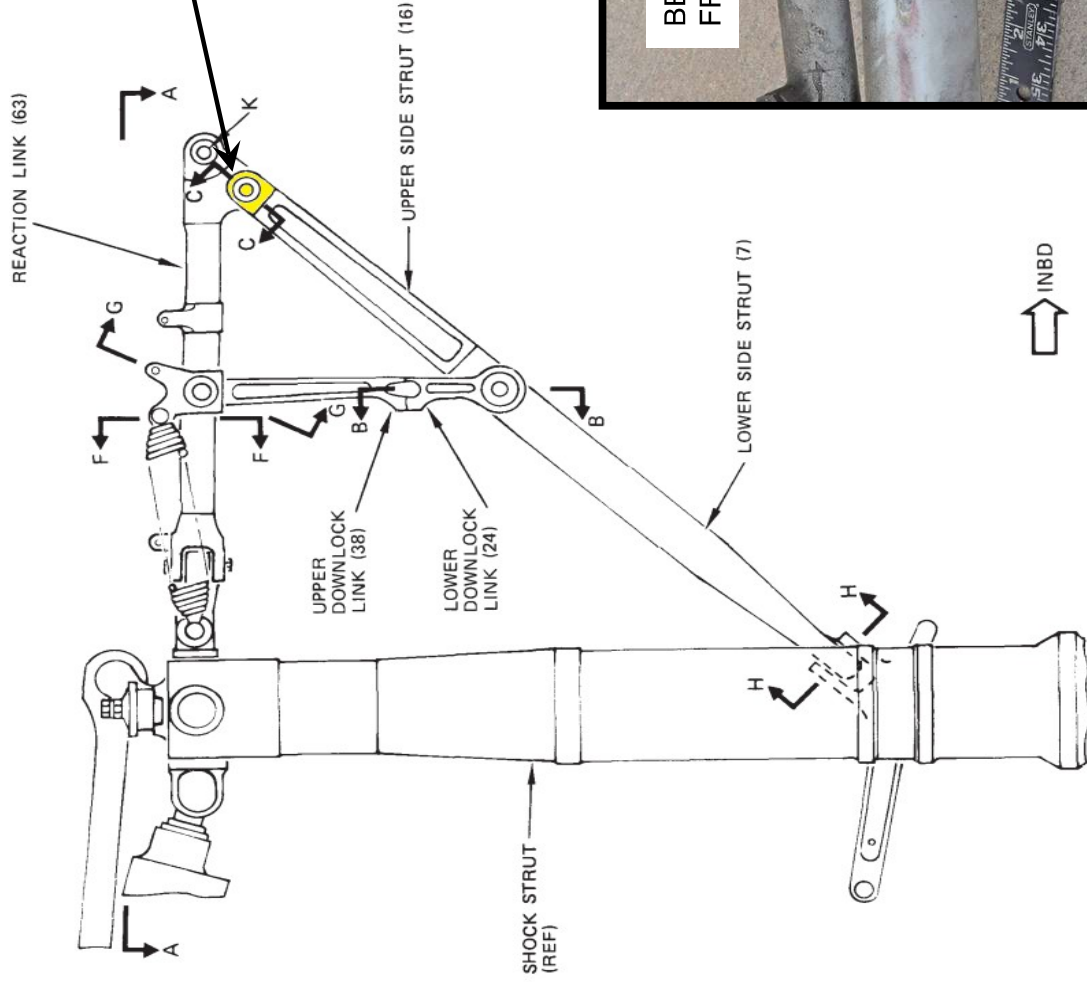


Figure 85. Location of R/H MLG- Side Strut/Bell Crank Link.



Figure 86. View of R/H MLG- Side Bell Crank Link.

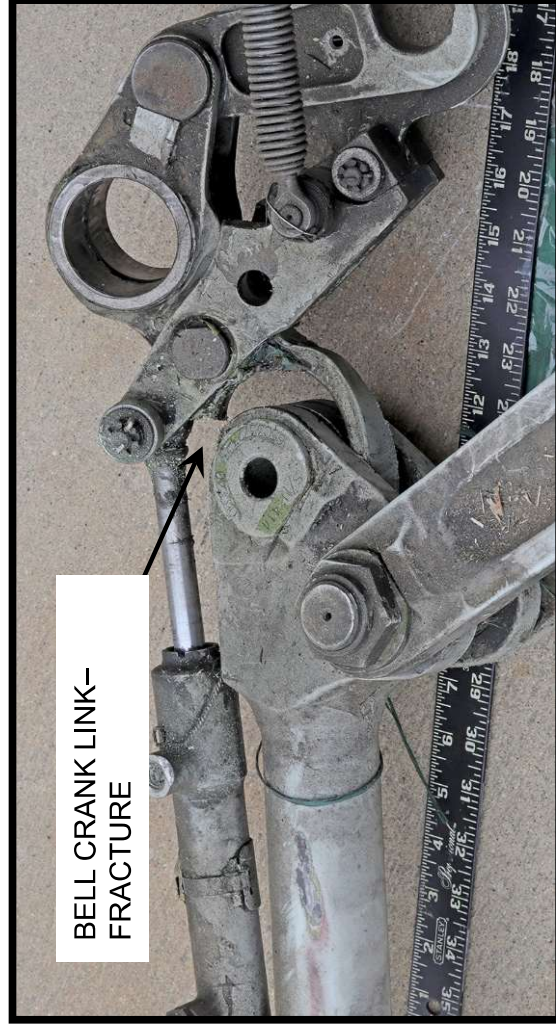


Figure 87. Detailed view of R/H MLG- Side Strut/Bell Crank Link Fracture.



Figure 88. View of R/H MLG- Side Strut/Bell Crank Link Fracture.

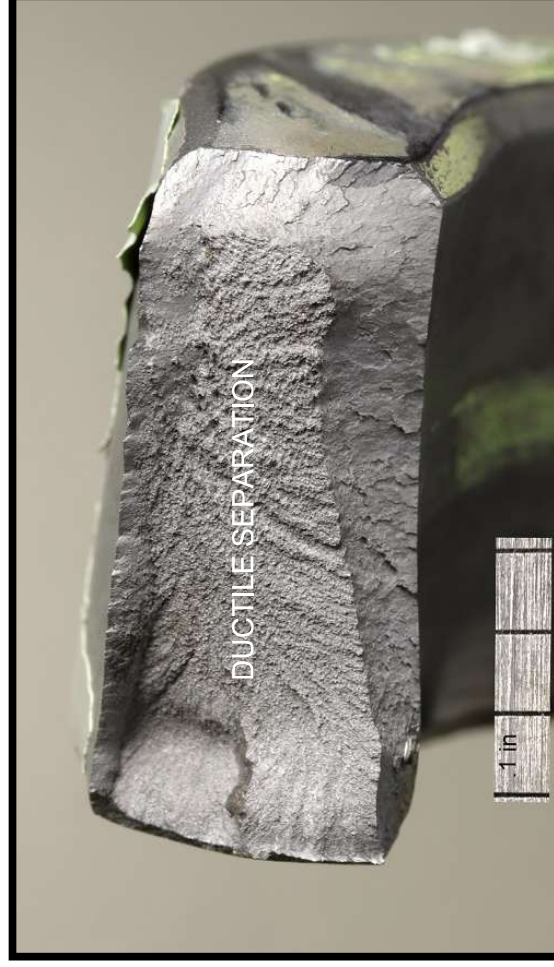


Figure 89. Detailed view of R/H MLG- Side Strut/Bell Crank Link Fracture.

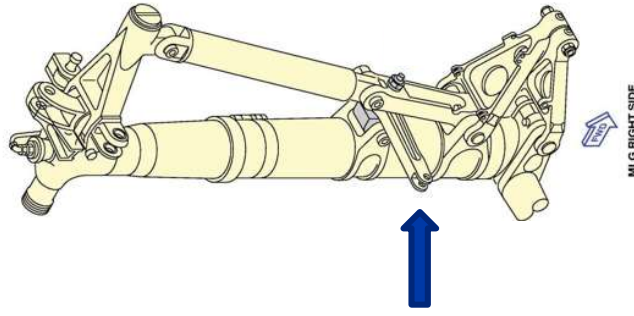


Figure 90. Universal Side Strut Fitting relative to R/H MLG-



Figure 91. Overall view of R/H MLG- Universal Side Strut Fitting/Bushings.

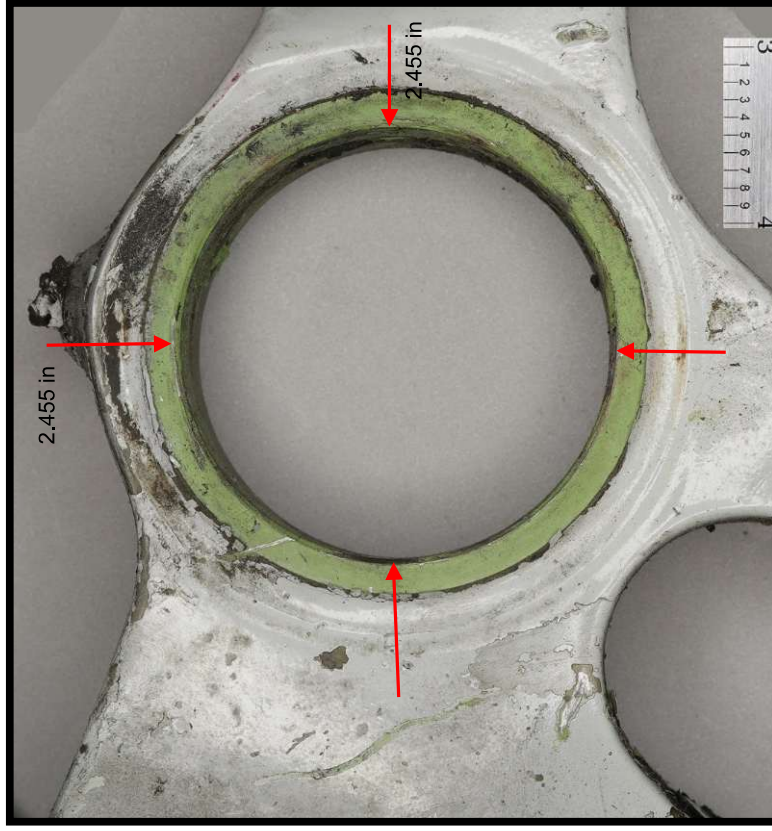


Figure 92. Overall view Universal Side Strut Fitting with Tee Bolt Bore Diameter.



Figure 93. Provided photo of MLG-Tee Bolt/Universal Side Strut Bushing.



Figure 94. View of MLG- Universal Side Strut AFT Bushing.



Figure 95. View of MLG- Universal Side Strut AFT Bushing.



Figure 96. View of MLG- Universal Side Strut FWD Bushing.



Figure 97. View of MLG- Universal Side Strut FWD Bushing.

Element	Strut, %	4340M (BMS7-26)
Al	0.17	0.18 max.
Si	2.04*	1.50-1.80
Cr	0.90	0.70-0.95
Mn	0.75	0.60-0.90
Fe	93.60	Rem.
Ni	1.75	1.65-2.00
Cu	0.34	0.35 max.
Mo	0.44	0.30-0.50

Table I. Upper Drag Strut Composition using Semi-Quantitative EDS Analysis. * within range of accuracy for EDS.

	Al	Si	P	Ti	V	Cr	Mn	Fe	Co	Ni	Cu	Mo
Drag Brace	< LOD	1.62	< LOD	< LOD	< LOD	0.77	0.79	Bal	0.14	1.80	0.11	0.38
4340M per BMS7-26	.18 max	1.5-1.8	.01 max	.01 max	.05-.10	.70-.95	.6-.9	Bal	--	1.65-2.0	.35 max	.30-.50

LOD = Limits of Detection

Table II. XRF Results of Lower Drag Strut; in line with 4340M per BMS7-26 excepting no Vanadium return.

	Al	Si	P	Ti	V	Cr	Mn	Fe	Ni	Cu	Co
12-pt Nut	0.30	0.23	< LOD	2.06	0.28	13.94	0.15	Bal	25.00	< LOD	< LOD
A286 per AMS5737	.35 max	1.0 max	.025 max	1.9 - 2.35	0.1-0.5	13.5-16.0	2.0 max	Bal	24.0-27.0	0.50 max	1.0-1.5 1.0 max

Table III. XRF Results of Nut; in line with A286 per AMS5737. BACN10HR nut material has A286 option.

	Al	Si	P	Ti	V	Cr	Mn	Fe	Ni	Cu	Mo
Tee Bolt	< LOD	1.66	< LOD	< LOD	0.04	0.84	0.77	Bal	1.93	0.10	0.41
4340M per BMS7-26	.18 max	1.5-1.8	.01 max	.01 max	.05-.10	.70-.95	.6-.9	Bal	1.65-2.0	.35 max	.30-.50

Table IV. XRF Results of Tee Bolt. Composition in line with 4340M per BMS7-26, except slightly low Vanadium return.

	Al	Si	P	Ti	V	Cr	Mn	Fe	Ni	Cu	Mo
Broken Link	< LOD	1.67	< LOD	< LOD	0.02	0.81	0.77	Bal.	1.86	0.13	0.37
Universal Link	< LOD	1.67	< LOD	< LOD	0.03	0.87	0.77	Bal.	1.79	0.15	0.36
4340M per BMS7-26	.18 max	1.5-1.8	.01 max	.01 max	.05-.10	.70-.95	.6-.9	Bal.	1.65-2.0	.35 max	.30-.50

LOD = Limits of Detection

Table V. XRF Results of Universal Link and Broken Link (Bell Crank). Composition in line with 4340M per BMS7-26, excepting slightly low Vanadium return.

Element	LWR Bushing, %	UPR Bushing, %	Aluminum Bronze (AMS 4640)
Al	10.8	10.5	9.0-11.0
Mn	0.8	0.8	1.5 max.
Fe	4.0	4.2*	2.0-4.0
Ni	5.1	5.2	4.0-5.5
Cu	79.2	79.4	Rem.
Zn	0.2	<LOD	0.30 max.

Table VI. Upper and Lower Bushings Compositions using Semi-Quantitative EDS Analysis. * within range of accuracy for EDS.

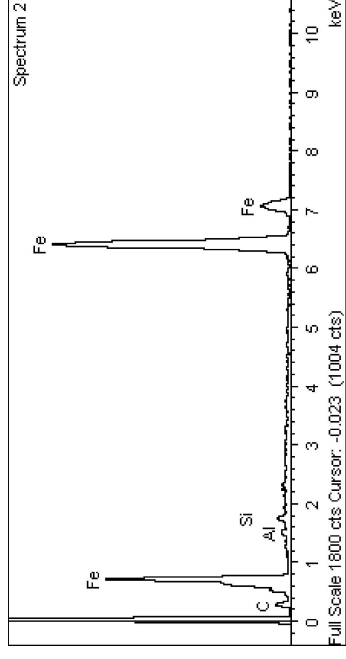


Figure 98. Spectra of washer suggesting a carbon steel alloy.



GRUPO DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES

Av. Eldorado No. 103 – 15, Piso 5°.

investigacion.accide@aerocivil.gov.co

Tel. +(571) 2963186

Bogotá D.C. - Colombia



Grupo de Investigación de Accidentes

GRIAA

GSAN-4.5-12-052



AERONÁUTICA CIVIL
UNIDAD ADMINISTRATIVA ESPECIAL