

**COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN
DEL PERÚ**



**INFORME FINAL
ACCIDENTE DE AVIACIÓN
CIAA-ACCID-003-2020**

**AERONAVE: ANTONOV AN-32A
MATRÍCULA OB-2120-P**

**LUGAR : AEROPUERTO INTERNACIONAL
CORONEL FAP
FRANCISCO SECADA VIGNETTA
IQUITOS – PERÚ**

FECHA: 14 DE OCTUBRE DEL 2020



ANTONOV AN-32A
MATRÍCULA OB-2120-P

ADVERTENCIA

El presente Informe Final es un documento técnico que expresa la opinión de la Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación (CIAA) del Ministerio de Transporte y Comunicaciones del Estado Peruano, respecto a las circunstancias en las que ocurrió el accidente o incidente de aviación.

De acuerdo con lo establecido en el Anexo 13 del Convenio sobre Aviación Civil Internacional y conforme a la Ley de Aeronáutica Civil 27261, todo accidente de aviación será investigado por la CIAA para determinar sus causas y establecer las medidas necesarias para evitar su repetición. Las actividades de la CIAA se llevan a cabo sin perjuicio de la intervención judicial o policial.

Las Recomendaciones de Seguridad Operacional, resultantes del proceso técnico de la investigación, no tienen como objetivo generar presunción de culpa o responsabilidad.

Con el fin de preservar la confidencialidad de las fuentes de información y fomentar una cultura de seguridad operacional, se ha limitado al dominio público la entrega y divulgación de nombres, datos, registros y toda información relacionada con el accidente o incidente. Esta protección no busca eximir a las fuentes de sus obligaciones relacionadas con la seguridad ni interferir con la adecuada administración de justicia.

Por consiguiente, cualquier uso de este informe que no esté estrictamente destinado a prevenir futuros accidentes o incidentes de aviación puede conducir a interpretaciones o conclusiones erróneas.

GLOSARIO TÉCNICO

ABREVIATURAS y SÍMBOLOS	
AD	AIRWORTHINESS DIRECTIVE(s) / Directiva(s) de Aeronavegabilidad
AFM	AIRPLANE FLIGHT MANUAL / Manual de Vuelo de la Aeronave AN-32A, emitido por el fabricante ANTONOV
cm²	centímetro cuadrado
Cy	Ciclos de Operación
CIAA	Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación
CORPAC	Corporación Peruana de Aeropuertos y Aviación Comercial (Proveedor de Servicios de Control de Tránsito Aéreo del AIJCH)
CRM	CREW RESOURCES MANAGEMENT / Gestión de Recursos de Tripulación
DGAC	Dirección General de Aeronáutica Civil del Perú
ELT	EMERGENCY LOCATOR TRANSMITTER / Transmisor Localizador de Emergencia
hPa	Hectopascal
h	hora
kg	kilogramo
km	kilómetro
kt	nudo
m	metro
mhz	megahertz
MN	milla náutica
msnm	metros sobre el nivel del mar
NBAAI	Autoridad de Investigación de Accidentes Aéreos de Ucrania
N/P	Número de Parte
N/S	Número de Serie
OACI	Organización de Aviación Civil Internacional
OH	OVERHAUL / Reparar o revisar completamente una aeronave, motor
OMA	Organización de Mantenimiento Aprobada
OT	Orden de Trabajo
PMA	Programa de Mantenimiento Aprobado
PMG	Palanca de Mando de Gases
ppm	Pies por minuto
QNH	Presión Atmosférica al nivel del mar medida en hPa
QRH	QUICK REFERENCE HANDBOOK / Manual de Consulta Rápida de la Tripulación
RAP	Regulaciones Aeronáuticas del Perú
RE	RUNWAY EXCURSION / Excursión de Pista
RSO	Recomendaciones de Seguridad Operacional
RTF	Radiotelefonía o Radiotelefónica
RTV	Registro Técnico de Vuelo
RWY	RUNWAY / Pista de Vuelo
s	segundo
SAAU	Administración Estatal de Aviación de Ucrania
SPJC	Código OACI del Aeropuerto Internacional Jorge Chávez
SPQT	Código OACI del Aeropuerto Internacional de Iquitos
SMS	Sistema de Gestión de la Seguridad Operacional.
SEI	Servicio de Salvamento y Extinción de Incendio a cargo de la concesionaria "Aeropuertos del Perú" del aeropuerto de Iquitos
SOP	STANDARD OPERATING PROCEDURES / Procedimientos de Operación Estándar del explotador de aeronaves
THR	THRESHOLD / Umbral de la pista de vuelo

TM	Tonelada Métrica
TMA	Técnico de Mantenimiento de Aeronaves
V_{APROX}	Velocidad de Aproximación
V_{APROX LÍMITE QRH}	Velocidad de Aproximación Límite establecida en el QRH
V_{APROX en UMBRAL}	Velocidad de Aproximación registrada en el UMBRAL de la RWY06
V_{CONTACTO}	Velocidad de Contacto registrada
V_{DESCON TOPES}	Velocidad de Desconexión de los Topes de las Hélices registrada
V_{REF QRH}	Velocidad de Referencia establecida en el QRH del explotador de aeronaves

DEFINICIONES	
BREAFIG	Reunión de información de detalle de la operación de vuelo.
COCKPIT	Cabina de Tripulación de Vuelo.
COLACIÓN o COLACIONAR	Procedimiento por el que la estación receptora repite un mensaje recibido, o una parte apropiada del mismo, a la estación transmisora con el fin de obtener confirmación de que la recepción ha sido correcta.
CONTROLADOR	Denominación genérica para referirse a los Controladores de Tránsito Aéreo de la Torre de Control CORPAC del aeropuerto de Iquitos.
DEPARTURE CHECK	Verificación a la aeronave, por parte del técnico de mantenimiento antes del primer vuelo del día, para descartar cualquier eventualidad de mantenimiento y corregirla, además, recargar combustible, aceite y otros fluidos.
FRASEOLOGÍA AERONÁUTICA	Lenguaje normalizado o Taxonomía que utilizan los pilotos y el personal de tierra para comunicarse entre sí, evitando de esta manera el uso de palabras ambiguas que puedan inducir a errores de interpretación.
GO-AROUND	Ida de largo
PITCH ANGLE	Ángulo de paso de la pala, paso de la hélice o más habitualmente paso a secas. Ángulo que forma la cuerda de los perfiles de las palas con el plano de rotación de la hélice.
TOUCHDOWN	Contacto con la pista de aterrizaje.
TOPES DE HÉLICE	PROPS STOP SWITCH / Interruptor de Parada de Hélice: conectan o desconectan el sistema de aumento del ángulo de paso de las palas de la hélice, la puesta automática de embanderamiento por RPM y el conjunto de fijación de las palas de hélice por la disminución de los ángulos de ajuste.

ÍNDICE

INTRODUCCIÓN

1. INFORMACIÓN FACTUAL

- 1.1 Antecedentes del Vuelo
- 1.2 Lesiones a Personas
- 1.3 Daños a la Aeronave
- 1.4 Otros Daños
- 1.5 Información sobre el Personal
- 1.6 Información sobre la Aeronave
- 1.7 Información Meteorológica
- 1.8 Ayudas a la Navegación
- 1.9 Comunicaciones
- 1.10 Información del Aeródromo
- 1.11 Registradores de Vuelo
- 1.12 Información sobre los Restos de la Aeronave y el Impacto
- 1.13 Información Médica y Patológica
- 1.14 Incendio
- 1.15 Aspectos Relativos a la Supervivencia
- 1.16 Ensayos e Investigaciones
- 1.17 Información sobre Organización y Gestión
- 1.18 Información Adicional
- 1.19 Técnicas de Investigación útiles o eficaces

2. ANÁLISIS

3. CONCLUSIONES

4. RECOMENDACIONES DE SEGURIDAD OPERACIONAL

SINOPSIS

El 14 de octubre de 2020, un avión de carga Antonov AN-32A, matrícula OB-2120-P que operaba un vuelo entre Lima e Iquitos, experimentó un accidente durante su aterrizaje en la RWY06 del Aeropuerto de Iquitos. Al tocar tierra, la tripulación procedió a desconectar los Topes de Hélice para emplear el reverso de potencia como medida de frenado; sin embargo, la aeronave viró bruscamente hacia la izquierda, descontrolándose y efectuando una Runway Excursion (RE).

La aeronave atravesó una zona de vegetación y un canal de drenaje de la RWY06, sufriendo daños estructurales severos que incluyeron la rotura y separación del ala derecha, el tren de aterrizaje principal y el motor derecho; además, se produjo un derrame de combustible que originó un incendio en el ala.

Los servicios de emergencia del aeropuerto lograron controlar el incendio y evacuar a la tripulación y al pasajero a bordo.

Se estableció como Causa Probable del accidente: "Excursión de Pista (Runway Excursion) por pérdida del control direccional de la aeronave después del aterrizaje al desconectar los topes de hélice para el frenado aerodinámico a una velocidad superior a la establecida, que generó un incontrolable momento de giro hacia la izquierda de la trayectoria, debido al empuje asimétrico de las hélices".

El proyecto de informe final fue remitido al estado de diseño y fabricación para obtener sus comentarios. En el Anexo "A", se encuentra un resumen de dichos comentarios, los cuales fueron evaluados y se incorporaron al presente informe como mejoras o como explicaciones adicionales de las tareas de investigación efectuadas por la CIAA.

MATERIAL AÉREO

Explotador de Aeronaves (*) : AEROLÍNEA DEL CARIBE PERÚ S.A.C. (AERCARIBE)
 Propietario : LATINOAMERICANA DE AVIACIÓN S.A.
 Fabricante : ANTONOV
 Tipo / Modelo de Aeronave : AN-32 / AN-32A
 Nro. de Serie / Matrícula : 18-05 / OB-2120-P (República del Perú)

LUGAR, ALTITUD, FECHA y HORA

Lugar del accidente : SPQT – RWY06
 Altura del lugar del accidente : 306 pies / 93.2688 m.s.n.m.
 Coordenadas : Lat. 03° 46' 52.31" S, Long. 78° 18' 18.74" O
 Fecha / Hora aprox. : 14-10-2020 / 18:21 UTC (13:21 h local)

AUTORIDAD RESPONSABLE DE LA INVESTIGACIÓN

Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación del Perú – CIAA

AUTORIDADES DE INVESTIGACION NOTIFICADAS

Autoridad de Investigación de Accidentes Aéreos de Ucrania (National Bureau Air Accidents Investigation of Civil Aircraft - NBAAI) - Estado de Diseño y Fabricación.

HUSO HORARIO UTILIZADO EN EL INFORME

Hora Local (que corresponde a la hora UTC menos 5 h)

1. INFORMACIÓN FACTUAL

1.1 ANTECEDENTES DEL VUELO

- 1.** El 14 de octubre de 2020, un avión de carga Antonov AN-32A, matrícula OB-2120-P, operó un vuelo desde el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez de Lima (SPJC) hacia el Aeropuerto Internacional de Iquitos (SPQT) según el plan de vuelo presentado a CORPAC, la aeronave transportaba:
 - Tripulación: 3 miembros (Piloto, Copiloto y Navegante).
 - Pasajero: 1 Técnico de Mantenimiento de Aeronave (TMA).
 - Carga: 5,997 kg.
 - Combustible: 4,700 kg.

- 2.** Luego del DEPARTURE CHECK efectuado por el Técnico de Mantenimiento de Aeronave, la tripulación efectuó el PRE-FLIGHT INSPECTION conforme al AFM, Lista de Chequeo y SOP del explotador de aeronaves (en adelante el explotador), sin registrar fallas o algún mal funcionamiento, despegando de SPJC a las 10:56 h aprox.

- 3.** De acuerdo con los informes de la tripulación:
 - a.** A las 13:04:45 h, la tripulación de la aeronave fue autorizada por el Controlador de Torre a iniciar el descenso hacia SPQT vía aproximación al ILS RWY06; así mismo, se le proporcionó la información meteorológica que incluía el aviso de CHUBASCOS¹ al norte de la estación.

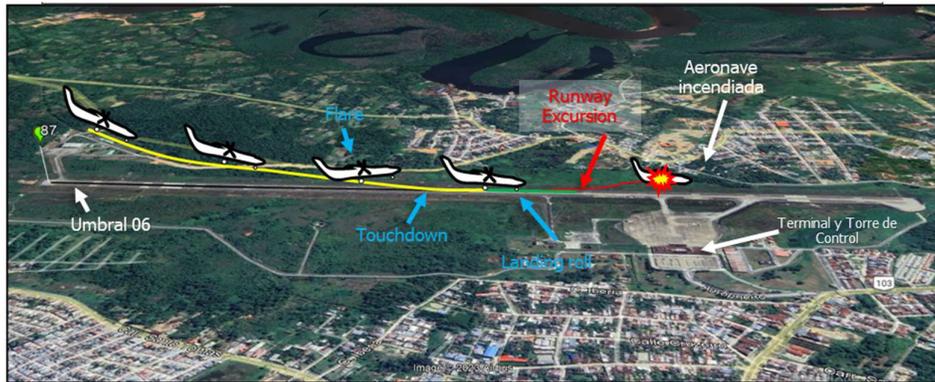
 - b.** Durante el descenso la tripulación encontró condiciones de turbulencia por la presencia de cúmulos, desviándose del rumbo de aproximación planificado hacia la posición PANTA (3,000 pies) sin embargo, llegó a la izquierda y a una altura superior (3,900 - 4,000 pies). Posteriormente, viró por derecha hacia la posición BORAS (2,300 pies) pero llegó a una altura superior (3,600 pies). Para corregir la tripulación realizó un giro de 360° por derecha, finalizándolo a 2,100 pies. En ese momento el Piloto comunicó a su tripulación que tenía dificultades de control por una asimetría en la potencia de los motores, continuando con la aproximación.

 - c.** El Piloto solicitó al técnico de mantenimiento a bordo, que consultara los manuales para identificar la causa de la asimetría en la potencia de los motores, mientras se continuaba con la aproximación. Encontrándose a 02 MN de la RWY06, la tripulación configuró la aeronave para el aterrizaje.

 - d.** Luego del contacto (touchdown), el Piloto bajó la nariz de la aeronave y colocó las Palancas de Mando de Gases (PMG) en el régimen de Mínimo en Tierra, ordenando al Copiloto que proceda a desconectar los Topes de Hélice; en ese momento, la aeronave realizó un incontrolable viraje hacia el lado izquierdo de su trayectoria, resultando en una Runway Excursion (RE) (13:21 h aprox.)

¹ Precipitación que se caracteriza por ser de corta duración, pero de alta intensidad. Suele ir acompañado de fuertes ráfagas de viento y, en ocasiones, hasta de actividad eléctrica (rayos y truenos).

- e. Durante la RE, la aeronave recorrió una distancia de 325 m aprox. por la franja y terreno irregular. Al pasar por el canal de drenaje de la RWY06, se desprende el tren de aterrizaje principal, el motor N°2 y gran parte del ala derecha, provocando un derrame de combustible y un incendio en la zona de empotramiento del ala.
 - f. El SEI del aeropuerto de Iquitos intervino inmediatamente con sus tres unidades de contraincendio, posteriormente ingresó personal de bomberos de las compañías B-41, B-92, B-93 y B-94 para ayudar a controlar por completo la emergencia, enfriando las áreas, culminándose con esta acción a las 14:10 h.
4. Diagrama que muestra el aterrizaje y trayectoria de la aeronave hasta su salida de la pista (Runway Excursion - RE).



1.2 LESIONES A PERSONAS

LESIONES	TRIPULACIÓN	PASAJERO	TOTAL
MORTALES	----	----	----
GRAVES	01	01	02
MENORES	02	----	02
NINGUNA	----	----	----
TOTAL	03	01	04

1.3 DAÑOS A LA AERONAVE

Se considera a la aeronave AN-32A OB-2120-P con "Daño Total", debido a que elementos principales de su estructura han sido dañados sustancialmente hasta el punto de que no es practicable devolverle la condición de aeronavegabilidad.



Fotografía que muestra la posición final de la aeronave después del accidente

Descripción de los principales daños:

1. Gran parte del Ala Derecha y Tren Principal Derecho separados desde la zona de unión con el Motor N°2; estos daños son consistentes con el fuerte impacto que sufrió el tren al caer en el canal de drenaje y con el golpe y arrastre del Motor N°2 y Hélice contra el terreno, que generó una alta energía en el plano del ala separándola y ocasionado fuego por la ignición del combustible derramado por la manguera de suministro de combustible al motor:



Fotografía que muestra parte del Ala, el soporte del Motor N°2 y el Tren Principal Derecho de la aeronave.



Fotografía que muestra el corte diagonal causado en el fuselaje por la hélice del Motor N°2 al desprenderse el ala.



Fotografía que muestra parte del Ala derecha de la aeronave

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

2. Motor N°2 y Hélice respectiva, separados del ala después del golpe en el canal de drenaje:



Fotografía que muestra los restos del motor N°2 lado derecho de la aeronave.



Fotografía que muestra las palas de la hélice del motor N°2 lado derecho de la aeronave.

3. Ala Izquierda, Tren Principal Izquierdo y Motor N°1, permanecieron en su posición en la aeronave. El impacto constante con el terreno durante su desplazamiento generó deformaciones a lo largo del ala y dobladura de su extremo; el quiebre y dobladura del tren principal izquierdo; y la rotura y desprendimiento del motor en la unión con la tobera de escape que también generó un foco de fuego:



Fotografía que muestra parte del ala, motor N°1 y tren de izquierdo de la aeronave.



Fotografía que muestra parte del ala izquierda de la aeronave, su deformación y dobladura en el extremo de esta



Fotografía que muestra la rotura y desprendimiento del motor N°1 en la unión con la tobera de escape

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

4. Planos de cola horizontal y vertical, en el cual no se observan daños significativos. El desplazamiento del timón de dirección hacia el lado derecho del plano vertical, demuestra que la tripulación intento mediante presión de los pedales, contrarrestar el giro hacia la izquierda de la aeronave:



Fotografías que muestran los Planos de cola horizontal y vertical

5. Fuselaje posterior lado izquierdo y derecho dañados sustancialmente por el impacto:



Fotografía que muestra la parte posterior del fuselaje lado derecho de la aeronave corrugado y la rotura del ala derecha



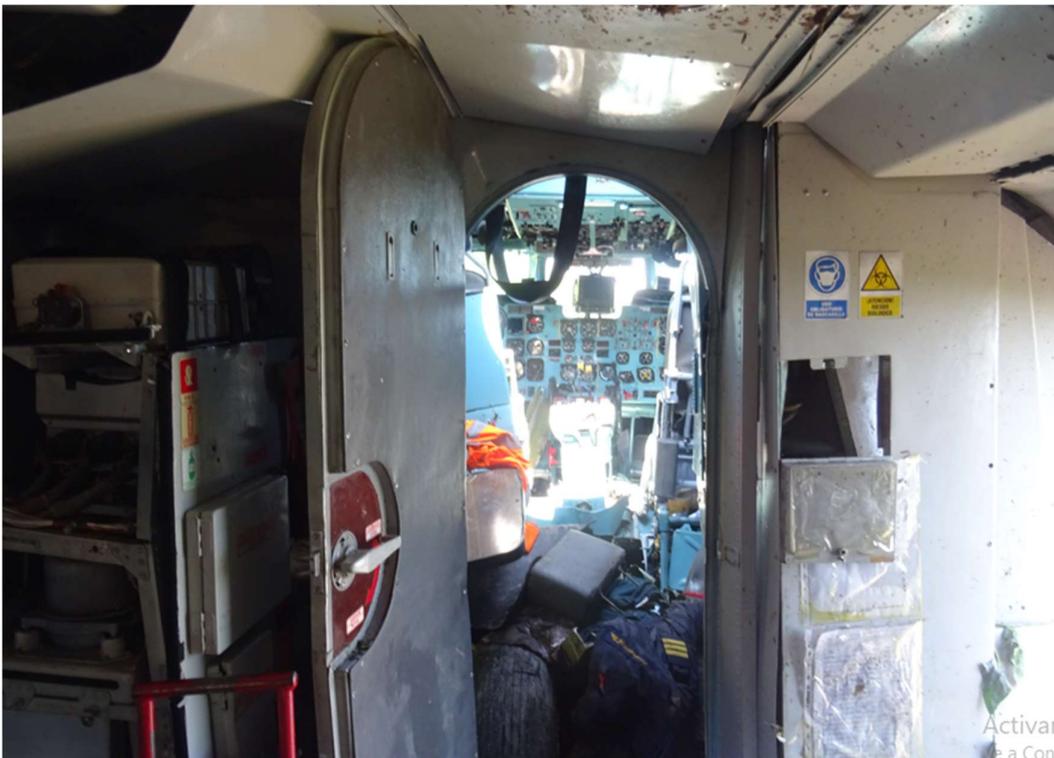
Fotografía que muestra la parte posterior del fuselaje lado izquierdo de la aeronave. Al fondo se observa el tren y parte del ala derecha

6. Cockpit parte externa, dañada sustancialmente por impacto y golpes contra el terreno y vegetación:



Fotografía de la izquierda que muestra la ventana frontal por donde salió el Copiloto y la fotografía de la derecha que muestra la salida de emergencia superior por donde los Bomberos del SEI evacuaron al piloto y pasajero heridos.

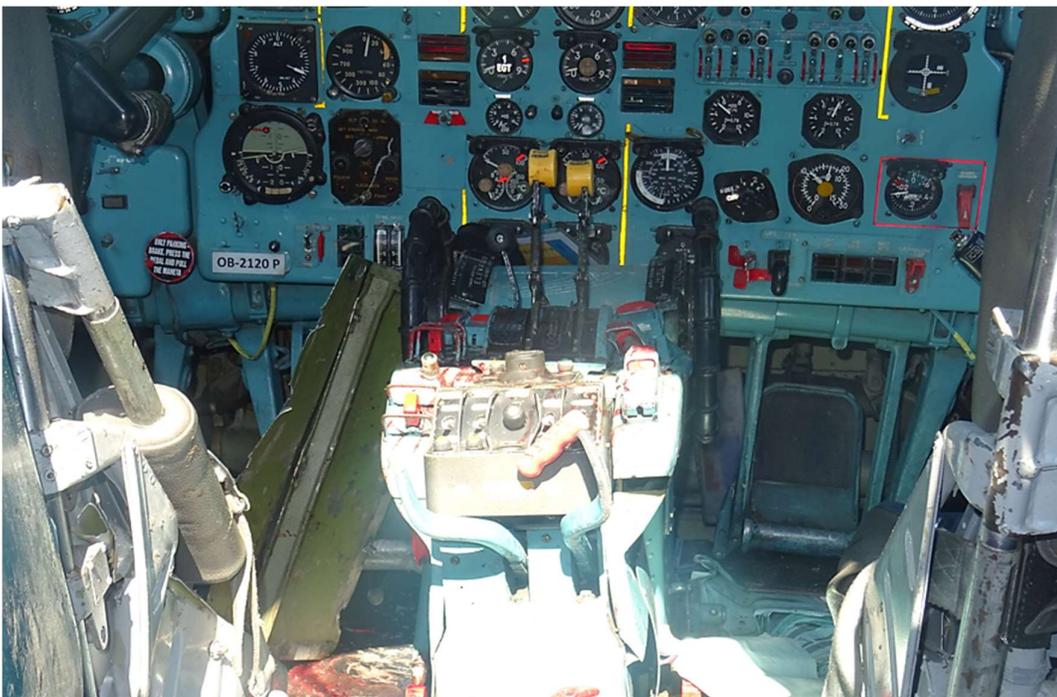
7. Cockpit de la Tripulación parte interna:



Fotografía que muestra la puerta de ingreso al Cockpit



Fotografía que muestra la zona destinada al Navegante



Fotografía que muestra la consola central de los instrumentos, ruedas de compensación y manetas de control y aceleración de motor



Fotografía que muestra la consola de controles de motor y la posición de las Palancas de Mando de Gases (PMG)

8. Cabina de Carga, dañada por impacto:



Fotografía que muestra la parte anterior de la cabina de carga y los daños ocasionados por la hélice del motor N°2 al desprenderse del ala.



Fotografía que muestra la parte posterior de la cabina de carga

La descripción detallada de componentes y/o sistemas de la aeronave relevantes para la investigación del accidente, es presentada en el acápite 1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO del presente Informe Final.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

1.4 OTROS DAÑOS

Producto del desplazamiento de la aeronave por la franja y terreno irregular adyacente a la RWY06, se presentaron daños al ecosistema sobre todo en la zona donde se detuvo la aeronave y se aplicó espuma y agua para sofocar los focos del incendio.



1.5 INFORMACIÓN SOBRE EL PERSONAL

De acuerdo a lo establecido en el Anexo 13 Duodécima edición de julio 2022, Capítulo 5.12.3 de la OACI y en el Anexo Técnico de la CIAA, "La autoridad encargada de la investigación de un accidente no revelará al público los nombres de las personas relacionadas con el accidente o incidente".

1.5.1 PILOTO

Nacionalidad	Peruano
Edad	59 años
EXPERIENCIA PROFESIONAL	
Licencia DGAC Perú	Piloto TLA, emitida el 01-07-92 Piloto Instructor desde el 20-08-19
Habilitaciones	Piloto AN-24/-26/-32 y CESSNA 310
Apto Médico	Vigente hasta el 31-01-21
HORAS DE VUELO	
Total General	5,681:48 h
Piloto al Mando	4,530:29 h
Piloto al mando en AN-32	1,127:00 h
Copiloto en AN-32	435:00 h
Últimos 90 días	118:03 h
Últimos 30 días	48:08 h
Últimos 07 días	31:04 h
Últimos 24 h	02:25 h (vuelo del accidente)

INSTRUCCIÓN/CALIFICACIÓN/EVALUACIÓN
De acuerdo a la información de la Oficina de Coordinación Técnica de Licencias de la DGAC y la presentada por el explotador, se evidencia que el Piloto tenía los cursos necesarios vigentes, tanto teóricos y prácticos en vuelo, estando debidamente calificado y chequeado para desempeñarse como Piloto en la aeronave AN-32.
ASPECTO MÉDICO
No presentaba disminución de su capacidad psicofísica, había cumplido sin observaciones su examen de apto médico, vigente hasta el 31-01-21. El examen médico realizado pos-accidente, no indicó la preexistencia de alguna anomalía médica que hubiera afectado su desempeño durante el suceso aéreo.
ASPECTO LABORAL
El Piloto a la fecha del accidente mantenía un vínculo laboral con el explotador desde el mes de febrero del año 2019, desempeñándose como Piloto de aeronaves AN-32; anteriormente, se había desempeñado como Instructor en Escuelas de Aviación y Piloto de empresa de carga y de trabajos aéreos, no habiéndose reportado ninguna novedad en lo personal, familiar y económico, manteniendo un buen desempeño laboral y operacional.

1.5.2 COPILOTO

Nacionalidad	Peruano
Edad	27 años
EXPERIENCIA PROFESIONAL	
Licencia DGAC Perú	Piloto Comercial, emitida el 18-10-12
Habilitaciones	Copiloto AN-32
Apto Médico	Vigente hasta el 31-07-21
HORAS DE VUELO	
Total General	1,366:00 h
Piloto al Mando	470:19 h
Copiloto en AN-32	100:16 h
Últimos 90 días	94:52 h
Últimos 30 días	42:18 h
Últimos 07 días	33:18 h
Últimos 24 h	02:25 h
INSTRUCCIÓN/CALIFICACIÓN/EVALUACIÓN	
De acuerdo a la información de la Oficina de Coordinación Técnica de Licencias de la DGAC y la presentada por el explotador, se evidencia que el Copiloto tenía los cursos necesarios vigentes, tanto teóricos y prácticos en vuelo, estando debidamente calificado y chequeado para desempeñarse como Piloto en la aeronave AN-32.	
ASPECTO MÉDICO	
No presentaba disminución de su capacidad psicofísica, había cumplido sin observaciones su examen de apto médico, vigente hasta el 31-07-21. El examen médico realizado pos-accidente, no indicó la preexistencia de alguna anomalía médica, que hubiera afectado su desempeño durante el suceso aéreo.	

ASPECTO LABORAL	
El Copiloto a la fecha del accidente mantenía un vínculo laboral con la empresa desde el mes de noviembre del 2019, anteriormente se había desempeñado como Piloto/Copiloto en aeronaves CESSNA C-150/C-152/-172/-205/-207 y PA-28 en escuelas de aviación y trabajos aéreos especiales - turismo, no habiéndose reportado ninguna novedad en lo personal, familiar y económico, manteniendo un buen desempeño laboral y operacional.	

1.5.3 NAVEGANTE

Nacionalidad	Peruano
Edad	56 años
EXPERIENCIA PROFESIONAL	
Licencia DGAC Perú	Navegante, emitida en junio 2019
Habilitaciones	Navegante AN-32
Apto Médico	Vigente hasta junio 2020, ampliado por DGAC hasta diciembre 2020
HORAS DE VUELO	
Total General	955:46 h
Navegante en AN-32	955:46 h
Últimos 90 días	64:25 h
Últimos 30 días	33:45 h
Últimos 7 días	18:25 h
Últimas 24 h	02:25 h
INSTRUCCIÓN/CALIFICACIÓN/EVALUACIÓN	
De acuerdo a la información de la Oficina de Coordinación Técnica de Licencias de la DGAC y la presentada por el explotador, se evidencia que el Navegante tenía los cursos necesarios vigentes, tanto teóricos y prácticos en vuelo, estando debidamente calificado y chequeado para desempeñarse como Navegante en la aeronave AN-32.	
ASPECTO MÉDICO	
No presentaba disminución de su capacidad psicofísica, había cumplido sin observaciones su examen de apto médico, vigente hasta diciembre del 2020.	
El examen médico realizado pos-accidente, no indicó la preexistencia de alguna anomalía médica, que hubiera afectado su desempeño durante el suceso aéreo.	
ASPECTO LABORAL	
El Navegante a la fecha del accidente mantenía un vínculo laboral con el explotador desde el mes de noviembre del 2019.	

1.5.4 TÉCNICO DE MANTENIMIENTO DE AERONAVES

Especializado en motores Turbohélice AI-20D serie 5 de aeronaves ANTONOV. Considerado como pasajero, sin responsabilidad de tripulación.
--

1.6 INFORMACIÓN SOBRE LA AERONAVE**1.6.1 AERONAVE**

FABRICANTE	ANTONOV
TIPO	AN-32
MODELO	AN-32A
NÚMERO DE SERIE	18-05
MATRÍCULA	OB-2120-P
AÑO DE FABRICACIÓN	1988
CERTIFICADO DE MATRÍCULA PROVISIONAL	Nº 001307-2020 hasta el 27-07-21
CERTIFICADO TIPO	Nº. TL0006 del 09-09-11
CERTIFICADO de AERONAVEGABILIDAD	Nº N20-008 vigente hasta 26-01-22
HORAS TOTALES DE OPERACIÓN	9,830:16 h
HORAS LÍMITE DE VIDA ASIGNADAS	20,000 h
HORAS OH ASIGNADAS	10,500 h (*)
CICLOS TOTALES DE OPERACIÓN	10,893 Cy
CICLOS LÍMITES de VIDA ASIGNADOS	15,000 Cy
CICLOS PARA OH ASIGNADOS	11,700 Cy (*)
LÍMITE DE VIDA CALENDARIO ASIGNADO	30-10-20 (*)
LÍMITE CALENDARIO PARA OH ASIGNADO	30-10-20 (*)
OH ANTERIOR	Ninguno

(*) Resolución ANTONOV Nº 32-19-043 del 10-04-19: Extensión de horas.

PRE-VUELO del día 14-10-20

Efectuado de acuerdo con el Programa de Mantenimiento de la Flota AN-32 según O.T. Nº 593/ACS-2120-420.
Aeronave liberada con RTV Nº 011792, quedando en condición aeronavegable para los vuelos del día 14-10-20.

ÚLTIMO SERVICIO OPERATIVO

OH ANTERIOR	Ninguno
TIPO	Servicio B + 100 h + 150 Cy
FECHA	12-10-20
HORAS	9,827:51 h; a la fecha del accidente voló 2:25 h
CICLOS	10,892 Cy; a la fecha del accidente voló 1 Cy.
TALLER	OMA Nº 073

ULTIMA SERVICIO PERIÓDICO

TIPO	1,800 h
FECHA	29-03-19
HORAS	8,973:34 h
CICLOS	10,143 Cy
TALLER	OMAE Nº 010

1.6.1.1 MOTOR N°1

Fabricante	MOTORSICH
Modelo	Turbohélice AI-20Д serie 5
Número de Serie (N/S)	N29315D020
Fecha de Fabricación	19-03-93
Tipo de Motor	Turbohélice
Horas Totales de Operación	4,530:11 h
Horas Límite de Vida Asignadas	6,000 h
Horas OH Asignadas	3,630:00 h (*)
Ciclos Totales de Operación	no aplicable
Ciclos Límites de Vida Asignados	no aplicable
Ciclos para OH Asignados	no aplicable
Límite Calendario para OH Asignado	28-01-21 (*)
OH realizado anteriormente	01-06-06
Fecha de instalación	30-03-19 / 18.5 meses aprox. a la fecha del accidente
Horas desde que se instaló	889:07 h

(*) IVCHENKO PROGRESS - Acta N° 314/OSSD-19 del 24-12-19: Extensión de horas.

1.6.1.2 HÉLICE del MOTOR N°1

Fabricante	GIDROAGREGAT
Modelo	AB-68ДМ
Número de Serie (N/S)	821102420181
Fecha de Fabricación	26-05-02
Tipo de Modelo	Turbohélice
Horas Totales de Operación	3,989:07 h
Horas Límite de Vida Asignadas	4,000:00 h (*)
Horas OH Asignadas	2,750:00 h (*)
Ciclos Totales de Operación	no aplicable
Ciclos Límites de Vida Asignados	no aplicable
Ciclos para OH Asignados	no aplicable
Límite Calendario para OH Asignado	24-10-20 (*)
OH realizado anteriormente	24-09-13 (*)
Fecha de instalación	26-02-20

1.6.1.3 MOTOR N°2

Fabricante	MOTORSICH
Modelo	Turbohélice AI-20Д serie 5
Número de Serie (N/S)	N29215D001
Fecha de Fabricación	12-02-92
Tipo de Motor	Turbohélice
Horas Totales de Operación	2,307:12 h
Horas Límite de Vida Asignadas	6,000 h
Horas OH Asignadas	1,601:00 h (*)
Ciclos Totales de Operación	no aplicable
Ciclos Límites de Vida Asignados	no aplicable

Ciclos para OH Asignados	no aplicable
Límite Calendario para OH Asignado	30-10-20 (*)
OH realizado anteriormente	17-11-09 (*)
Fecha de instalación	10-02-18 / 32.1 meses aprox. a la fecha del accidente
Horas desde que se instaló	1,501:57 h

(*) IVCHENKO PROGRESS - Acta N° 283/OSSD-19 del 26-11-19: Extensión de horas.

1.6.1.4 HÉLICE del MOTOR N°2

Fabricante	GIDROAGREGAT
Modelo	AB-68DM
Número de Serie (N/S)	821114460020
Fecha de Fabricación	20-11-04
Tipo de Modelo	Turbohélice
Horas Totales de Operación	4,546:06 h
Horas Límite de Vida Asignadas	4,570:00 h (*)
Horas OH Asignadas	2,586:06 h (*)
Ciclos Totales de Operación	no aplicable
Ciclos Límites de Vida Asignados	no aplicable
Ciclos para OH Asignados	no aplicable
Límite Calendario para OH Asignado	29-10-20 (*)
OH realizado anteriormente	29-10-13
Fecha de instalación	07-09-20

(*) AVIAMIR - RESOLUCIÓN AV68I.VR. K.291-09.20AM: Recursos ampliados

1.6.1.5 TREN DE NARIZ

Fabricante	ANTONOV
Modelo	32.01.4201.200.000
Número de Serie (N/S)	78920026
Fecha de Fabricación	01-09-92
Horas Totales Límite Asignadas	no aplicable
Horas para OH Asignadas	no aplicable
Ciclos Totales de Operación	2,396 Cy
Ciclos Límites de Vida Asignados	8,000 Cy
Ciclos para OH Asignados	3,000 Cy
Límite Calendario para OH Asignado	no aplicable
OH realizado anteriormente	02-04-14
Fecha de instalación	28-02-20

1.6.1.6 TREN PRINCIPAL IZQUIERDO (MLG LH)

Fabricante	ANTONOV
Modelo	32.01.4101.000.002
Número de Serie (N/S)	78940125
Fecha de Fabricación	16-09-94
Horas Totales Límite Asignadas	no aplicable
Horas para OH Asignadas	no aplicable

Ciclos Totales de Operación	6,212 Cy
Ciclos Límites de Vida Asignados	8,000 Cy
Ciclos para OH Asignados	4,338 Cy
Límite Calendario para OH Asignado	no aplicable
OH realizado anteriormente	10-10-12
Fecha de instalación	15-07-09

1.6.1.7 TREN PRINCIPAL DERECHO (MLG RH)

Fabricante	ANTONOV
Modelo	32.01.4101.000.001
Número de Serie (N/S)	78940024
Fecha de Fabricación	20-05-94
Horas Totales Límite Asignadas	no aplicable
Horas para OH Asignadas	no aplicable
Ciclos Totales de Operación	6,212 Cy
Ciclos Límites de Vida Asignados	8,000 Cy
Ciclos para OH Asignados	4,338 Cy
Límite Calendario para OH Asignado	no aplicable
OH realizado anteriormente	10-10-12
Fecha de instalación	12-07-09

1.6.2 PESO Y BALANCE DE LA AERONAVE

Manifiesto de Peso y Balance del día del accidente	
Peso Máximo de Taxeo	28,750 Kg (según Tabla)
Peso de Taxeo en SPJC	28,173 kg <ul style="list-style-type: none"> ▪ 4,700 Kg (Combustible) + ▪ 5,997 Kg (Carga) + ▪ 17,476 Kg (Peso Básico Operacional)
MTOW de aeronave	28,500 Kg (según Tabla)
Peso de despegue de SPJC	28,023 kg
Posición del C.G. % C.M.A.	21.9% (dentro de la envolvente)

1.6.3 MANTENIMIENTO DE LA AERONAVE

El mantenimiento de la aeronave AN-32A OB-2120-P era realizado por la OMA N° 073, de acuerdo con el Programa de Mantenimiento Revisión 4 para la flota Antonov. Este programa se fundamenta en el Reglamento de Servicios Técnicos AN-32 (modificación 092RO), el Manual de Mantenimiento - Explotación de AN-32A/AN-32B/AN-32B100 (Revisión 05) y el Manual de Mantenimiento del Motor Turbohélice AI-20D (AI-20D) (Revisión 05).

1.6.4 PROGRAMA DE MANTENIMIENTO APROBADO (PMA)

El PMA Revisión 04 de la Flota Antonov del explotador describe los siguientes servicios:

- Servicios Operativos: Pos-flight, Departure Check, Pre-flight de tripulación, Inspección y Mantenimiento A1, A2 y B, entre otros.
- Servicios Periódicos: 300 h, 900 h, 1,800 h,
- Otros: Preservación, Servicios Especiales, etc.

1.6.4.1 SERVICIO OPERATIVO – DEPARTURE CHECK Y EL PRE-FLIGHT INSPECTION DEL DÍA DEL ACCIDENTE

El DEPARTURE CHECK realizado por el Técnico de Mantenimiento de Aeronave y el PRE-FLIGHT INSPECTION realizado por la Tripulación se realizaron con resultados satisfactorios, sin hallazgos o reportes de falla o mal funcionamiento de motores o sistemas, como se constató en el Registro Técnico de Vuelo (RTV) N° 001792 del 14/10/2020, debidamente aprobado y firmado por la tripulación a cargo del vuelo.

1.6.4.2 SERVICIO OPERATIVO – INSPECCIÓN Y MANTENIMIENTO B

Con O.T. N° 0600/ACS-2120-422 del 10 al 12 de octubre 2020, la OMA N°073 realizó el servicio B (50 h) de acuerdo al PMA de la flota ANTONOV; no revelando la inspección hallazgos importantes para la investigación:

- Las tareas de inspección relacionadas a los motores (3.071 PLANTA MOTRIZ), fueron efectuadas cumpliendo las siguientes instrucciones:

	3.071. PLANTA MOTRIZ	607.00.00	
3.071.01	Chequee los rotores de los motores por fácil rotación. Inspeccione los carenados y lados de las hélices.	601, ítems 2-4/ 071.00.00	
3.071.02	Cerciórese que no haya juegos en el montaje de los carenados de las hélices.	601, ítem 5/ 054.01.00	
3.071.03	Inspeccione los motores y accesorios, mangueras y líneas de todos los sistemas dispuestos en el motor y en las nacelas.	602/071.00.00	
3.071.04	Drene el combustible del tanque de drenaje	301/071.70.00	
3.071.05	Chequee las alteraciones de los valores actuales de las vibraciones anormales del motor.	6.3.03/ MM AI-20D	
3.071.06	Inspeccione la de entrada de los motores IGV y alabes rotores de la primera etapa del compresor.	6.3.04/ MM AI-20D	
3.071.07	Drene el aceite de la carcasa del corrector térmico del KTA	6.3.06/ MM AI-20D	

NUMERAL	NOMBRE DEL TRABAJO	CARTA TECNOLÓGICA	TÉCNICO	INSPECTOR
3.071.08	Inspeccione y lave los filtros de aceite del reductor y del cárter frontal.	6.3.07/ MM AI-20D		
3.071.09	Inspeccione las válvulas de sangría de aire del compresor, calentamiento del IGV y pruebe su operación.	6.3.08/ MM AI-20D		
3.071.10	Inspeccione los alabes de la tercera etapa de turbina y la tobera por condición.	603/071.00.00		
3.071.11	Revise el Torque de las tuercas que unen los amortiguadores a los montantes del motor. Nota: Realizarlo en la primera check B, después de haber reemplazado los amortiguadores del motor y después de la reparación del avión.	604/071.20.00		
3.071.12	Encienda los motores, pruebe los sistemas de combustible y de aceite por escapes.	501/071.00.00 601 ítem 1/ 071.00.00		
	3.076. SISTEMAS DE CONTROL DE LOS MOTORES			
3.076.01	Chequee las palancas de control de aceleración por fácil recorrido y aseguramiento.	601 ítems 2,3,4/ 076.12.00		
3.076.02	Inspeccione en los motores y en las nacelas: > Válvulas solenoide: De detención de los motores, de quitar topes, de sacar hélices de perfilamiento, prueba de Embanderamiento por empuje negativo. Indicadores y transmisores de presión del sistema de perfilamiento.(Lo cumple el especialista de aviónica)	602, ítem 9/ 071.00.00 6.3.05, ítem 4/ MANUAL DE MANTENIMIENTO AI-20D		

2. Las tareas de inspección relacionadas al aceite (3.079 SISTEMA DE ACEITE), fueron efectuadas cumpliendo las siguientes instrucciones:

3.079. SISTEMA DE ACEITE		
3.079.01	Chequee la cantidad de aceite en los tanques de aceite con los motores con la regla	601/012.11.02
NUMERAL	NOMBRE DEL TRABAJO	CARTA TECNOLÓGICA
3.079.02	Revise en los motores y en las nacelas: Motores eléctricos de las bombas de perfilamiento. Reguladores térmicos, bloques de mando y electro mecanismos MVR -2V del sistema de regulación automática de temperatura de aceite ARTM-64 Señalizadores y sensores de presión, temperatura, medidores de aceite.	601. items 3,12,15/ 079.00.00
3.079.03	Chequee el funcionamiento de la compuerta del radiador de aceite.	501/079.41.00
3.079.04	Chequee el funcionamiento del medidor de aceite.(realizado por el especialista de aviónica)	501/079.30.00

3. De acuerdo con el Registro de Parámetros indicados en el Formato de "ARRANQUE Y PRUEBAS EN TIERRA", los parámetros de los dos motores fueron satisfactorios, como se indican a continuación:

RÉGIMEN	MOTOR	UPRT	RPM (%)	T° EGT (°C)	P Torque (Kgf/cm ²)	P Comb. (Kgf/cm ²)	P Aceite (Kgf/cm ²)	T° Aceite (°C)	Consumo Comb. (Kg/h)	Gravedades Vibración
12. Decolaje	LH	100±4	95.5	480	70	72	5.1	80	1140	0.5
	RH		95.5	490	71	72	5.1	80	1150	1.0
13. Máximo	LH	90±2	95.5	440	61	60	5.1	75	1060	0.5
	RH		95.5	440	62	62	5.1	75	1070	1.0
14. Nominal	LH	79±2	95.5	420	51	50	5	70	960	0.5
	RH		95.5	420	52	50	5	70	950	1.0
15. Crucero	LH	70	95.5	480	41	47	5	70	850	0.2
	RH		95.5	490	42	48	5	70	860	0.2
16. Mínimas	LH	23	95.5	290	7	19	5	70	490	0.2
	RH		95.5	290	7	20	5	70	490	0.2
17. Gas min. En Tierra	LH	0	81.5	300	5	13	5	70	380	—
	RH		81.5	300	4	12	5	70	380	—
18. Presión Aire Exterior		760 mmHg								
19 T° Aire Exterior		18°C								

1.6.5 REGISTROS TÉCNICOS DE VUELO (RTV)

Dentro de los Registros Técnicos de Vuelo (RTV) de los últimos 100 días de operación (desde el 02-07-20), no se observaron discrepancias relacionadas con diferencial de torque, baja potencia, sobre potencia de motores o asimetría de potencia; tampoco se observaron reportes de problemas de frenado durante los aterrizajes.

1.6.6 ÍTEMS DE MANTENIMIENTO DIFERIDO

De acuerdo al diseñador/fabricante ANTONOV, los modelos AN-32A/-32B no contemplan un listado de equipo mínimo para operar. El diseñador establece algunas consideraciones en el Manual de Vuelo de la aeronave solo para el retorno a base.

1.6.7 DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD (AD)

El explotador cuenta con el Registro de Cumplimiento de las AD, no habiendo pendientes:

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----



AIRCRAFT MOD: AN-32A
 REGISTER N°: OB2120P
 SERIAL N°: 1805

**REGISTRO DE CUMPLIMIENTO DE DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD
 ANTONOV AN-32 A OB2120P S/N 1805**

FORMATO AP-GM-003

	TSN	CSN	TSO	CSO
TOTAL HRS/CYC AVION:	9830:16	9395	---	
TOTAL HRS/CYC MOTOR:1	4530:11		3519:03	
TOTAL HRS/CYC MOTOR:2	2307:12		1598:20	
TOTAL HRS HELICE:1	3989:07		2694:02	
TOTAL HRS HELICE:2	4546:06		2586:06	
FECHA REPORTE	16-Oct-20			

ITEM	N° DE DIRECTIVA	DESCRIPCIÓN	TIPO	FECHA INICIO	FECHA FINAL	HRS DE AVION	CICLOS	N° DE ORDEN DE TRABAJO	PAG.LOG BOOK	TEC.	INSPECTOR	REP	STATUS	OBSERVACIONES
1	AD DLP-00101-98	Modificación del telemetro SD-67 (SD-67M), SD-75	AERONAVE	----	----	N/A	N/A	----	----	----	----	NO	CERRADO	Aplica a todas las aeronaves con Registro Ucraniano equipadas con DME SD-67 (SD-67M) SD-75
2	AD DLP-0052-97	Modificar los aviones AN-32B de aviación civil para que correspondan a su diseño tipo SEGÚN Boletín 440 BU-G	AERONAVE	----	----	N/A	N/A	----	----	----	----	NO	CERRADO	APLICABLE SOLO PARA MODELOS AN-32B
3	AD DLP-0127-99	Cumplir la inspección de los estados de los pasadores n°24-4101-123,24-4101-112A y el punto de acoplamiento del cilindro retractor del tren	AERONAVE	28-Jan-16	28-Jan-16	7259:06	8719	O.T.N° 0420 ACSO-2120-13	---	H.TAMARA LIC 6352	C.FALCON LIC. 3493	NO	CERRADO	AERCARIBE SERVICE SAC- PERU
4	AD DLP-0139-99	Revisión estado guayas control compuertas tren principal	AERONAVE	14-Oct-01	14-Oct-01	3002:32	3589	OCT 14 09	225	1766	1388	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
5	AD DLP-0147-00	Revisión del Rodillo 24-4101-173 del mecanismo de control de las compuertas del tren de aterrizaje Principal	AERONAVE	14-Jan-08	14-Jan-08	5949:52	7461	OT 170108-01	232	TLA 1005	1427	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
6	AD DLP-0184-01	Inspección de los Slats de los aviones AN-32	AERONAVE	27-Dec-01	27-Dec-01	3073:48	3665	DIC 27/-02	----	AIT 1388	AIT 1388	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
7	AD DLP-0187-01	Inspección de los mecanismos de bloqueo o seguro del tren principal desplegada	AERONAVE	14-Jan-01	14-Jan-01	3002:32	3584	OCT-14-10	----	AIT 19-66	AIT 1388	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
8	AD DLP-0188-01	Inspección al dispositivo de centrado de soporte del tren de nariz	AERONAVE	14-Oct-01	14-Oct-01	3002:32	3589	OCT 1A-08	227	TLA 1766	AIT 1388	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA



AIRCRAFT
MOD: AN-32A
REGISTER N°: OB2120P
SERIAL N°: 1805

**REGISTRO DE CUMPLIMIENTO DE DIRECTIVAS DE AERONAVEGABILIDAD
ANTONOV AN-32 A OB2120P S/N 1805**

FORMATO AP-GM-003

	TSN	CSN	TSO	CSO
TOTAL HRS/CYC AVION:	9830:16	9395	—	
TOTAL HRS/CYC MOTOR:1	4530:11		3519:03	
TOTAL HRS/CYC MOTOR:2	2307:12		1598:20	
TOTAL HRS HELICE:1	3989:07		2694:02	
TOTAL HRS HELICE:2	4546:06		2586:06	
FECHA REPORTE	16-Oct-20			

ITEM	N° DE DIRECTIVA	DESCRIPCIÓN	TIPO	FECHA INICIO	FECHA FINAL	HRS DE AVION	CICLOS	N° DE ORDEN DE TRABAJO	PAG.LOG BOOK	TEC.	INSPECTOR	REP	STATUS	OBSERVACIONES
9	AD DLP-0189-01	Inspeccion Perno 24-4201-243, elemento de conexión 24-4201-223 con el cilindro amortiguador 24-4201-100	AERONAVE	14-Oct-01	14-Oct-01	3002:32	3589	OCT 14-08	227	TLA 1766	AIT 1388	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
10	AD DLP-0213-01	Realización de Inspección con partículas Magnéticas a la barra actuadora 32.01.4201.240.000 y al buje 32.01.4201.241.000 del perno 32.01.4201.240.000 para la verificación sobre la ausencia de grietas, fisuras u otros defectos.	AERONAVE	28-Feb-02	28-Feb-02	3105:28	3704	28-02-02/01	229	COMPAÑIA REANDINA	AIT 1417	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
11	AD DLP-0223-02	Inspeccion Unica del Sistema Hidraulico y del seguro del tren de nariz en posición desplegada	AERONAVE	10-Apr-03	10-Apr-03	3251:35	4244	10/04/03-01	229	TLA 1403	AIT 1402	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
12	AD DLP-0261-03	Inspección para localizar daños en los aisladores de ruido y calor y daños en el aislamiento de los cables eléctricos.	AERONAVE	27-Mar-03	27-Mar-03	3522:00	4251	27/03/03-01	228	AIT 1333	AIT 1492	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
13	AD DLP-0279-03	Revisión de los Cables del mecanismo de mando del Motro AI-20D	AERONAVE	16-Sep-08	16-Sep-08	5949:52	7461	07.160908-01	---	TLA 1005	WILLIAM HERNAO	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
14	AD DLP-0554-07	Inspeccion Unica del Eje de Transmision del Flap del Plano Central del ala	AERONAVE	4-Jan-08	14-Jan-08	5949:52	7461	07.170108-01	---	TLA 1005	AIT 1427	NO	CERRADO	CIA SELVA LTDA
15	AD DLP-0828-11	Inspeccion unica del ajuste de las tuercas de fijacion de todos los fusibles tipo IP.	AERONAVE	10-Oct-12	14-Oct-12	5950:35	7462	AN-12-052-08	222	CESAR AVILA	ALEJANDRO GARZON	NO	CERRADO	AER-CARIBE COLOMBIA

NOTA: Declaro que todas las directivas han sido cumplidas quedando ninguno pendiente

LEYENDA:

TEC: TÉCNICO DEL MANTTO QUE REALIZA EL TRABAJO

REP: REPETITIVAS

PAG. LOG BOOK: PAGINA DE LIBRETA DE AVIÓN


AERCARIBE PERU SAC

1.6.8 PERFORMANCE

La aeronave AN-32A matrícula OB-2120-P, es un producto aeronáutico certificado por la Administración Estatal de Aviación de Ucrania (SAAU). El día del accidente la aeronave fue operada de acuerdo con la documentación operacional especificada en el Certificado Tipo N° TL0006 del 09-09-11 y la Lista de Datos de fecha 14-08-23 edición 12.

1.6.9 COMBUSTIBLE

Para el día del accidente, la aeronave contaba con 4,700 kg de combustible JET A-1 para cubrir la ruta Lima (SPJC) - Iquitos (SPQT) y aeropuertos alternos: Tarapoto (SPST) y Pucallpa (SPCL), de acuerdo con el plan de vuelo presentado.

1.7 INFORMACIÓN METEOROLÓGICA

1. A las 18:00 UTC (13:00 h) del 14 de octubre de 2020, el METAR de SPQT reportaba:

METAR SPQT 141800Z VRB04KT 9999 VCSH BKN020 33/24 Q1009 NOSIG RMK BIRD HAZARD RWY 06/24 PP000

141800Z	Día y Hora	14-10-20 y 18:00 UTC (13:00 h)
VRB04KT	Viento y velocidad	Variable de dirección del viento en superficie, velocidad del viento 4 kt.
9999	Visibilidad predominante	Visibilidad predominante de 10 km o más.
VCSH	Fenómeno meteorológico	Fuertes lluvias en las proximidades del aeródromo.
BKN020	Nubosidad	Nubosidad interrumpida a 2,000 pies
33/24	Temperatura / Punto de Rocío	33° / 24°
Q1009	Configuración del Altímetro	QNH 1009 hPa
NOSIG	Cambios	No se esperan cambios significativos en las condiciones reportadas dentro de las próximas 2 hrs.
RMK BIRD HAZARD RWY 06/24	Observación	Peligro de Aves en la pista de vuelo 06/24
PP000	Lluvias	No Lluvias

2. El Informe Especial (SPECI) de SPQT de las 18:33 UTC (13:33 h) posterior al accidente, indica lo siguiente:

SPECI SPQT 141833Z 34008KT 300V360 8000 2000N TSRA BKN020 FEW025CB 28/22 Q1008

141833Z	Día y Hora	14-10-20 y 18:33 UTC (13:33 h)
34008KT	Viento y velocidad	Dirección del viento en superficie 340 grados, velocidad del viento 8 Nudos.
300V360	Variabilidad de Rumbo del viento	Rango de cambio en la dirección del viento de superficie de 300 a 360 grados.
8000	Visibilidad predominante	Visibilidad predominante de 8,000 m con una visibilidad mínima de 2,000 m en dirección norte.
2000N	Visibilidad Direccional	
TSRA	Fenómeno meteorológico	Tormenta eléctrica con Lluvia
BKN020	Nubosidad	Nubosidad interrumpida a 2,000 pies, algunas nubes cumulonimbos a 2,500 pies.
FEW025CB	Cielo	
28/22	Temperatura / Punto de Rocío	28° / 22°
Q1008	Configuración del Altimetro	QNH 1008 hPa

3. La siguiente fotografía (minutos después del accidente) muestra la intersección con la RWY06 con presencia de agua producto de la lluvia:



1.8 AYUDAS A LA NAVEGACIÓN

De conformidad al AIP-PERÚ de CORPAC, el aeropuerto de Iquitos cuenta con todas las Radio Ayudas para la navegación y aterrizaje, las cuales al momento del accidente se encontraban en buen estado de funcionamiento:

RADIOAYUDAS PARA LA NAVEGACIÓN Y EL ATERRIZAJE		
1	TIPO DE AYUDA / VAR	VOR/DME (VAR 7°W 2020) ←
2	ID	IQT
3	Frecuencia	116.5 MHz CH 112X
4	Horas de funcionamiento	h24
5	Coordenadas del emplazamiento de la antena	03°47'33.0" S - 073°19'04.0" W ←
6	Elevación de la antena transmisora del DME	102 m / 335.4 ft
7	Observaciones	NIL
1	TIPO DE AYUDA / VAR	ILS CAT I RWY 06 LOC (VAR 7°W 2020) ←
2	ID	ISEC
3	Frecuencia	109.7 MHz
4	Horas de funcionamiento	h24
5	Coordenadas del emplazamiento de la antena	03°46'37.18" S - 073°17'49.45" W
6	Elevación de la antena transmisora del DME	NIL
7	Observaciones	NIL
1	TIPO DE AYUDA / VAR	GP / DME (VAR 7°W 2020) ←
2	ID	
3	Frecuencia	333.2 MHz CH 34X
4	Horas de funcionamiento	h24
5	Coordenadas del emplazamiento de la antena	03°47'25.04" S - 073°18'55.48" W
6	Elevación de la antena transmisora del DME	NIL
7	Observaciones	NIL

1.9 COMUNICACIONES

Conforme a los procedimientos establecidos, la tripulación de la aeronave AN-32A OB-2120-P mantuvo comunicación constante con la torre de control de SPQT utilizando la frecuencia de aproximación asignada, 124.1 MHz.

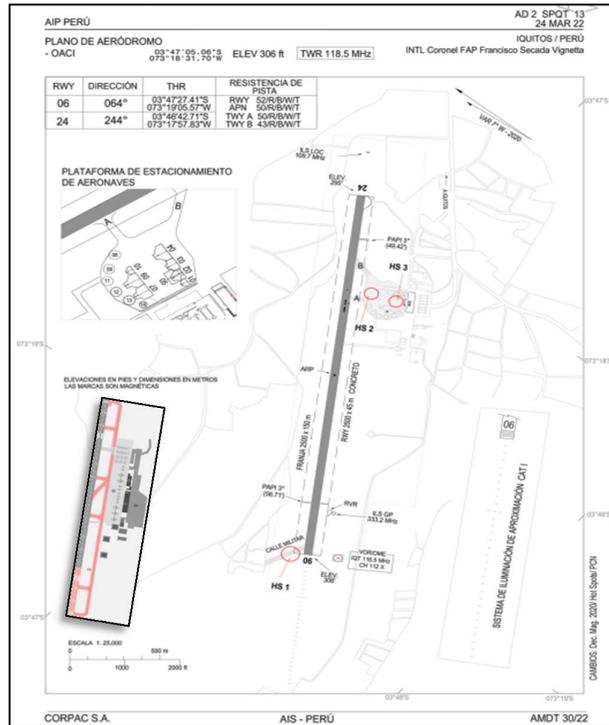
Resumen de las principales comunicaciones:

1. A las 13:04:45 h, el Controlador autorizó a la tripulación a iniciar el descenso hacia Iquitos (SPQT) mediante una aproximación ILS a la pista RWY06, proporcionando información meteorológica que incluía advertencias de chubascos al norte de la estación. La tripulación confirmó las instrucciones operacionales.
2. A las 13:18 h, el Controlador solicitó a la tripulación que le notifique la distancia a la posición PANTA. La tripulación le informó que habían cruzado PANTA y se encontraban próximos a la posición BORA (6 MN y a 2,300 pies de altitud). El Controlador le instruye a la tripulación que estaba autorizado a aterrizar.
3. A las 13:21 h, hora del accidente, el controlador en la frecuencia de aproximación de Lima (128.5 MHz) informó que, tras el contacto (touchdown) con la RWY06, la aeronave se desplazó entre 350 m y 400 m antes de salirse de la pista. Añadió que no se declaró emergencia, no hubo comunicación en los puntos de reporte obligatorios con la torre, y la RWY06 estaba seca.
4. Entre las 13:25 h y 13:34 h, el Controlador comunicó a un representante del Centro de Control de Operaciones del explotador, que la aeronave se encontraba en llamas y que aterrizó a las 13:21 h.

5. A las 13:33 h, el Controlador informa a la estación de Pucallpa que las pistas de SPQT estaban cerradas y que se estaba apagando el incendio.
6. A las 13:42 h, el Controlador comunicó que la aeronave accidentada se encontraba frente a la Torre, en el terreno irregular de la franja del lado izquierdo de la RWY06 y que se estaba controlando el incendio.

1.10 INFORMACIÓN DE AERÓDROMO

El Aeropuerto Internacional Coronel FAP Francisco Secada Vignetta de Iquitos, está ubicado en la latitud 03°47'05.08" S y longitud 073° 18' 31.70" O. Tiene una pista de rumbos magnéticos 064/244 (RWY06/RWY24). El código OACI de este aeropuerto es SPQT y el código IATA es IQT.



CARACTERÍSTICAS FÍSICAS DE LA PISTA			
	1	RWY	
12	2	BRG GEO	057° GEO
		BRG MAG	064° MAG
	3	Dimensiones (m)	2500 X 45
	4	Resistencia (PCN)	PCN 52/R/B/W/T
		SFC	Concreto
	5	Coordenadas THR	03°47'27.41"S - 073°19'05.57"W
	6	Elevación THR y Máxima TDZ de RWY APP	93 m / 306 ft
	7	Pendiente de RWY - SWY	Ver gráfico
	8	Dimensiones SWY (m)	NIL
	9	Dimensiones CWY (m)	NIL
	10	Dimensiones franja (m)	2500 X 150
	11	OFZ	NIL
12	Observaciones	RESA: NIL	

1.11 REGISTRADORES DE VUELO

NOMENCLATURA	FABRICANTE	NUMERO DE PARTE	NUMERO DE SERIE
COMBINED FLIGHT DATA RECORDER	Flight Data Technologies de Ucrania/Canada	CFDR-42	L9202



1. El registrador CFDR-42, fue instalado en la aeronave por la OMA N° 073, con la respectiva emisión del Formato RAP 002 de autorización de la DGAC. La aeronave inició vuelos el día 05-08-20, y realizó 64 Cy y 88:05 h de vuelo hasta el día 14-10-20 (fecha del accidente).
2. El 15-10-20 (día posterior al accidente) se retiró y custodió el Registrador de Datos de Vuelo Combinado CFDR-42, coordinando con la Autoridad de Investigación de Accidentes Aéreos de Ucrania (NBAAI) como estado del fabricante, para que sean los encargados de la descarga y decodificación de todos los datos y parámetros.
3. El día 11-12-20, bajo cadena de custodia de la CIAA, el citado CFDR-42 fue trasladado a Ucrania a las instalaciones de la NBAAI.
4. El 27-01-21, la NBAAI informó vía email, que la lectura de los datos y parámetros del día del accidente no quedaron registrados en el equipo registrador. La traducción no oficial del informe se lee a continuación:
 - a. Se llevó a cabo un examen y análisis externo de la condición técnica del CFDR-42 N/S L9202.
 - b. No tiene daños visibles, los contactos de los conectores están en condición satisfactoria. No existen signos de influencia de temperatura y líquidos agresivos.
 - c. Los circuitos eléctricos y las resistencias internas fueron monitoreados. Nada que comentar.
 - d. El CFDR-42 fue conectado al lector y la información registrada fue leída, encontrándose solo información del resultado de las pruebas durante la instalación del equipo en la aeronave AN-32A.
 - e. Información del vuelo del día del accidente (14-10-20) NO DETECTADO
5. La NBAAI, concluye que debido a la ausencia del registro de vuelo del 14-10-20, no es posible proporcionar una presentación visual de la aproximación de la aeronave a la RWY06 del aeródromo SPQT.

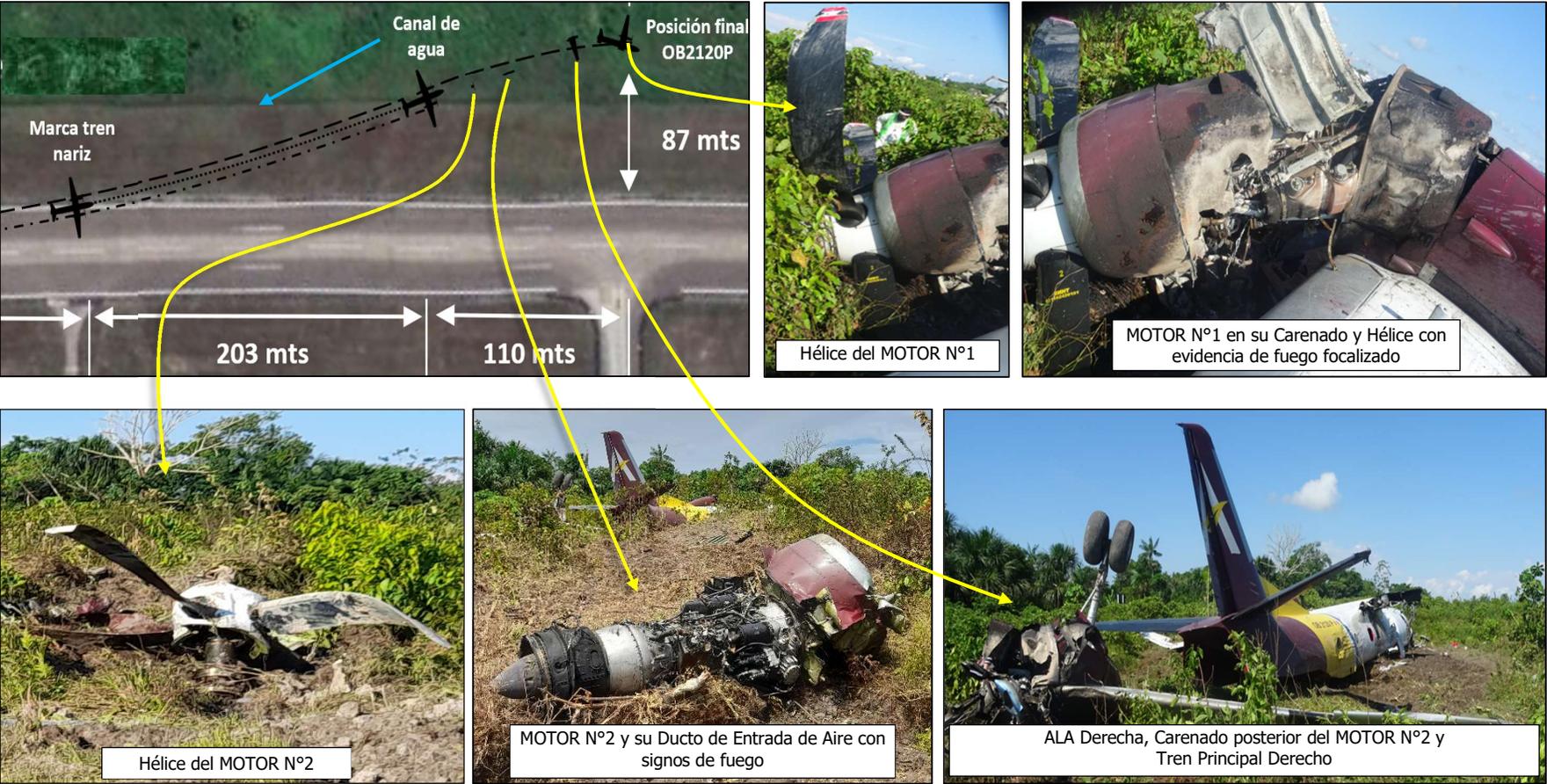
1.12 INFORMACIÓN SOBRE LOS RESTOS DE LA AERONAVE Y EL IMPACTO

Luego del contacto con la RWY06, la aeronave AN-32A OB-2120-P se desplazó entre 350 a 400 m y se desvió bruscamente por la izquierda de su trayectoria (Runway Excursion – RE). Durante su trayectoria fueron desprendiéndose la hélice y el motor N°2 con su carenado, gran parte del ala y el tren principal derecho. Al desprenderse el motor N°2 se generó fuego en la zona del empotramiento del ala derecha, luego se generó fuego en el motor N°1 que se mantuvo unido a la aeronave.

El impacto principal de la aeronave durante la RE, ocurrió en el canal de drenaje que divide la Franja y el terreno irregular:



1.12.1 DESCRIPCIÓN GENERAL DEL LUGAR DEL ACCIDENTE Y PATRÓN DE DISTRIBUCIÓN DE LOS RESTOS



1.12.2 ESTADO DE LOS COMPONENTES MAS IMPORTANTES

Ubicación y estado de los componentes más importantes para la investigación:

1.12.2.1 CONSOLA CENTRAL DE CONTROLES DE MOTOR



Fotografías que muestran las Palancas de Mando de Gases (PMG) que quedaron en posiciones que no se condicen con el Régimen de Mínimo en Tierra, probablemente movidas por la caída del Técnico de Mantenimiento sobre la consola o movidas involuntariamente durante el rescate de la tripulación



Fotografías donde se aprecia la caperuza con marcador rojo y la posición de DESCONECTADOS en que quedaron los "Topes de Hélice" (Prop Stop Switch)

1.12.2.2 PANEL FRONTAL CENTRAL DE INSTRUMENTOS DE MOTOR



Fotografías donde se aprecian en el instrumento UPRT, como quedaron las indicaciones de la posición de las Palancas de Mando de Gases (PMG), asimismo, los instrumentos de indicación de TORQUE, de RPM y de Temperatura de los Gases de Escape (EGT)

1.12.2.3 INSTRUMENTO DE INDICACION DE CANTIDAD ACEITE DE MOTOR



Fotografía donde se aprecia el instrumento de cantidad de aceite de cada uno de los motores, evidenciando que contaban con la cantidad de aceite para operar.

1.12.2.4 HÉLICE DEL MOTOR N°2 - DERECHO



Fotografías donde se aprecian el estado de las palas de la hélice del motor N°2

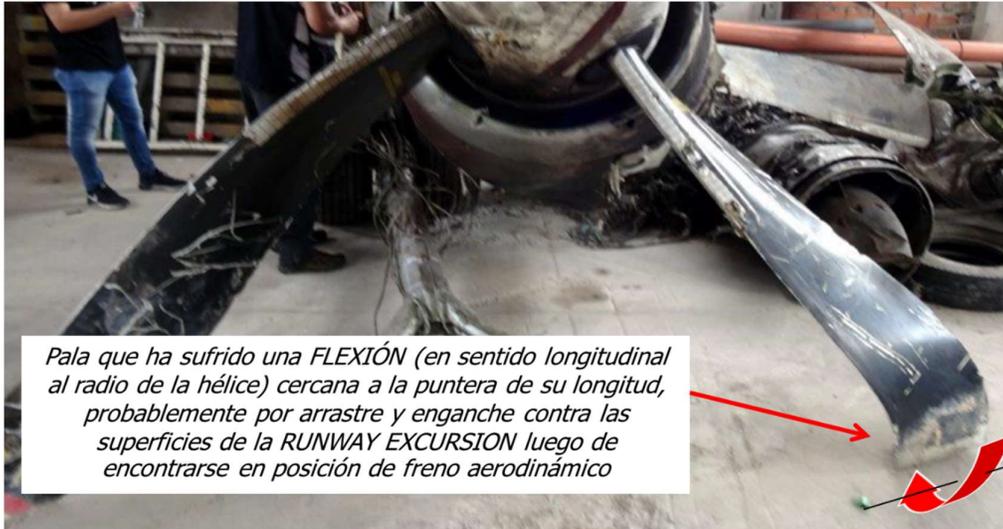
1.12.2.5 HÉLICE DEL MOTOR N°1 - IZQUIERDO



Fotografías donde se aprecian las palas de la hélice del motor N°1



Pala que ha sufrido una FLEXIÓN significativa (sobre el plano de giro de la hélice) desde el 50% aprox. de su longitud hacia la puntera, probablemente por arrastre contra las superficies de la RUNWAY EXCURSION



Pala que ha sufrido una FLEXIÓN (en sentido longitudinal al radio de la hélice) cercana a la puntera de su longitud, probablemente por arrastre y engancho contra las superficies de la RUNWAY EXCURSION luego de encontrarse en posición de freno aerodinámico



Ángulos cercanos a la posición de 83°, ángulo de EMBANDERAMIENTO



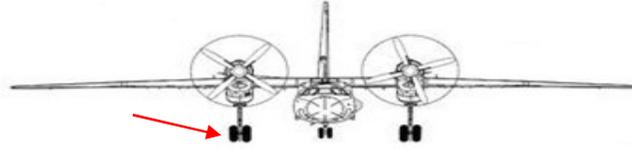
Ángulos cercanos a la posición de 83°, ángulo de EMBANDERAMIENTO



Filtro de la caja reductora que se aprecia en buena condición

1.12.2.6 TRENES DE ATERRIZAJE

1. TREN PRINCIPAL DERECHO

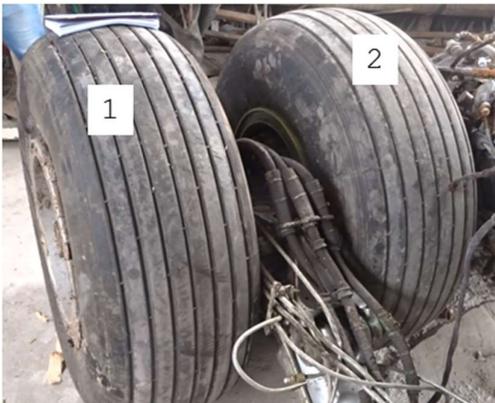
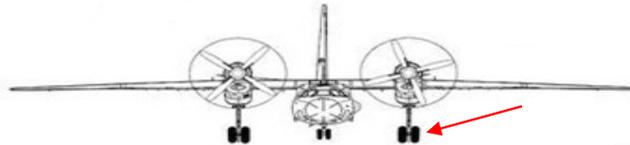


NEUMÁTICO #3
Con BANDAS DE RODAMIENTO sin desgaste, sin daños, ni vestigios de sobrecalentamiento.



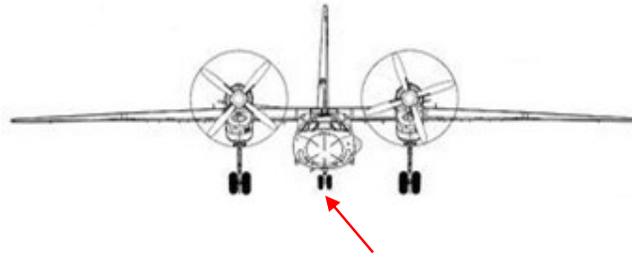
NEUMÁTICO #4
Con BANDAS DE RODAMIENTO con desgaste dentro de los límites, sin daños, ni vestigios de sobrecalentamiento,.

2. TREN PRINCIPAL IZQUIERDO



NEUMÁTICOS #1 y #2
Con BANDAS DE RODAMIENTO sin desgaste y sin daños ni vestigios de sobrecalentamiento, coloración.

3. TREN DE NARIZ



NEUMÁTICOS TREN DE NARIZ
Con bandas de rodadura sin desgaste
daños o vestigios de sobrecalentamiento.



Conjunto de "STEERING" del Tren de Nariz. Se aprecia que se encuentra centrado

1.13 INFORMACIÓN MÉDICA Y PATOLÓGICA

Se proporciona información detallada sobre las fechas y la duración de la hospitalización, recuperación y diagnóstico de los tripulantes y del pasajero de la aeronave OB-2120-P accidentada:

PILOTO

Hospital o Clínica donde recibió primera atención	Clínica Adventista Ana Stahl Fecha de ingreso: 14-10-20
Clínica donde continuó atención	Clínica Internacional Fecha de ingreso: 23-10-20
Diagnóstico del médico tratante	Policontuso y herida expuesta en la cabeza.
Días de hospitalización	del 14-10-20 al 16-10-20
Días de descanso médico	del 23-10-20 al 02-02-21
Fecha de recuperación total	02-02-21
Limitaciones Subsistentes	Ninguna
Comentarios Adicionales	Ninguna

COPILOTO

Hospital o Clínica donde fue atendido	Clínica Adventista Ana Stahl Fecha de ingreso: 14-10-20
Clínica donde continuó atención	Clínica Good Hope Fecha de ingreso: 17-10-20
Diagnóstico del médico tratante	Policontuso y fractura de Tibia derecha
Días de hospitalización	del 14-10-20 al 05-11-20
Días de descanso médico	del 14-10-20 al 23-02-21
Fecha de recuperación total	23-02-21
Limitaciones Subsistentes	Ninguna
Comentarios Adicionales	Ninguna

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

NAVEGANTE

Hospital o Clínica donde fue atendido:	Clínica Adventista Ana Stahl
	Fecha de ingreso: 14-10-20
Clínica donde continuó atención:	Clínica Delgado
	Fecha de ingreso: 17-10-20
Diagnóstico del médico tratante:	Policontuso
Días de hospitalización:	0 días
Días de descanso médico	del 28-10-20 al 17-04-21
Fecha de recuperación total:	17-04-21
Limitaciones Subsistentes:	Ninguna
Comentarios Adicionales:	Ninguna

PASAJERO – TÉCNICO DE MANTENIMIENTO DE AERONAVE

Hospital o Clínica donde fue atendido:	Clínica Adventista Ana Stahl
	Fecha de ingreso: 14-10-20
Clínica donde continuó atención:	Nombre: Clínica Delgado
	Fecha de ingreso: 16-10-20
Diagnóstico del médico tratante:	Politraumatismo con fracturas en humero y tobillo
Días de hospitalización:	45 días
Días de descanso médico	del 14-10-20 al 17-08-21
Fecha de recuperación total:	17-08-21
Limitaciones Subsistentes:	Si
Comentarios Adicionales:	Ninguna

1.14 INCENDIO

Como consecuencia del accidente, se produjo incendio en dos zonas de la aeronave:

- Primera Zona: En el empotramiento del fuselaje con el ala derecha, luego que ésta se desprendiera;
- Segunda Zona: En el motor N°1, no desprendido del ala izquierda.

A las 13:21:40 h aprox., las unidades del Servicio de Extinción de Incendios (SEI) del Aeropuerto de Iquitos, fueron alertadas mediante la alarma audible, llegando a la aeronave accidentada a las 13:23 h aprox. con tres unidades de Rescate R-23, R-2 y R-30 que dispararon chorros de espuma hacia el motor derecho y zona del ala izquierda controlando el fuego a las 13:35 h.

A las 13:55 h, llegó al área del accidente personal de bomberos de las compañías B-41, B-92, B-93 y B-94 de la localidad, quienes ayudaron a apagar por completo el fuego, culminándose a las 14:10 h.

1.15 ASPECTOS RELATIVOS A LA SUPERVIVENCIA

El Transmisor Localizador de Emergencia (ELT) fabricado por ARTEX, con N/P ME406 y N/S 1415 instalado en la aeronave no se activó durante el accidente.

La tripulación y el pasajero fueron evacuados a partir de las 13:30 h, como sigue:

- El Piloto que se encontraba inconsciente, fue evacuado de la aeronave por la escotilla superior y fue trasladado en una ambulancia de SAMU a la Clínica ANA STAHL.
- El Copiloto evacuó la aeronave por sus propios medios, saltando hacia el exterior por una de las ventanas de la Cockpit. Fue trasladado en una ambulancia del personal de Bomberos Voluntarios del Perú compañía 41 a la Clínica ANA STAHL.
- El Navegante evacuó la aeronave por sus propios medios y fue trasladado en una ambulancia del personal de Bomberos Voluntarios del Perú compañía 41 a la Clínica ANA STAHL.
- El pasajero Técnico de Mantenimiento de Aeronave que se encontraba inconsciente sobre la consola central de controles principales de motor del Cockpit, fue evacuado de la aeronave por la escotilla superior y trasladado en una ambulancia de SAMU al Hospital Regional, por presentar heridas de mayor gravedad.

Aspectos relevantes de la supervivencia de los ocupantes de la aeronave:

- La estructura de la aeronave tuvo una importante resistencia que protegió al personal.
- El tiempo de respuesta a la emergencia por parte del SEI fue de 01 minuto aprox.
- La iluminación de emergencia de la aeronave no tuvo fallas y cumplió su rol durante la evacuación.
- Los tripulantes y el pasajero no resultaron afectados por el fuego ni por los gases tóxicos generados por el incendio.

1.16 ENSAYOS E INVESTIGACIONES

La investigación se llevó a cabo de acuerdo con lo recomendado en el Anexo 13 del Convenio de Aviación Civil Internacional "Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación", al Doc. 9756, Parte I de la Organización de Aviación Civil Internacional, por el artículo 154.1 del Título XV de la Ley de Aeronáutica Civil del Perú 27261 y el Anexo Técnico "Investigación de Accidentes e Incidentes de Aviación" de la CIAA.

1.16.1 FLUIDOS DE LA AERONAVE ACCIDENTADA

El daño causado a la aeronave y motores tras el accidente e incendio, imposibilitó tomar las muestras de fluidos de combustible y aceite por encontrarse todo derramado y contaminado por los agentes químicos y agua que se utilizaron para sofocar y apagar el incendio.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

1.16.2 MOTOR N°2

El análisis de la falla del motor N°2, tenía relación directa con las fallas de dos incidentes previamente registrados por el explotador en aeronave de similares características, donde las investigaciones internas de ese momento determinaron que las fallas se debieron a una desincronización del Regulador de Combustible KTA.

1.16.2.1 HISTORIAL DE REPORTES POR DIFERENCIA O ASIMETRÍA DE TORQUE EN AERONAVE SIMILAR A LA ACCIDENTADA

De conformidad a lo indicado por el Director de Aeronavegabilidad Continua del explotador, en su Carta CPRDAC N° 028-2021 del 13-04-21, sobre dos (02) incidentes ocurridos en su aeronave AN-32 OB-2098-P relacionadas a diferencias de torque en vuelo durante el año 2018, se observó lo siguiente:

1. 28-SET-18 - AN-32A OB-2098-P

Reporte de Piloto:

En el momento del descenso, el TORQUE del motor izquierdo se quedó "pegado" en 40 Kg/cm²., por seguridad se apagó el motor y se aterrizó.

Acción Correctiva de Mantenimiento:

Se inspeccionó el motor de acuerdo con el M.M. AI-20Д serie 5 TROUBLESHOOTING¹ Capítulo 9, TROUBLE 9.16, causa 9.16.1, acción correctiva Ítem 1, realizándose:

- Limpieza y lavado de los restrictores de aceite y combustible del Regulador de Combustible KTA del motor izquierdo;
- Inspección Boroscópica a la zona caliente, no encontrándose discrepancias.
- Arranque del motor y pruebas operacionales, con resultados satisfactorios.

2. 02-OCT-18 - AN-32A OB-2098-P

Reporte de Piloto:

Durante descenso, el TORQUE y la EGT del motor izquierdo se quedaron "pegadas" en 50 kg/cm² y 500°C, por seguridad se apagó el motor y se aterrizó.

Acción Correctiva de Mantenimiento:

Se inspeccionó el motor, de acuerdo con el M.M. AI-20Д serie 5 TROUBLESHOOTING Capítulo 9, TROUBLE 9.16, causa 9.16.3, acción correctiva ítem 1, realizándose:

- Cambio del Regulador de Combustible KTA-5DM del motor izquierdo acorde al M.M. AI-20Д serie 5 Capítulo 8, con resultados satisfactorios.

A raíz de estos dos incidentes, el explotador, luego de la investigación de su SMS, dispuso lo siguiente:

- Las tripulaciones que operen las aeronaves AN32 al detectar cualquier variación de parámetros del motor, deben aterrizar en el aeródromo más cercano.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

¹ TROUBLE SHOOTING: Caza fallas o protocolo de determinación de causal de fallas de mantenimiento

- El piloto al final del vuelo debe registrar el desarrollo del motor en su informe de piloto.
- Se incluyó en el QRH en la sección del AFM del AN32 donde se indica la falla "ENGINE POWER RATING CHANGED OR CAN'T BE CHANGED" (Se cambia el Régimen de Potencia de Motor o No puede ser cambiado) la indicación siguiente:
"Deberá de prevenir el banqueo de la aeronave, monitorear los parámetros del motor, continuar el vuelo, aproximar y aterrizar con un solo motor operativo, si requiere, apague el motor"

1.16.2.2 FUNCIONES DEL PASAJERO TÉCNICO DE MANTENIMIENTO DE AERONAVES DE ABORDO

De conformidad a lo indicado por el Director de Aeronavegabilidad Continua del explotador en su Carta CPRDAC N° 027-2021 del 13-04-21, sobre las funciones que cumplía el Técnico de Mantenimiento que se encontraba en la aeronave al momento del accidente, indicó:

- No estaba autorizado a recibir ni solucionar discrepancias que NO se encontraban registradas en el Registro Técnico de Vuelo (RTV).
- No tenía ninguna función durante el vuelo de la aeronave por no pertenecer a la tripulación.
- Sus funciones como especialista se cumplen únicamente cuando la aeronave finaliza el vuelo y le realiza los servicios de Pos-flight y Departure Check cuando corresponda.

1.16.2.3 INSPECCIÓN ESPECIAL DE SOLENOIDES DE LOS TOPES DE HÉLICE (OMA N° 073)

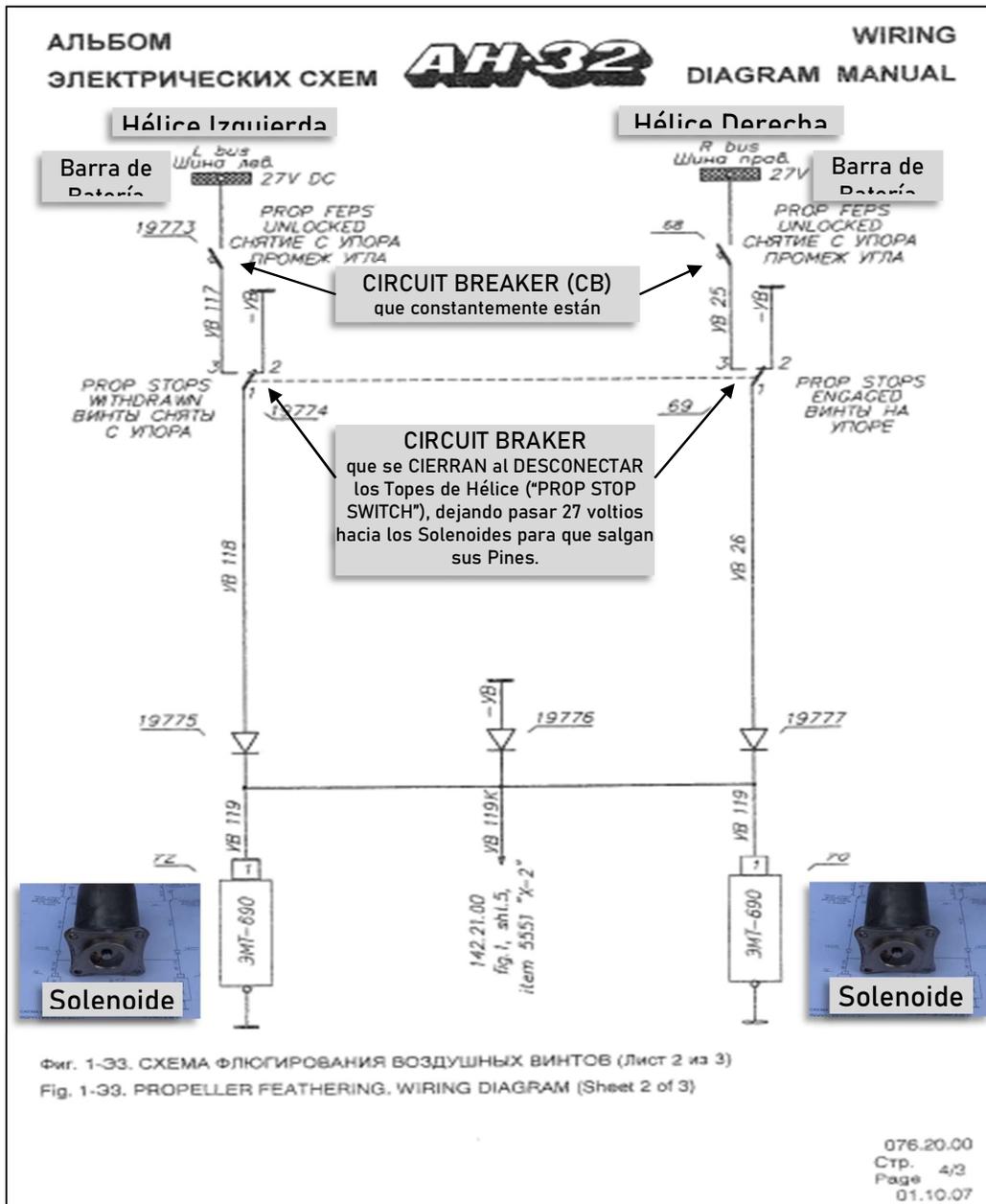
Los investigadores de la CIAA y el personal técnico de la OMA N° 073, coordinaron la ejecución de una prueba de verificación del estado funcional de los SOLENOIDES N/P 3MT-690 de cada uno de los Topes de Hélice de la aeronave accidentada, con el fin de confirmar su operatividad, para tal efecto, se estudió el Diagrama de Cableado de Embanderamiento de la Hélice para identificar lo siguiente:

- El CABLEADO ELÉCTRICO de alimentación de 27 Voltios (procedente de la barra de batería).
- Los SOLENOIDES
- Las BARRAS de BATERÍA
- Los CIRCUIT BREAKER (Rompe-circuitos)

Posteriormente, se aplicó una tensión de 27 voltios a los solenoides, lo cual provocó su activación inmediata. Esta respuesta indica el correcto funcionamiento de los solenoides para la desconexión de los Topes de Hélice durante el aterrizaje. Al desconectar los Topes, el aceite fluye hacia los gobernadores de hélice posicionando las palas a 1°30' para generar una fuerza de frenado aerodinámico.

----- ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO -----

Diagrama y fotografías que evidencian la ejecución de lo indicado:



----- ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO -----



----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

1.16.3 ASPECTOS TÉCNICOS Y DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR Y HÉLICE

1.16.3.1 MOTOR

1. BREVES DATOS SOBRE LA ESTRUCTURA DEL MOTOR

En el inciso 1.2.1 del acápite 1.2 Breves Datos sobre la Estructura del Motor, del Capítulo 1 Características Principales del Motor del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20Д, del fabricante, se precisa entre otros, lo siguiente:

- El Reductor transmite la potencia de la turbina a la hélice.
- El medidor del momento de torsión (MMT) o también denominado medidor de TORQUE indica la potencia consumida por la hélice.

2. SISTEMA DE REGULACION y MANDO DEL MOTOR

En el acápite 1.5 Sistema de Regulación y Mando del Motor del CAPÍTULO 1 Características Principales del Motor del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20Д, se precisa lo siguiente:

"... el sistema de regulación y mando del motor regula automáticamente la frecuencia de rotación y la potencia del motor, corrige el flujo de combustible en dependencia de las condiciones del vuelo, garantiza el arranque del motor y lo detiene en el caso de deteriorarse algunos de sus elementos o conjuntos ... Los elementos principales del sistema de regulación y mando del motor son los siguientes: REGULADOR DE COMBUSTIBLE (GRC o KTA); HÉLICE Y EL REGULADOR DE LA FRECUENCIA DE ROTACIÓN (RPM); y SISTEMA DE PUESTA EN BANDERA DE LA HÉLICE ..."

▪ **Regulador de Combustible (GRC o KTA)**

Cumple, entre otras, con las siguientes funciones:

- Mando del suministro de combustible en el arranque y entrada de los regímenes de operación.
- Corrección automática de los flujos de combustible según la altitud y velocidad del vuelo y la temperatura de aire en la entrada del motor.
- Bloqueo en el régimen de puesta automática en bandera por el TORQUE.
- Envío de la orden para puesta en bandera por las RPM mínimas.
- Interrupción del flujo de combustible durante la puesta en bandera de la hélice.
- Parada del motor.

▪ **Regulador de Frecuencia de Rotación (RPM)**

Funciona junto con la hélice, mantiene automáticamente las RPM equilibradas prefijadas de rotación del motor constante en todos los regímenes de operación. La colocación de las Palas en el ángulo mínimo garantiza la resistencia mínima a la rotación durante el arranque del motor, el funcionamiento en el régimen de marcha lenta en tierra y en el frenado del avión en el recorrido de aterrizaje.

▪ **Sistema de Puesta en Bandera de la Hélice**

Garantiza entre otros, lo siguiente:

- Puesta automática en Bandera de la hélice por el TORQUE en la gama de ajuste de trabajo al bajar la presión de aceite inferior a 10 Kg/cm² en el sistema medidor del torque.

- Puesta automática en Bandera de la hélice, al reducirse las RPM en un valor inferior al ajustado, en toda la gama de regímenes de operación del motor en vuelo.
- Aumento automático de los ángulos de posición de las palas de la hélice (pitch angle) al tener lugar el Empuje Negativo, superior al ajustado en toda la gama de funcionamiento del motor en el vuelo.

3. DATOS TÉCNICOS DEL MOTOR

En el acápite 1.9 DATOS TÉCNICOS DEL MOTOR, del CAPÍTULO 1 CARACTERÍSTICAS PRINCIPALES DEL MOTOR del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20Д del fabricante, se precisa entre otros, lo siguiente:

Nombre convencional		AI-20Д serie 5	
Tipo de motor		Turbohélice	
Dirección de giro de la hélice y del rotor del motor (mirando desde la tobera de escape hacia adelante del motor)		Izquierda	
Reductor	Tipo	Planetario, con Medidor de Torque (MMT) y sensor de empuje negativo	
	Medir de Torque en el árbol de la hélice	Hidráulico	
	Sensor del empuje negativo	Hidromecánico	
	Potencia de la hélice, valorada por el Medidor de Torque (MMT)	$N_h = 57,3 \cdot P_{MMT}$	
Sistema de Regulación	(1) Regulador de Combustible (GRC)	Nombre	KTA-5ДМ (KTA-5DM)
		Tipo	Hidráulico
	(2) Sensor del Indicador de la posición de la Palanca de Mando del GRC	Nombre	УПРТ-2 (UPRT-2)
		Tipo	Electromecánico
	(3) Regulador de las RPM	Nombre	P-68ДC-K
	(4) Sistema para Embanderamiento Automático por reducción de presión de aceite en el Medidor de Torque (MMT)	Tipo de Sensor	Electrohidráulico
		Ajuste de trabajo	$30 \pm 1 \text{ Kg/cm}^2$
		Ajuste para embanderamiento	$10 \pm 0.5 \text{ Kg/cm}^2$
		Ajustes de trabajo por ángulo de giro de las Palancas de Mando de Gases (PMG), según el УПРТ-2 (UPRT-2)	De $56^\circ \pm 2^\circ$ a 105°
		Ajuste para orden de embanderamiento	$74 \pm 2 \%$
	(5) Sistema para Embanderamiento Automático por RPM mínimas	Ajustes de trabajo por ángulo de giro de las PMG, según el УПРТ-2 (UPRT-2)	De 0° a 105°
		La desconexión de los sistemas (5) se obtiene poniendo el interruptor de Topes de Hélice en la posición DESCONECTADO o mediante orden de Desembanderar las Palas de la Hélice de la gama de ángulos de giro de las PMG, según el УПРТ-2 (UPRT-2)	De 0° a 105°

4. REGIMEN DE FUNCIONAMIENTO DEL MOTOR

En la Tabla 1.1, del inciso 1.19.13 Régimen de Funcionamiento del Motor, del acápite 1.9 Datos Técnicos del Motor, del Capítulo 1 Características Principales del Motor, del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20Д, del fabricante, se presentan los siguientes valores:

1.9.13. Régimen de funcionamiento del motor Véase la tabla 1.1

Tabla 1.1

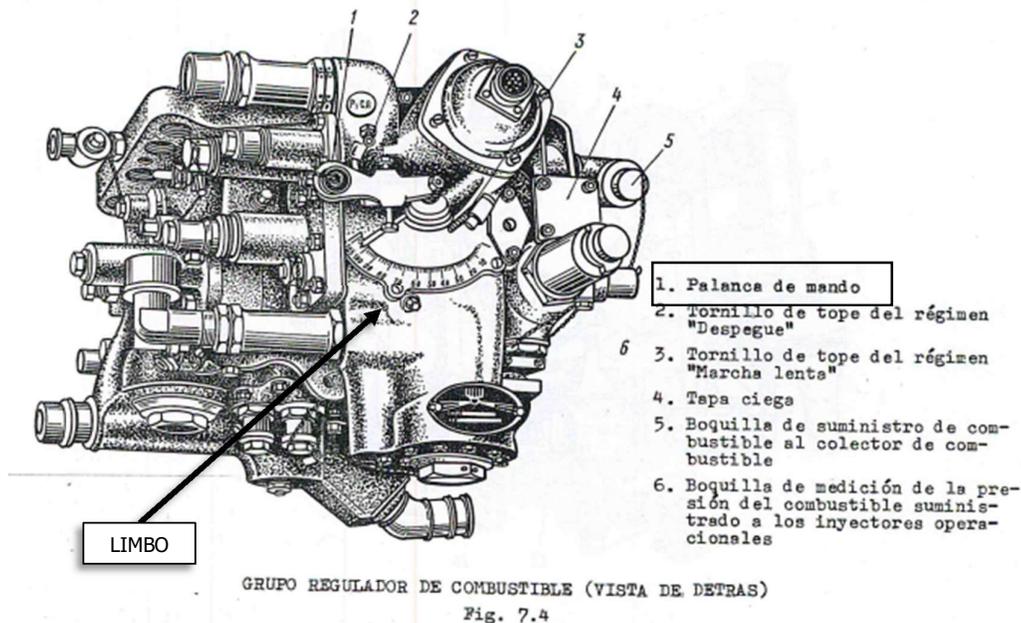
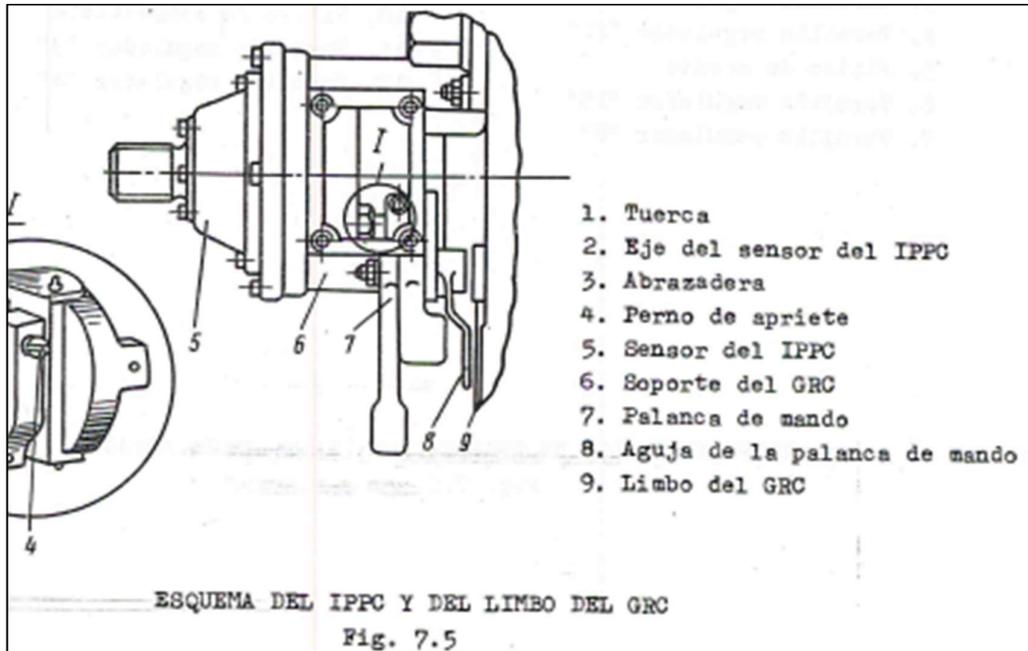
Régimen	Angulo de giro de la PMG por el limbo del GRC, grados	Frecuencia de rotación		Consumo horario de combustible, kg/h, como máximo	Tiempo del funcionamiento continuo del motor, min	Tiempo del funcionamiento del motor, % de la vida de servicio
		r.p.m.	%			
De despegue	100 ⁺⁴ ₋₂	12300 ⁺⁹⁰	De 95,5 a 96,2	1205	5, como máximo	2
Máximo	90 _{±2}	12300 ⁺⁹⁰	De 95,5 a 96,2	1140	30, como máximo	10
Nominal	79 _{±2}	12300 ⁺⁹⁰	De 95,5 a 96,2	1040	No limitado	40
De crucero	70, como máximo	12300 ⁺⁹⁰	De 95,5 a 96,2	-	No limitado	No limitado
Marcha lenta en tierra	0	10400 ⁺²⁰⁰	De 80,5 a 82,5	-	30, como máximo	No limitado

5. REGULACIÓN DEL MOTOR Y SUS UNIDADES

En el acápite 7.2. Regulación de Sincronismo de las Lecturas del UPRT y del LIMBO en el KTA, del Capítulo 7 Regulación del Motor y sus Unidades del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20Д, del fabricante, se precisa lo siguiente:

- En el soporte especial del KTA (GRC) de cada motor, está montado un SENSOR (5) que está conectado con el respectivo INDICADOR DE POSICIÓN DE LAS PMG (UPRT) en el Cockpit. (ver esquema debajo).
- La DIFERENCIA de lectura entre la aguja del UPRT en el Cockpit y la aguja de la PMG en el LIMBO (ver esquema debajo) del KTA (GRC) de cada motor, no debe sobrepasar +/-1%, en caso contrario se debe ajustar el sincronismo.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----



6. DESPERFECTOS POSIBLES DEL MOTOR, CAUSAS y ACCIÓN CORRECTIVA

En vista de que el reporte del Piloto de la aeronave accidentada está referido a que "al retrasar la PMG del motor N°2, no se lograba disminuir el Torque para el régimen de Mínimo en Vuelo (se quedó en fase de Crucero)", la investigación se interesó en lo indicado en el Capítulo 9 Desperfechos Posibles del Motor, Causas de su Surgimiento y Métodos de su Eliminación, del MANUAL DE EMPLEO TÉCNICO 20-550-010 P3 del MOTOR TURBO HÉLICE DE AVIACIÓN AI-20D, del fabricante, ubicando lo siguiente:

9.16. Al desplazar la PMG para el aumento y la disminución del régimen, el motor no obtiene el régimen deseado	9.16.1. Se han ensuciado o cambiado de lugares los paquetes de estrangulación del decelerador del ritmo de reducción de gases o del conjunto de aceleración escalonada del GRC	(1) Lave los paquetes de estrangulación del decelerador del ritmo de reducción de gases y del conjunto de aceleración escalonada
	9.16.2. La lectura del IPPC no corresponde a la posición de la PMG según el limbo del GRC	(1) Obtenga el sincronismo de las lecturas del IPPC con el limbo del GRC según el capítulo 7
	9.16.3. Atranca el buje o el distribuidor del amortiguador hidráulico del GRC	(1) Sustituya el GRC de acuerdo con lo indicado en el apartado 8.19

1.16.3.2 HÉLICE

En la Sección 1 Generalidades, del Manual De Mantenimiento AB-68DM.000 de la hélice AB-68DM con el Gobernador De Velocidad Constante P68DC-K, del fabricante, se precisa entre otros, lo siguiente:

1. GENERALIDADES

- La Hélice AB-68DM, montada en los motores AI-20D series 5, es diseñada para convertir el Torque Motor en empuje requerido para volar una aeronave o desacelerarla después de aterrizar.
- En todos los regímenes de Potencia de Motor, la hélice mantiene la velocidad rotacional (RPM) pre establecida mediante el cambio automático de los ángulos (pitch angle), dentro del rango de operación, en función del cambio en los regímenes de potencia motor o condición de vuelo. Esto se logra alimentando la cámara del cubo de la hélice desde el Gobernador de Velocidad Constante P68DC-K.
- Para asegurar el arranque del motor y desaceleración de la aeronave durante la carrera de aterrizaje, las palas de las hélices son colocadas por el Gobernador a un ángulo (pitch angle) determinado.
- Cuando sea necesario, la Palas de las Hélices puede ser colocada a la posición de menor resistencia para volar (EMBANDERADO) en forma manual o automáticamente.
- Cuando se cambia el ángulo (pitch angle) de las palas, de ALTO a BAJO, estas se colocan automáticamente en la posición de parada de vuelo hidráulica, la cual, puede ser desbloqueada solo manualmente, mediante el desconectado de los Topes de Hélice en el Cockpit, que activan eléctricamente la Válvula Electromagnética Especial montada en el Gobernador de Velocidad Constante P68DC-K.
- Las Hélices tiene seguros de ángulo (pitch angle), Hidráulico, Mecánico y Centrifugo.

2. ESPECIFICACIONES

Tipo de Hélice	Empuje con pitch angle variable y seguro de parada por pitch angle Bajo	
Número de palas	4	
Diámetro de Hélice	4.7 mts.	
Dirección de Rotación	Sentido contrario al reloj	
pitch angle de Mínima Resistencia a la rotación	1°30'	
pitch angle Bajo, $\Phi_{f.l-p}$	15°	
pitch angle de Embanderamiento Φ_{feath}	83°	
Rango del pitch angle de Ajuste	81°30'	
Rango de Bloqueo de pitch angle Mecánico	46°30' a 1°30'	
Principio de Operación del Mecanismo de Giro	Centrifugo-Hidráulico	
Velocidad de Rotación	1,075 RPM	
Tiempo de Embanderamiento	Con motor operando	10 segundos como máximo
Fluido y Lubricante de operación	Aceite del motor	

1.16.4 ASPECTOS OPERACIONALES DE LA AERONAVE AN-32

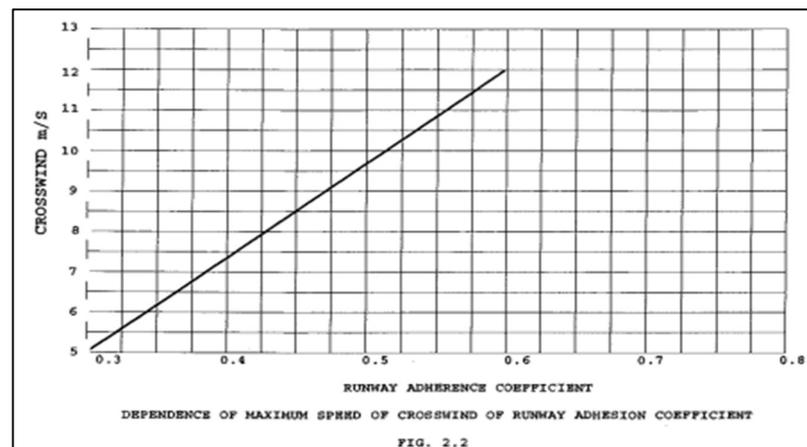
1.16.4.1 LIMITACIONES DE LA AERONAVE

Según los límites establecidos en el inciso 2.1.5 Otras Limitaciones del acápite 2.1 Limitaciones de Aeronave del MANUAL de VUELO de la aeronave AN-32 edición 1986 del fabricante, aceptado por la DGAC el 21-01-16 con la Modificación N°2 aprobada por la Administración Estatal de Aviación de Ucrania (SAAU) el 06-09-11, establecen limitaciones:

- Viento de Nariz: 30 m/s
- Viento de Cola: 05 m/s
- Viento Lateral: 12 m/s

Este valor de viento lateral, es obtenido del gráfico de la figura 2.2 del Manual de Vuelo, como sigue:

Partiendo que el Coeficiente de Adherencia de la pista del aeropuerto de Iquitos es de 0.83, se ingresa al gráfico de la figura 2.2., y se obtiene 12 m/s:



1.16.4.2 OPERACIÓN DE ATERRIJAJE SEGÚN EL MANUAL DE VUELO AN-32 DEL FABRICANTE

ACCIÓN	RESPONSABLE
Comience el FLARE ² de 7 mts. a 5 mts. gradual y sincronizadamente retrase las PMG a régimen de MÍNIMO en TIERRA	PILOTO Pilot Flying (PF)
Espere antes de hacer algo para permitirle a la aeronave descender gradualmente hasta que las Ruedas de los Trenes de Aterrizaje Principales contacten tierra entre 190 Km/h a 220 Km/h y gradualmente disminuir las ruedas del tren de Nariz sobre la pista de aterrizaje.	PILOTO Pilot Flying (PF)
Desplace los Topes de Hélice (PROP STOP SWITCH) a posición DESCONECTADOS y aplique frenos de rueda si fuera requerido de acuerdo con la figura 7.5-3.	PILOTO, COPILOTO Pilot Flying (PF), Pilot Monitoring (PM)
Mantenga el Control Direccional durante la carrera de aterrizaje mediante el timón de dirección. Los anunciadores READY TAKEOFF – LAND y TAKEOFF-LAND deberán estar en ON	PILOTO Pilot Flying (PF)
Seleccione Control de Dirección de las ruedas de Nariz	PILOTO Pilot Flying (PF)

1.16.4.3 SOLUCIÓN DE PROBLEMAS (TROUBLESHOOTING)

Debido al reporte del piloto referente a la incapacidad de reducir el régimen del motor N°2 a las condiciones de mínimo de vuelo, la investigación se enfocó en el análisis del procedimiento establecido en el párrafo D del inciso 8.1.1 del Manual de Vuelo de la aeronave AN-32, correspondiente a los motores AI-20D. Este manual, en su versión modificada y aprobada por la SAAU en 2011 y posteriormente por la DGAC en 2016, contiene las especificaciones técnicas y los procedimientos operativos necesarios para el mantenimiento y operación segura de los motores. Manual que indica lo siguiente:

Engine power rating can't be changed throttle control levers do not move	Prevent airplane banking, Monitor engine parameters, Continue flying, Approach and land with one engine operating (Ref. 6.2). If required, shut the engine down.
Engine power rating changed spontaneously down to ground idle. With control lever moved the rating won't increase	Shut the engine down, Fly with one engine operating (Ref. 6.2)
Engine power rating changed spontaneously up to the takeoff one, With control lever moved the rating won't decrease	Prevent airplane banking, Continue the flight. Shut the engine down, if required, but not later than after 5 minutes operation at takeoff rating. Fly with one engine operating (Ref. 6.2)

8.1, Pages 18a/18b
Mar 15/90

² FLARE: Se levanta el morro de la aeronave, lo que reduce la velocidad de descenso y, por lo tanto, crea un aterrizaje más suave, estableciéndose una actitud adecuada para el aterrizaje.

Que, al traducirlo al idioma español, indica:

PROBLEMA	ACCIÓN CORRECTIVA
No se puede cambiar el régimen de Potencia del Motor. Las PMG no se mueven.	Prevenir el Banqueo de la aeronave. Monitorear los parámetros de motor. Continuar el vuelo. Aproximarse y aterrizar con un motor operando (ref. 6.2). Si se requiere apague el motor.
El régimen de Potencia del Motor cayó espontáneamente a Mínimo en Tierra. Al mover la PMG, el régimen no aumentó.	Apague el motor. Vuele con un motor operando (ref. 6.2).
El régimen de Potencia del Motor aumentó espontáneamente a Despegue (Takeoff). Al mover la PMG, el régimen no disminuye.	Prevenir el Banqueo de la aeronave. Continuar el vuelo. Apagar el motor si es requerido, pero no más allá de 5 minutos de operación en régimen de Despegue (Takeoff). Vuele con un motor operando (ref. 6.2).

1.16.4.4 MANUAL DE REFERENCIA RÁPIDA (QUICK REFERENCE HANDBOOK -QRH) ANTONOV 32 DEL EXPLOTADOR, REVISION N°4 APROBADA EL 07-09-20

El QRH, cuenta con procedimientos y limitaciones de operación para fallas de motor como se indica a continuación:

1. PROCEDIMIENTOS DE EMERGENCIA

“ENGINE POWER RATING CHANGED OR CAN’T BE CHANGED” (Cambia el Régimen de Potencia del Motor o No puede ser cambiado)

<p>ENGINE POWER RATING CAN'T BE CHANGED THROTTLE CONTROL LEVERS DO NOT MOVE PREVENT AIRPLANE BANKING. MONITOR ENGINE PARAMETERS. CONTINUE FLYING. APPROACH AND LAND WITH ONE ENGINE OPERATING. IF REQUIRED, SHUT THE ENGINE DOWN.</p>	<p>RÉGIMEN DE POTENCIA NO PUEDE SER CAMBIADO. LAS PALANCAS DE MANDO DE GASES (PMG) NO SE MUEVEN Prevenir banqueo de la aeronave. Monitorear los Parámetros del motor. Continúe el vuelo. Aproximación y Aterrizaje con un motor operando. Si se requiere apague el motor.</p>
<p>ENGINE POWER RATING CHANGED SPONTANEOUSLY DOWN TO GROUND IDLE. WITH CONTROL LEVER MOVED THE RATING WON'T INCREASE. SHUT THE ENGINE DOWN. FLY WITH ONE ENGINE OPERATING.</p>	<p>RÉGIMEN DE POTENCIA CAMBIO ESPONTANEAMENTE CAYENDO A MINIMO EN TIERRA. CON LAS PALANCAS DE MANDO DE GASES (PMG) MOVIÉNDOSE EL RÉGIMEN NO AUMENTÓ Apagar el motor. Vuele con un motor operando.</p>
<p>ENGINE POWER RATING CHANGED SPONTANEOUSLY UP TO THE TAKEOFF ONE. WITH CONTROL LEVER MOVED THE RATING WON'T DECREASE. PREVENT AIRPLANE BANKING. CONTINUE THE FLIGHT. SHUT THE ENGINE DOWN, IF REQUIRED, BUT NOT LATER THAN AFTER 5 MINUTES OPERATION AT TAKEOFF RATING. FLY WITH ONE ENGINE OPERATING.</p>	<p>RÉGIMEN DE POTENCIA CAMBIO ESPONTANEAMENTE SUBIENDO A DESPEGUE. CON LAS PALANCAS DE MANDO DE GASES (PMG) MOVIÉNDOSE EL RÉGIMEN NO DISMINUYÓ Prevenir el banqueo de la aeronave. Continúe el vuelo. Apagar el motor, si es requerido, pero no opere más de 5 minutos de operación en fase de despegue. Vuele con un motor operando.</p>

2. VELOCIDADES PARA EL ATERRIZAJE

VELOCIDADES PARA EL ATERRIZAJE

PESO	ATERRIZAJE	
	FLAP 25°	
	VELC. APROX.	V Ref
20	212	195
21	215	195
22	218	200
23	223	205
24	225	208
25	230	215
26	235	218
27	238	222
28	250	220

3. LIMITACIONES

LIMITACIONES

Máxima velocidad límite	540 kmh
Máxima velocidad permitida	460 kmh
Máxima velocidad con tren abajo	450 kmh
Con compuertas abiertas	355 kmh
Velocidad permitida arranque aire	300-310 kmh
Altura máxima de arranque aire	8000 m
Gs máximas con flaps arriba	2.5 Gs
Gs máximas con flaps abajo	2.0 Gs
Gs mínimas	0 Gs
Angulo de ataque durante el despegue	11°
Angulo de ataque durante el aterrizaje	8°
Viento de nariz	108 kmh (30 KTS)
Viento a cola	54 kmh (15 kts)
Viento lateral	43.2 kmh (12 kts)
Slats	195-205 kmh
Max. Banqueo con 1 motor inoperativo	15°

1.16.4.5 PROCEDIMIENTOS ESTANDARIZADOS DE OPERACIÓN (SOP) AN-32 DEL EXPLOTADOR, REVISIÓN N°14 APROBADA EL 07-09-20

1. GENERALIDADES

a. CONFORMACIÓN DE LA TRIPULACIÓN DE VUELO

- Según el Certificado Tipo, el Antonov 32 requiere para su operación de un Piloto (P), un Copiloto (CP) y un Navegante (N);
- En el desarrollo del vuelo, los mandos pueden ser asumidos por el Piloto o Copiloto y se le denominará PILOT FLYING a quien tenga los mandos y PILOT MONITORING a quien asiste al PILOT FLYING.

2. PROCEDIMIENTOS NORMALES

a. COCKPIT ESTERIL

Etapa de vuelo en la cual, ningún tripulante puede expresar ningún comentario o sugerencia que no sea un CALL-OUT³ o comentario de importancia referente a la etapa del vuelo que se está cumpliendo, se inicia desde el arranque de los motores hasta sobrepasar los 10,000 pies sobre el terreno y durante el descenso se inicia a los 10,000 pies sobre el terreno y termina con el apagado de motores.

b. DESCENSO y APROXIMACIÓN

Antes de iniciar el descenso, la tripulación deberá considerar lo siguiente:

- Determinar el TOD⁴ dependiendo de la geografía, mínimos instrumentales, altura y distancia con respecto al aeródromo de llegada.
- El briefing de descenso y aproximación deberá efectuarse 15 minutos antes del TOD y debe contener los siguientes puntos:
 - Lectura de la cartilla de llegada normalizada (STAR).
 - Lectura de la cartilla de aproximación.
 - Verificar la vigencia de las cartillas.
 - Ajuste de frecuencias, rumbos y alturas según las cartillas
 - DA (H) o MDA (H).
 - Procedimiento de MISSED APPROACH e intenciones.
 - Calculo de velocidades de aproximación y contacto con referencia al peso de aterrizaje.
 - METAR y NOTAM del campo de llegada.
 - Verificación del estado de la carga.
- Al término del briefing de descenso y aproximación se realizarán los procedimientos de la lista de "DESCENSO y APROXIMACIÓN" y se solicitará autorización de descenso al ATC.
- Para planificar la fase de descenso se debe tener en cuenta que con un descenso de 2,000 pies por minuto se genera un avance aproximado de 10

³ CALL-OUT: lectura de datos verbalizados por un miembro de la tripulación en forma clara y precisa

⁴ TOD (TOP OF DESCENT): el punto para que una aeronave inicie un descenso a un nivel inferior para llegar al aeródromo de destino. La aeronave abandona la fase de crucero del vuelo e inicia una fase de descenso hasta la altitud de primera aproximación prevista sobre un circuito de aeródromo, un hito o puntos VFR de entrada.

MN por cada 4,000 pies de descenso. Con un descenso de 1,500 pies por minuto se genera un avance aproximado de 10 MN por cada 3,000 pies de descenso. La velocidad por mantener no debe superar los 450 km/h.

- Si las condiciones meteorológicas lo permiten o el aeródromo de llegada no cuenta con alguna radio ayuda o cartilla de aproximación publicada, el Piloto realizará un "briefing" especial, indicando la forma como realizará la aproximación visual.

NOTA: Si durante la ejecución de una maniobra en VMC, las condiciones meteorológicas se deterioran, se debe asumir de inmediato las reglas de vuelo IFR.

c. CALL-OUTS PARA EL DESCENSO

PILOT MONITORING	
STERILE COCKPIT	A 10.000 AGL en descenso
TRANSITION LEVEL	Pasando el nivel de transición en descenso. set QNH del campo
500 TO SELECT ALTITUDE	A 500 ft de la altitud a descender
200 TO SELECT ALTITUDE	A 200 ft de la altitud a descender
REACHING ALTITUDE	Alcanzando la altitud a descender

d. APROXIMACIÓN

Durante el descenso a los 10,000 pies se inicia la Cockpit estéril, durante esta etapa los tripulantes deben mantener permanente escucha a las comunicaciones con el ATC y en caso de alguna duda deberán pedir confirmación. Para el AN-32, se consideran las siguientes velocidades a mantener durante la extensión de los Flaps, las cuales son velocidades que permitirán efectuar banqueos de hasta 30°:

(1) Flaps 15° - 345 km/h y (2) Flaps 25° - 315 km/h

Aproximación NAV, LOC O LOC B/CRS – Acciones y voces de anuncio

Voces de anuncio: se muestran en mayúsculas y "TEXTO EN NEGRITA"		
Acciones: se muestran con puntos (•) en texto normal		
UBICACION	PF	PM
A 4 millas del FAF	"FLAPS 15"	<ul style="list-style-type: none"> • Check speed menor a 345 km/h • Seleccionar flaps 15
A 2 milla del FAF	"TREN ABAJO, FLAPS 25, FINAL CHECK LIST"	<ul style="list-style-type: none"> • Colocar palanca de tren abajo • Seleccionar flaps 25 • Iniciar lista de verificación de aterrizaje
En el FAF	"SELECCIONAR ALTITUD DE APROXIMACIÓN FRUSTRADA"	<ul style="list-style-type: none"> • Seleccionar altitud en radio altímetro / Mínimos
En el MDA o DA	<ul style="list-style-type: none"> • Con pista a la vista "LANDING" • Sin pista a la vista "GO AROUND" 	

e. ESTÁNDAR CALL-OUTS EN APROXIMACIÓN

PILOT MONITORING	
500 TO MINIMUMS	A 500 pies del MDA o DH
200 TO MINIMUMS	A 200 pies del MDA o DH
ON PROFILE	Con luces PAPI 50% blancas y 50% rojas
ABOVE PROFILE	Con más del 50% de luces PAPI blancas
BELOW PROFILE	Con más del 50% de luces PAPI rojas
ON SPEED	En la velocidad requerida o programada
ABOVE SPEED	A 10 Km/hr o más por encima de la velocidad requerida o programada
BELOW SPEED	A 10 Km/hr o más por debajo de la velocidad requerida o programada
ON LOCALIZER	Localizer centrado
LOCALIZER TO THE LEFT	Localizer desviado 1 Dot a la izquierda
LOCALIZER TO THE RIGHT	Localizer desviado 1 Dot a la derecha
ON GLIDE SLOPE	Glide slope centrado
ABOVE GLIDE SLOPE	Glide slope desviado 1 Dot hacia abajo
BELOW GLIDE SLOPE	Glide slope desviado 1 Dot hacia arriba
ON ILS	Localizer centrado y glide slope centrado

f. FINAL

Próximo al punto de aproximación final (FAF/FAP), se realizarán los procedimientos de la lista FINAL, de manera tal que se pase el FAF/FAP con la aeronave configurada para aterrizar y con la lista terminada, en condición de aproximación estabilizada.

g. APROXIMACION ESTABILIZADA

Toda aproximación final debe mantener los criterios de "Aproximación Estabilizada", si se pierde esta condición, inmediatamente realizar una Aproximación Frustrada (MISSED APPROACH). Los criterios de Aproximación Estabilizada son:

- La aeronave se encuentra en la senda de aproximación correcta.
- Solo se requieren pequeños cambios de rumbo y actitud para mantener la trayectoria.
- La velocidad no es mayor a $V_{ref} + 37$ km/h y no menor a V_{ref} .
- La aeronave se encuentra en configuración de aterrizaje con listas terminadas.
- La fase de descenso no debe de ser mayor a 1,000 ppm; si la aproximación requiere un régimen superior a 1,000 ppm, se deberá de efectuar un "briefing" especial, antes de realizar la aproximación.
- El ajuste de potencia es el adecuado al peso y configuración del aterrizaje, para mantener la velocidad planificada.
- En vuelos con condiciones meteorológicas de vuelo visual (VMC) cuando la aeronave llegue a 500 pies de altura, deberá estar estabilizada para continuar la aproximación y aterrizar. En caso de no estar estabilizada deberá frustrar el aterrizaje (GO-AROUND).

- Los máximos desvíos en el CDI y LOC serán de un DOT5 a la izquierda o un DOT a la derecha y para el GLIDE SLOPE G/S será un DOT arriba o un DOT abajo.

h. ATERRIZAJE

- El único responsable por el aterrizaje de la aeronave será el Piloto al Mando, quien podrá delega esta operación al Primer Oficial, si este se encuentra calificado para operar en ese aeródromo y si ha estado realizando la función de Pilot Flying durante todo el vuelo. Esta delegación es bajo responsabilidad y buen criterio del Piloto al Mando.
- Antes de realizar el tramo final del aterrizaje y con el avión configurado, se realizará la lista de FINAL.
- El Pilot Flying mantendrá el control de la aeronave asistido por el Pilot Monitoring quien tendrá las comunicaciones y recibirá las autorizaciones de la Torre de Control para el aterrizaje.
- El descenso en final deberá respetar la senda de aproximación designada por las luces PAPI y realizar el aterrizaje en la zona de contacto, con los trenes principales para posteriormente y mientras se disminuye la velocidad posicionar el tren de nariz en la pista, luego de esto y bajo los 190 km/h se desconectaran los Topes de Hélice y bajo 150 km/h se utilizará los frenos en forma gradual hasta reducir la velocidad por debajo de 30 km/h donde se podrá conectar la dirección (STEERING) en posición TAXI.

i. POLÍTICAS OPERACIONALES DEL EXPLOTADOR:

Las razones para discontinuar una aproximación incluyen las siguientes:

- Las referencias visuales requeridas no han sido establecidas por la Altitud/Altura de Decisión (DA/DH) o Altitud /Altura Mínima de descenso (MDA/MDH) o se adquieren, pero posteriormente se pierden.
- La aproximación por algún motivo se ha vuelto inestable.
- No es posible posicionar los trenes principales dentro del primer tercio de la pista (TOUCH DOWN ZONE).

Nota: En caso de presentarse una condición insegura o alguna de las condiciones anteriormente mencionadas y el Piloto (Pilot Flying) no realice el procedimiento de aproximación fallida (MISSED APPROACH), el Copiloto (Pilot Monitoring) podrá tomar los controles indicando yo tengo el control (I HAVE CONTROL) y realizar el procedimiento de ida de largo (GO-AROUND).

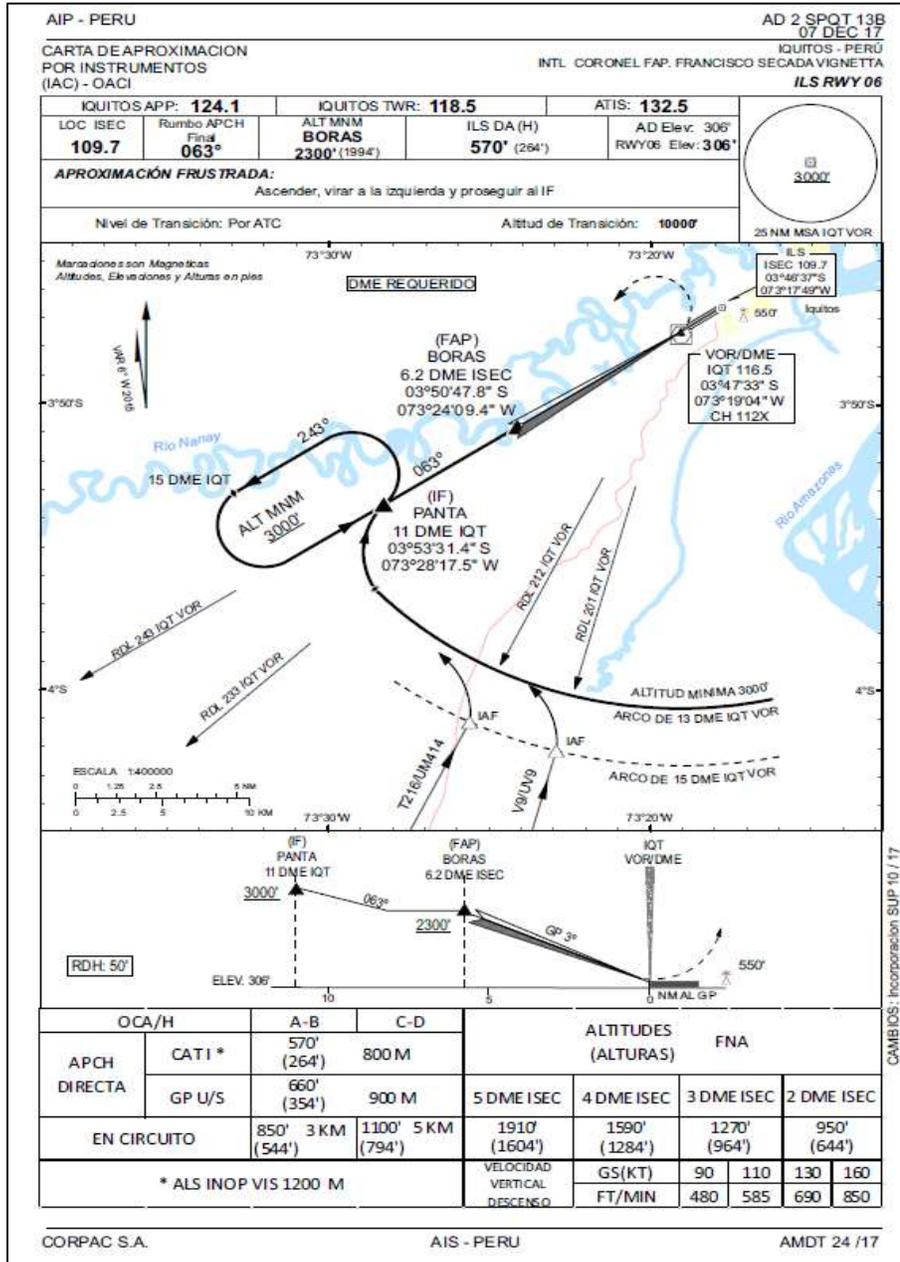
3. PROCEDIMIENTOS ANORMALES O DE EMERGENCIA

Los pilotos deben estar conscientes de que las listas de chequeo no pueden contener todas las posibles fallas, de tal forma que el buen juicio no debe ser excluido. En algunos casos, la desviación de la lista de chequeo a discreción del Piloto en Función puede ser necesaria.

⁵ DOT: desviaciones en el localizador

1.16.4.6 CARTA DE APROXIMACIÓN POR INSTRUMENTOS ILS DEL AEROPUERTO DE IQUITOS

Conforme lo establece la Carta de Aproximación por Instrumentos del AIP Perú, para la aproximación ILS al Aeropuerto Internacional de Iquitos (SPQT), se debe cumplir con los procedimientos siguientes:



POSICIONES DE REPORTE DE LA CARTA DE APROXIMACIÓN

Posición PANTA (IF) - 11 DME IQT – 3,000 pies de altura (reporte obligatorio)
Posición BORAS (FAP) – 6.2 DME IQT – 2,300 pies de altura (reporte obligatorio)

- IF (INTERMEDIATE FIX): es el punto de referencia fijo en el espacio ubicado entre el

IAF y el FAP. Sirve como un punto de paso de reporte obligatorio y ayuda a guiar a la aeronave a lo largo de la ruta de aproximación.

- FAP (FINAL APPROACH FIX): es el punto de referencia fijo en el espacio; de reporte obligatorio, que marca el inicio de la última etapa de una aproximación instrumental. Generalmente, es el punto más alejado del umbral de pista donde se inicia la configuración final para el aterrizaje, como el despliegue completo de flaps y tren de aterrizaje.

Estas posiciones son fundamentales en las operaciones instrumentales porque:

- Proporcionan orientación: Ayudan a los pilotos a mantener la aeronave en la trayectoria correcta.
- Garantizan la separación: Aseguran una separación adecuada entre las aeronaves.
- Facilitan la transición: Permiten una transición suave entre diferentes fases del vuelo.

De acuerdo a los registros de las grabaciones de las coordinaciones del Controlador de la Torre de Control de SPQT con el Piloto de la aeronave, éste NO realizó el reporte obligatorio en las posiciones PANTA y BORAS, el viraje de 360° sobre BORAS, ni sobre la falla de motor que mantenía en su aproximación.

1.16.5 REGISTROS DEL TRACKING SATELITAL Y DE LAS TRAZAS RADÁRICAS CORPAC

GUARDIAN MOBILITY INC. (GMI) actuó como proveedor de los servicios de seguimiento satelital para la aeronave AN-32A OB-2120-P, suministrando datos sobre la posición, velocidad y altura de la aeronave en tiempo real. Estos datos fueron complementados con los registros de las trazas radáricas proporcionados por CORPAC.

Mediante la superposición de los datos de seguimiento satelital y de las trazas radáricas con la utilización de herramientas de visualización geográfica como Google Earth, se logró reconstruir de manera detallada la trayectoria de vuelo de la aeronave, permitiendo identificar puntos críticos como el inicio del descenso, la alineación con la RWY06 y la fase final de aterrizaje.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

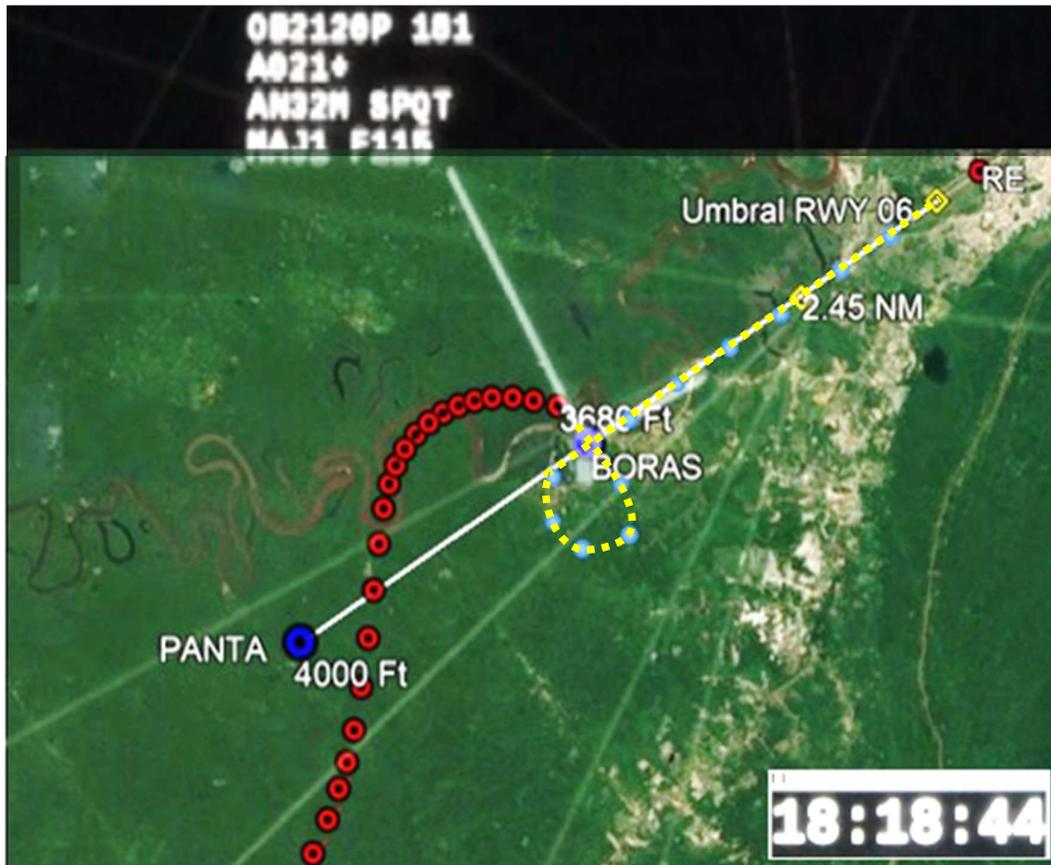
1. Posición PANTA y Viraje a BORAS



- La tripulación comunicó a la torre de control de IQT que había pasado la posición PANTA (11 DME de IQT). No obstante, el análisis de la trayectoria de vuelo reveló que la aeronave sobrevoló a 03 millas náuticas aproximadamente de PANTA, a una altitud de 4,000 pies (1,000 pies sobre la altura establecida) y realizó un viraje por derecha hacia la posición BORAS que no fueron reportados a la torre de control.
- Terminado el viraje sobrevoló la posición BORAS a las 13:16:37 h local, con 213 kt (394.5 Km/h) de velocidad y a 3,680 pies (1,380 pies sobre la altitud establecida en el procedimiento que es de 2,300 pies).
- Seguidamente, la tripulación tomó la decisión de realizar un segundo viraje de 360° por derecha para reducir velocidad, altura y retomar el rumbo 063° de aproximación final a la RWY06.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

2. Posición BORAS después del segundo viraje de 360°



- La traza radárica registra el punto en que la aeronave sobrevuela (13:18:44 h) nuevamente la posición BORAS, con una velocidad de 335 km/h (181 kt) y 2,100 pies de altitud (200 pies por debajo de lo establecido), retomando el rumbo 063° de aproximación final a la RWY06.

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

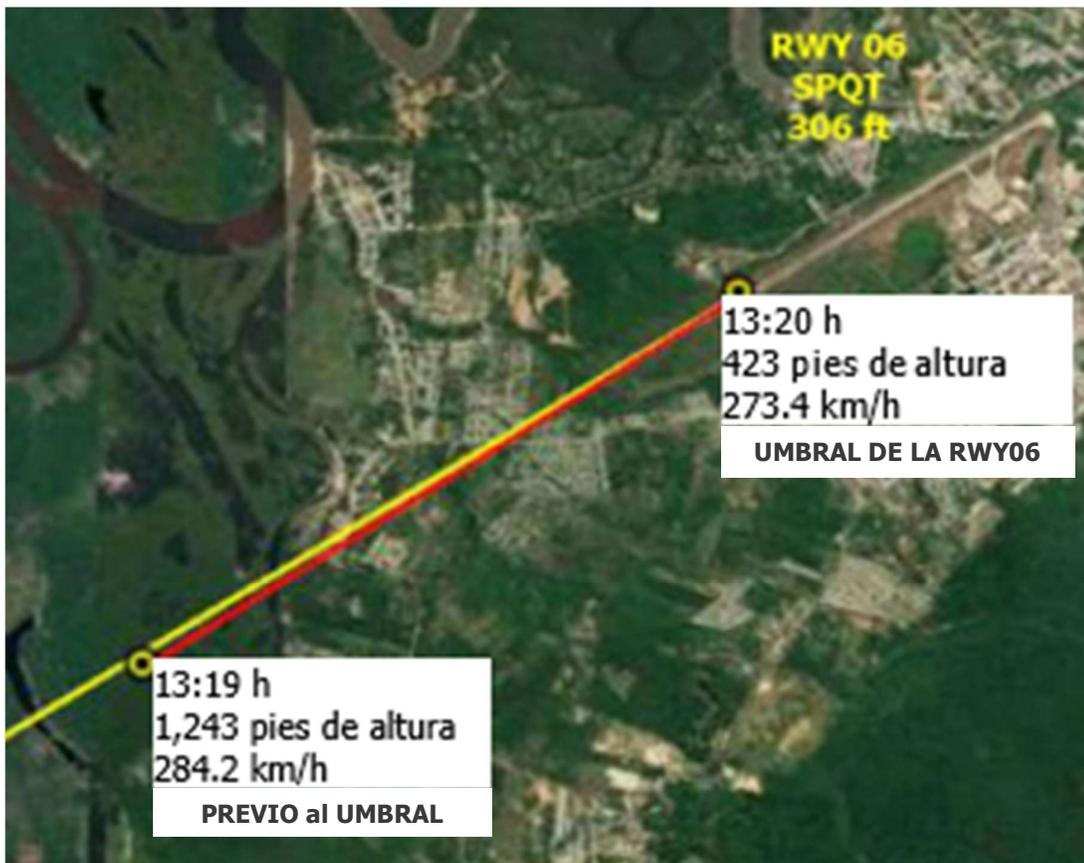
3. DESCENSO PARA EL ATERRIZAJE EN LA RWY06 (TRACKING SATELITAL)

- Después de pasar la posición BORAS, la tripulación inició el descenso en el rumbo 063°.
- El Tracking Satelital proporciono información de dos puntos antes del contacto de la aeronave con la RWY06:

Primer Punto (13:19 h): Ubicado a 2.5 MN del umbral de la RWY06, donde se registró una altura de 1,243 pies (379 m) y una velocidad de 153 kt (284 km/h).

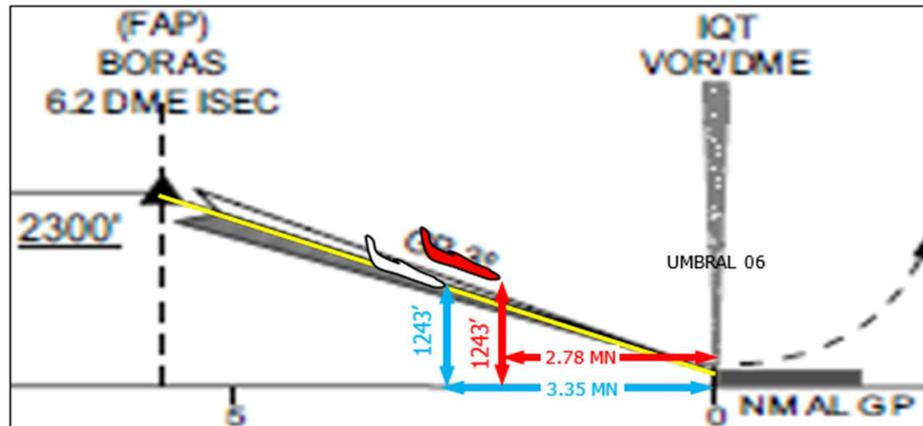
Segundo Punto (13:20 h): Ubicado sobre el mismo Umbral de la RWY06, donde se registró que la aeronave pasó sobre este punto a 423 pies (129 m) con una velocidad de 147 kt (273 km/h).

FECHA y HORA	LOCALIZACIÓN	PUNTO	VELOCIDAD		ALTURA	
14 Oct 2020 1:19 PM (UTC-5.00)	3°48`49"S, 73°21`05"W	PREVIO al UMBRAL	153 kt	284 km/h	1,243 pies	379 m
14 Oct 2020 1:20 PM (UTC-5.00)	3°47`27"S, 73°19`05"W	UMBRAL de la RWY06	147 kt	273 km/h	423 pies	129 m



4. AERONAVE ESTABILIZADA O NO ESTABILIZADA

- Conforme a la Carta de Aproximación por Instrumentos – OACI del Aeropuerto Internacional Coronel FAP Francisco Secada Vignetta, la posición BORAS que se ubica a 2,300 pies de altura y 6.2 MN de distancia al VOR, es el inicio de la GP (Senda de Planeo). La aeronave llegó a esta posición a 2,100 pies.
- Se eligieron DOS PUNTOS sobre el terreno denominados PREVIO AL UMBRAL y UMBRAL DE LA RWY06.
- El primero (PREVIO AL UMBRAL) se encontraba a una altura de 1,243 pies:
 - Según los cálculos efectuados comparados con la Carta de Aproximación, se tiene que 1,243 pies de altura está ubicado a 3.35 MN del UMBRAL de la RWY06. Ver líneas celestes en el gráfico.
 - Según los cálculos de ubicación real de este punto sobre la geografía de Google Earth, empleando los registros de las trazas radáricas, cuando la aeronave se encontraba a 1,243 pies de altura, estuvo ubicada a 2,78 MN del UMBRAL de la RWY06. Ver líneas rojas en el gráfico.



- Con respecto al segundo (UMBRAL DE LA RWY06) la información de la traza radárica y del seguimiento satelital indicaron que la aeronave a las 13:20 h sobrevoló este punto a 423 pies (129 m) y a una velocidad de 273 km/h (147 kt).



- Conforme al Procedimiento Operativo Estándar (SOP) de AEROCARIBE, la altura de decisión está fijada en 500 pies, a partir de la cual el piloto tendría que ejecutar un procedimiento de ida al aire si la aproximación se consideraba no estabilizada.
- Conforme QRH del explotador, para el peso de aterrizaje de 25 Toneladas le correspondía una velocidad de aproximación de 230 km/h con una velocidad final de aterrizaje (V_{REF}) de 215 km/h; sin embargo, según la información obtenida de las TRAZAS RADÁRICAS CORPAC, la velocidad de aproximación, cruce del Umbral de la RWY06 y Contacto fue de 273 km/h (147 kt) aprox.
- La información obtenida demostraría que la aeronave se encontraba en una aproximación no estabilizada.

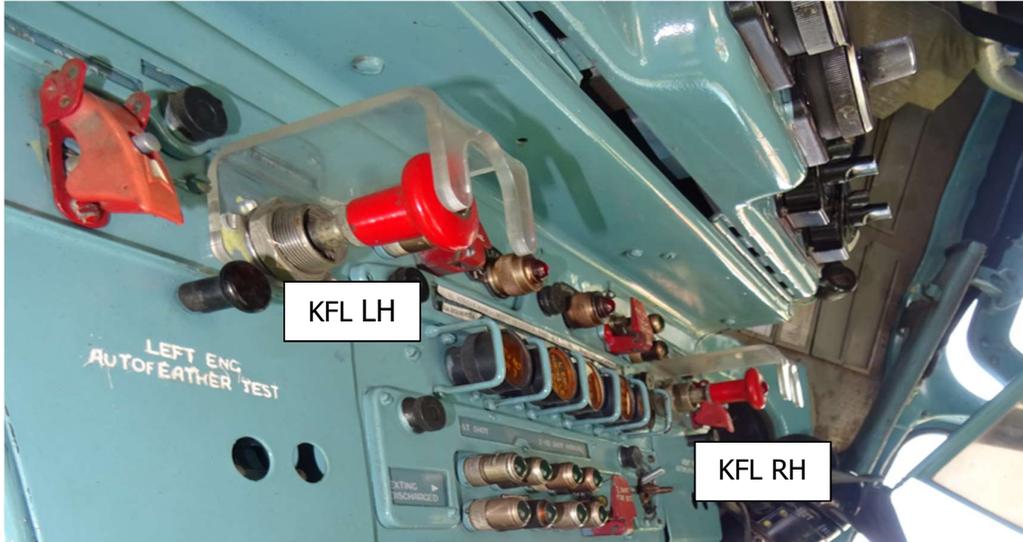
5. AERONAVE EN RWY06 Y DESCONEXIÓN DE TOPES

- Conforme al SOP del explotador: *"... luego de realizar el aterrizaje en la zona de contacto, con los trenes principales, disminuyendo la velocidad para posicionar el tren de nariz en la pista y bajo los 190 km/h se sacarán los PROPS STOP (topes de hélice) y bajo 150 km/h se utilizará los frenos en forma gradual ..."*.
- De acuerdo a la información de las trazas radáricas contrastada con la información del seguimiento satelital, la aeronave cruzó ALTO (423 pies o 129 m) el UMBRAL con una velocidad de 273 km/h (147 kt) aprox., restableciendo y haciendo Contacto entre 800 m a 1,000 m del UMBRAL, desplazándose entre 350 m a 400 m antes del Runway Excursion.
- La Velocidad de Desconexión de los Topes de Hélice se realizó aprox. a los 273 km/h (147 kt), muy superior al límite normado en el SOP del explotador que es de 190 km/h.

----- ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO -----

1.16.6 POSICIONES DE LOS BOTONES KFL DEL SISTEMA DE EMBANDERAMIENTO Y DESENBARENDAMIENTO MANUAL

Se constató que los botones de KFL (Feathering switch-light) del sistema de apagado del motor y embanderamiento de las hélices de forma manual, NO se encontraban presionados, estos fueron encontrados en la posición neutral (sistema desactivado) como se puede apreciar en la fotografía tomada inmediatamente después del accidente.



1.17 INFORMACIÓN SOBRE ORGANIZACIÓN Y GESTIÓN

El explotador, de acuerdo con su Certificado de Operador Aéreo AOC N° 086, expedido el 17-05-17, cumplía con los requisitos de la Ley de Aeronáutica Civil del Perú Ley 27261, Regulaciones Aeronáuticas del Perú 119 NE y 121 NE, las mismas que lo autorizaban a realizar Transporte Aéreo No Regular Nacional e Internacional de Carga y Correo, con los términos, condiciones y limitaciones previstos en las Especificaciones Técnicas de Operación (OPSPECS).

1.18 INFORMACIÓN ADICIONAL

1.18.1 INFORMES Y ENTREVISTAS

Como parte de las investigaciones y acorde a la normativa internacional y nacional, se solicitaron informes escritos y se efectuaron entrevistas a cada una de las personas que participaron directa o indirectamente en el accidente o fueron testigos de alguna acción relacionada a la investigación. Las entrevistas fueron dirigidas por el Investigador Encargado en presencia del equipo de investigadores de la CIAA y representantes de la entidad a la cual pertenece el entrevistado.

1.19 TÉCNICAS DE INVESTIGACIÓN ÚTILES O EFICACES

La investigación se llevó a cabo siguiendo las normas y métodos recomendados en el Anexo 13 y por el Documento 9756 Parte I de la Organización de Aviación Civil Internacional (OACI), también de acuerdo con el artículo 154.1 del Título XV de la Ley de Aeronáutica Civil del Perú, Ley N° 27261.

Durante el proceso de investigación, la CIAA estableció contacto con la DGAC-Perú y con la Autoridad de Investigación de Accidentes Aéreos de Ucrania (NBAAI).

-----O-----

2. ANÁLISIS

GENERALIDADES

Para el proceso de análisis, se contó con los hechos sustentados en la información proveniente de fuentes aceptables como: Fotografías, Videos, Entrevistas, Registro de los Audios, Informes, Anexo 13 y Manuales OACI, RAPs de la DGAC-Perú, Manuales y Documentos Operacionales y Técnicos de Cía. del explotador, Manuales del fabricante de la aeronave AN-32A OB-2120-P; y los comentarios al Proyecto de Informe Final remitidos por el Estado de Fabricación y Estado de Diseño que se presentan en el ANEXO "A" adjunto al presente.

No se contó con los registros de los Parámetros de Vuelo y de las Voces de Cabina de la aeronave, en razón que el Registrador de Datos de Vuelo Combinado (parámetros de vuelo, voz, GPS y otros) N/P CFDR-42 instalado en la aeronave, no funcionó adecuadamente y no registró ningún parámetro.

El análisis se ha centrado en las áreas críticas que guardan relación con la Runway Excursión durante el aterrizaje en la RWY06 del Aeropuerto de Iquitos, que se muestran:

- Meteorología;
- Registros del Seguimiento Satelital y Trazas Radaricas CORPAC;
- Aspectos Operacionales;
- Mantenimiento y Funcionalidad de la Aeronave, Motores y Hélices;
- Registrador de Vuelo de la Aeronave;
- Incendio y Supervivencia.

2.1 METEOROLOGÍA

El METAR publicado 21 minutos antes el accidente, indicó que la dirección del viento era variable con 04 kt de velocidad y con lluvia en las proximidades del aeródromo. El METAR SPECI de 12 minutos después del accidente, indicaba un viento variable de los 300° a 360°, con una velocidad media de 08 kt y tormenta eléctrica con lluvia, sin embargo, es importante indicar que durante el aterrizaje de la aeronave no se evidenció lluvia en la pista de vuelo.

Por lo anteriormente mencionado, el área de METEOROLOGÍA no formó parte de la cadena causal que produjera el accidente.

2.2 REGISTROS DEL SEGUIMIENTO SATELITAL y TRAZAS RADÁRICAS - CORPAC

El Seguimiento Satelital y las Trazas Radaricas evidenciaron que la aeronave no llegó vertical a la posición PANTA ni a la altura establecida de 3,000 pies; realizó maniobras (360° en la posición BORAS) por no tener los parámetros de altura y rumbo de ingreso al ILS; realizó un acercamiento al aeropuerto en una Aproximación No Estabilizada por encontrarse sobre la senda de planeo del ILS y con exceso de velocidad al cruzar el UMBRAL de la RWY06 (**V_{APROX}** en **UMBRAL** = 274 km/h), condiciones que no fueron reportadas al controlador de Torre en ningún momento.

Por lo anteriormente mencionado, el área de REGISTROS del SEGUIMIENTO SATELITAL y TRAZAS RADÁRICAS CORPAC, no se le aplica a la evaluación de factor contribuyente, por ser información de insumo para la investigación.

2.3 ASPECTOS OPERACIONALES

1. La aeronave AN-32A matrícula OB-2120-P, estuvo programada por el explotador para llevar a cabo el vuelo N° 2120 desde Lima a Iquitos el día 14 de octubre del 2020. Luego de la inspección de prevuelo realizada por el Piloto despegó sin inconvenientes a las 10:56 h, efectuando las fases de Despegue, Ascenso, Crucero y Descenso al Aeropuerto de Iquitos, sin reporte alguno de falla o mal funcionamiento de algún sistema o motor.
2. Durante la fase de descenso, el Piloto encontró en la ruta cúmulos a 10,000 pies, realizando virajes para evitarlos, esto condujo a que llegara cerca a la posición PANTA a 4,000 pies no ingresando al patron de izquierda que le hubiera permitido descender a los 3,000 pies y establecerse en el rumbo de entrada 063° hacia la siguiente posición BORAS situada a 6.2 DME y a 2,300 pies; sin embargo, el Piloto viró por derecha hacia la posición BORAS sobrevolándola a una altitud inferior a la establecida y no alineado con el rumbo de entrada, por lo que realizó un giro de 360° por derecha en un intento por corregir la altitud y el rumbo, no logrando alcanzar la altitud deseada.
3. Tras culminar el giro de 360°, siendo las 13:18:44 h aprox., el Piloto experimentó dificultades para controlar la aeronave. Notó que la velocidad no disminuía y que la aeronave mantenía una guiñada persistente hacia la izquierda de su trayectoria de vuelo, lo cual comunicó a la tripulación.
4. El Piloto indicó a su tripulación que en los instrumentos de motor el Torque del Motor N°1 registraba 20 kg/cm², mientras que el Torque del Motor N°2 registraba 40 kg/cm², una lectura considerablemente alta para la fase de aproximación; asimismo, que en el UPRT marcaba el Motor N°1 con 30° y el Motor N°2 con 70°. Esta condición indicaría que el Motor N°2 se encontraba con una potencia mayor similar a la fase de Crucero, creando una asimetría de potencia que se mantenía fija a pesar de intentarla reducir con la PMG correspondiente, condición corroborada por el Técnico de Mantenimiento de Aeronaves que se encontraba abordo.
5. Según la Tabla 1.1 del Manual Técnico del Motor AI-20D del fabricante, una indicación de 30° en el UPRT del motor N°1 se relaciona con la fase de aproximación; sin embargo, una indicación de 70° en el UPRT del motor N°2 corresponde a la fase de Crucero.
6. El Piloto, pese a tener una asimetría de potencia y encontrarse en una Aproximación No Estabilizada continuó con la aproximación para el aterrizaje, pasando el UMBRAL de la RWY06 a las 13:21:06 h con una altura de 129 metros, muy superior a lo establecido para una aproximación ILS que debe ser de 15 metros aproximadamente y con una velocidad de 273 km/h, muy superior a la velocidad establecida en el QRH del explotador para el peso de aterrizaje de 25 TM donde corresponde una V_{APROX} LÍMITE QRH = 230 km/h y una V_{REF} QRH = 215 km/h, haciendo contacto entre 800 a 1,000 metros del Umbral fuera de la Zona de Toma de Contacto.

- 7.** Según la información obtenida del Seguimiento Satelital y de las Trazas Radáricas CORPAC, se observa que la aeronave mantuvo la misma velocidad entre el UMBRAL 06 y el momento en que desconectan los Topes de Hélice.
- $V_{\text{APROX en UMBRAL (SEG-SAT y TRAZA RADAR)}} = 272 \text{ km/h aprox.}$
 - $V_{\text{CONTACTO (TRAZA RADAR)}} = 272 \text{ km/h}$
 - $V_{\text{DESCON TOPES (TRAZA RADAR)}} = 272 \text{ km/h}$
- 8.** A las 13:21:20 h, después de que el Piloto diera la orden de desconectar los Topes de Hélice, la aeronave giró bruscamente hacia la izquierda sin que fuera posible controlar su dirección, saliéndose de la pista (Runway Excursion), atravesando toda la zona de la franja de pista e ingresando a un terreno irregular donde se detuvo finalmente.
- 9.** El Controlador de Torre informó que, según sus cálculos, la aeronave se había desplazado entre 350 a 400 mts. en la pista de aterrizaje luego del Contacto, que el Piloto no comunicó algún tipo de emergencia, y que la pista estaba seca en el momento del aterrizaje.
- 10.** Los Topes de las Hélices deben desconectarse cuando las PMG se encuentran en la posición de régimen Mínimo en Tierra, con las potencias de los motores por debajo de 20 kg/cm² de Torque y velocidad bajo los 190 km/h. Esto permite que el ángulo de paso de las palas se reduzca a 1°30' para actuar como freno aerodinámico facilitando la rápida disminución de la velocidad de la aeronave; sin embargo, si la hélice detecta que los torques son equivalentes a los utilizados en la fase de Crucero, esto no ocurre debido a que el sistema interpreta que se está suministrando potencia para mantener el vuelo.
- 11.** Cuando los Topes de Hélice fueron desconectados, el momento de giro hacia la izquierda de la aeronave se incrementó porque las palas de la hélice del motor N°1 pasaron a ángulo de freno aerodinámico, por el contrario, las palas de la hélice del motor N°2 se mantuvieron en el ángulo correspondiente a la potencia de fase de Crucero.
- 12.** La tripulación no presiono los botones de KFL para activar manualmente el sistema de apagado del motor y embanderamiento de las hélices, porque luego del accidente se encontraron en la posición neutral (sistema desactivado).
- 13.** Como indica el SOP del explotador, en toda aproximación final, se deben mantener los criterios de Aproximación Estabilizada, Los criterios establecidos son los siguientes:
- La aeronave se encuentra en la senda de aproximación correcta.
 - Solo se requieren pequeños cambios de rumbo y actitud para mantener la trayectoria.
 - La velocidad no es mayor a ($V_{\text{ref}} + 37 \text{ km/h}$) y no menor a V_{ref} .
 - La aeronave se encuentra en configuración de aterrizaje con listas terminadas.
 - En vuelos IMC cuando la aeronave llegue a 1,000 pies de altura deberá estar estabilizada para continuar la aproximación y aterrizar, caso contrario se debe realizar una Aproximación Frustrada.
 - En vuelos VMC cuando la aeronave llegue a 500 pies de altura deberá estar estabilizada para continuar la aproximación y aterrizar, caso contrario se debe realizar una Aproximación Frustrada.

14. Como antecedentes a esta accidente, se tiene que en el año 2018, existieron dos incidentes con un motor en la aeronave AN-32A OB-2098-P, en ese momento y luego de la investigación a través del SMS, se dispuso incluir en el QRH del explotador, el Procedimiento de Emergencia "Engine Power Rating Changed or Can't Be Changed" (El régimen de Potencia del Motor, Cambió o No Puede Ser Cambiado), basado en la tabla del AFM del AN32A (tabla de la sección 8.1, pág. 22) donde definen tres momentos de un mal funcionamiento del motor:

- 1ro: No es posible cambiar el régimen de funcionamiento del motor, la PMG no se mueve.
- 2do: El régimen de funcionamiento del motor se redujo espontáneamente a régimen de IDLE. Al mover la PMG el régimen no aumenta.
- 3ro: El régimen de funcionamiento del motor ha aumentado espontáneamente a régimen de DESPEGUE. Al mover la PMG el régimen no disminuye.

Como acción correctiva a la falla del motor, la tripulación debe detener la operación del motor, antes del aterrizaje. Es importante precisar que durante los dos incidentes la tripulación de la aeronave AN-32A OB-2098-P, efectuó el apagado del motor por seguridad para el aterrizaje.

2.4 MANTENIMIENTO Y FUNCIONALIDAD DE LA AERONAVE, MOTORES Y HÉLICES

- 1.** Tras revisar y evaluar la documentación técnica de la aeronave, motores, sistemas y componentes, se verificó que la aeronave estaba en condiciones de aeronavegabilidad adecuadas para el vuelo que terminó en accidente, con horas, ciclos y días calendario disponibles para operar.
- 2.** Sobre los registros de la aeronave, es pertinente indicar que:
 - La aeronave tenía un límite de calendario para OH asignado que vencía el 30-10-24, es decir, 16 días después de la fecha del accidente, según la extensión otorgada por el fabricante ANTONOV.
 - Transcurrieron cerca de 856 h, 750 Cy y 18.5 meses, a la fecha del accidente, desde que la aeronave recibió el último Servicio Periódico de 1,800 h en la OMAE N°010.
 - A la fecha del accidente, habían pasado solo 02:25 h, 1 Cy y 48 h aprox. desde que la aeronave recibió el último Servicio Operativo del Tipo B en la OMA N° 073. Este servicio incluyó el registro de parámetros durante el Arranque y Pruebas en Tierra de ambos motores, los cuales arrojaron resultados satisfactorios. De estos registros se extrajeron los parámetros de UPRT (grados), RPM (%) y TORQUE (kg/cm²) en diferentes regímenes, que a continuación se presentan:

----- *ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO* -----

RÉGIMEN	MOTOR	UPRT	RPM (%)	T° EGT (°C)	P Torque (Kgf/cm ²)
12. Decolaje	LH	100±4	95.5	480	70
	RH		95.5	490	71
13. Máximo	LH	90±2	95.5	440	61
	RH		95.5	440	62
14. Nominal	LH	79±2	95.5	420	51
	RH		95.5	420	52
15. Crucero	LH	70	95.5	480	41
	RH		95.5	490	42
16. Mínimas	LH	23	95.5	290	7
	RH		95.5	290	7
17. Gas min. En Tierra	LH	0	81.5	300	5
	RH		81.5	300	4

Nota: Es pertinente indicar que en este Servicio Operativo del Tipo B, se inspeccionaron satisfactoriamente: rotores, álabes de compresor y turbina de los motores, tobera de escape, juegos en carenados de hélices, encendido de los motores para probar sistema de combustible, verificación de las PMG, verificación de los sistemas de Desconexión de los Topes de Hélice y Embanderamiento por empuje negativo, entre otros servicios complementarios.

- El Departure Check y el Pre-Flight Inspection realizados antes del despegue del vuelo accidentado no tuvo reportes de falla o mal funcionamiento. El Departure Check, realizado por el Técnico de Mantenimiento de Aeronaves de Abordo es básico y está orientado a comprobar la integridad de las superficies de control y compensación, drenaje de residuos en el combustible, inspección y prueba en tierra de los motores según corresponda, recarga de combustible, entre otros servicios menores.
3. No fue posible tomar muestras de fluidos (combustible y aceite), porque estos se habían derramado y/o contaminado, por la zona pantanosa y la lluvia torrencial que cayó inmediatamente después del accidente.
 4. Se determinó que el Centro de Gravedad (C.G.) de la aeronave se ubicaba dentro de un intervalo correspondiente a la Cuerda Media Aerodinámica, lo cual indica que la aeronave se encontraba correctamente balanceada para llevar a cabo el vuelo el día del accidente.
 5. La aeronave que contaba al despegue con 4,800 kg de combustible, tenía considerado 2,875 kg aprox. que se emplearían hasta el aeropuerto de Iquitos y en caso de requerirse, tenía considerado 1,950 kg para el aeródromo alterno de Tarapoto (SPST) donde emplearía 1,000 kg y a Pucallpa (SPCL) donde emplearía 1,140 kg.

6. De la revisión de los RTV de los últimos 100 días de la aeronave, se evidencia la ausencia de registros de discrepancias relacionadas a diferencias de Torque y Potencia (UPRT) entre los dos motores.
7. El Regulador de Combustible KTA que dispne, controla corrige y regula el suministro de combustible al motor, de acuerdo al régimen de operación elegido por la tripulación y a los parámetros de altitud, velocidad y temperatura del aire de entrada al motor.
8. El Manual de Empleo Técnico del MOTOR AI-20Д serie 5, del fabricante, ha previsto un tipo de falla o mal funcionamiento, similar a la detectada en la aeronave AN-32A siniestrada, y que se presenta en el acápite 9.16 Defecto (falla o mal funcionamiento), del Capítulo 9 DESPERFECTOS POSIBLES DEL MOTOR, CAUSAS DE SEGUIMIENTO Y METODOS DE SU ELIMINACION, como sigue:

Defecto reportado:

Al mover la PMG para aumento o disminución del régimen, no es posible obtener el régimen deseado en el motor.

1ra Causa Posible:

Se ensuciaron o cambiaron de lugar los paquetes de estrangulamiento (restrictores) del desacelerador del ritmo de reducción de gases o del conjunto de aceleración escalonada del KTA.

Método de eliminación: Lave los paquetes de estrangulación del desacelerador del ritmo de reducción de gases o del conjunto de aceleración escalonada del KTA.

2da Causa Posible:

Las lecturas de los Grados indicados en el UPRT no corresponden a la posición de la PMG, según lo indicado en el LIMBO del KTA.

Método de eliminación: Obtenga el sincronismo de las lecturas del UPRT con el LIMBO de la KTA.

3ra Causa Posible:

Trancamiento del Buje o del Distribuidor del amortiguador hidráulico del KTA.

Método de eliminación: Reemplace el KTA.

9. La falla experimentada en el motor N°2 de la aeronave AN-32A matrícula OB-2120-P siniestrada, tenía una causa similar a las fallas de motor previamente analizadas por el explotador en eventos ocurridos el 28-09-18 y el 2-10-18 en la aeronave AN-32A OB-2098-P. Estas fallas fueron solucionadas finalmente, mediante el reemplazo del KTA del motor N°2, siguiendo la guía del acápite 9.16 Defecto (falla o mal funcionamiento), del Capítulo 9 DESPERFECTOS POSIBLES DEL MOTOR, CAUSAS DE SEGUIMIENTO Y METODOS DE SU ELIMINACION, del Manual de Empleo Técnico del MOTOR AI-20Д serie 5, del fabricante.
10. El Manual de Empleo Técnico del motor AI-20Д señala que los grados indicados en el UPRT (provenientes del sensor de posición en el KTA) pueden sincronizarse con el LIMBO del KTA de cada motor, permitiendo una tolerancia de +/-1%. Esto sugiere que una posible desincronización del KTA podría haber sido la causa del accidente.

11. Tras la inspección especial pos-accidente de cada Solenoide N/P 3MT-690 correspondiente a los Topes de Hélice de la aeronave siniestrada, se llevó a cabo una prueba funcional. Esta prueba demostró que los solenoides respondían satisfactoriamente al desplazar los pines hacia el exterior, simulando la desconexión de los Topes de Hélice.

12. De la inspección de las hélices pos-accidente, se evidenció lo siguiente:

a. Hélice del motor N°1

Las cuatro palas estaban desplazadas en ángulo de paso (pitch) alto, por probable embanderamiento, no congruente con el ángulo de paso de freno aerodinámico (1°30') requerido al Desconectar los Topes de Hélice, observación que no fue posible investigar, porque no se contaba con evidencia adicional.

b. Hélice del motor N°2

Las cuatro palas estaban desplazadas en ángulo de paso (pitch) bajo, por probable embanderamiento, no congruente con una hélice que no se debería embanderar a pesar de retirar los Topes de Hélice, en razón que se sus parámetros eran compatibles a un régimen de crucero. El conjunto de la hélice y sus palas se desprendieron del eje del motor y recorrieron varios metros sobre el terreno durante la RE, siendo sometidos a fuertes impactos imposibles de investigar, porque no se contaba con evidencia adicional.

Por lo anteriormente mencionado, el área de MANTENIMIENTO Y FUNCIONALIDAD de la AERONAVE, MOTORES y HÉLICES formó parte de la cadena causal que produjera el accidente, por lo cual, se considera Factor Contribuyente.

2.5 REGISTRADOR DE VUELO DE LA AERONAVE

- 1.** Los parámetros del vuelo y voces de cabina no estuvieron disponibles para el análisis del accidente debido a que el registrador CFDR-42 no logro grabar dicha información.; como lo informó la Autoridad de Investigación de Accidentes Aéreos de Ucrania (NTIB) cuando se le pidió que efectuara la descarga de los datos en sus laboratorios.
- 2.** Según lo reportado por la Autoridad de Aviación Civil de Ucrania (SAAU), la Lista de Modelos de Aeronaves No. AML-DTL0203 con fecha del 08.02.2021, especifica las aeronaves elegibles para la aplicación del STC N° DTL0203 "Instalación del Registrador de Datos de Vuelo y Voz de Cabina CFDR-42 (H2)". Esta lista no incluye a la aeronave AN-32A (número de serie 1805) matrícula OB-2120-P siniestrada. Por consiguiente, se solicitará a la DGAC llevar a cabo una investigación al respecto.

Al área de REGISTRADOR DE VUELO de la AERONAVE, no se le aplica a la evaluación de factor contribuyente, por ser información de insumo para la investigación.

----- ESPACIO DEJADO INTENCIONALMENTE EN BLANCO -----

2.6 INCENDIO Y SUPERVIVENCIA

- 1.** El salvamento inmediato y traslado de la tripulación a lugar seguro en el Aeropuerto de Iquitos demostró una gestión eficiente de la emergencia y una utilización adecuada de los recursos humanos y medios de transporte propios y de la localidad, en línea con lo establecido en el Plan de Emergencia de ADP y el respectivo SEI, priorizando la preservación de la vida e integridad de la tripulación.
- 2.** Los miembros de la tripulación y el técnico de mantenimiento de aeronaves fueron internados en el hospital regional y una clínica local para observación y luego derivados a centros médicos de lima para el tratamiento subsecuente.

Por lo anteriormente mencionado, el área de INCENDIO Y SUPERVIVENCIA no formó parte de la cadena causal que produjera el accidente, por lo cual, no se considera Factor Contribuyente.

-----○-----

3. CONCLUSIONES

3.1 CONSTATAIONES

- 1.** La aeronave ANTONOV AN-32A matrícula OB-2120-P, estuvo programada por el explotador aéreo para transportar carga en el vuelo N° 2120 desde el Aeropuerto Internacional Jorge Chávez de Lima al Aeropuerto Internacional Coronel FAP Francisco Secada Vignetta de Iquitos.
- 2.** La aeronave se encontraba certificada, equipada y mantenida de conformidad a las regulaciones y procedimientos aprobados, garantizando su aeronavegabilidad antes de ser despachada para el vuelo.
- 3.** La Tripulación de Vuelo estuvo conformada por un Piloto, un Copiloto y un Navegante; además, como pasajero se encontraba un Técnico de Mantenimiento de Aeronaves especialista en los motores AI-20Д serie 5 para tareas de apoyo de mantenimiento en tierra.
- 4.** La Tripulación de Vuelo de la aeronave poseía las licencias requeridas, estaba en condiciones médicas aptas y contaba con la calificación para el vuelo de conformidad con la reglamentación vigente.
- 5.** Dos días previos al accidente, la OMA N° 073 completó el último Servicio Operativo Tipo B para la aeronave, concluyendo con pruebas de corrido de motores que simulaban todos los regímenes de operación en vuelo. Durante este proceso, no se registró ninguna falla o mal funcionamiento relacionado con el Torque y la Potencia (UPRT) de los motores.
- 6.** La aeronave contaba con combustible suficiente para llegar a su destino (Iquitos) y a sus alternos (Tarapoto o Pucallpa) en caso de presentarse algún problema en las condiciones meteorológicas o alguna emergencia en vuelo.
- 7.** La tripulación tras llevar a cabo el servicio de inspección pre-flight y completar de manera satisfactoria la emisión de los documentos de despacho correspondientes, despegó de Lima a las 10:56 h aproximadamente. Las fases de Despegue, Ascenso, Crucero y Descenso se ejecutaron sin reportes de falla o mal funcionamiento de algún sistema o motor por parte de la Tripulación de Vuelo.
- 8.** Las comunicaciones radiotelefónicas entre la Tripulación y el Controlador de la Torre CORPAC del Aeropuerto de Iquitos se dieron en forma fluida y sin observaciones.
- 9.** A las 13:05 h aprox., el Piloto inició el descenso hacia el Aeropuerto de Iquitos, debiendo chequear la posición PANTA a 3,000 pies; sin embargo, por la presencia de cúmulos en la ruta realizó virajes para evitar turbulencia, llegando a la derecha de dicha posición con mayor altura.
- 10.** El Piloto viró por derecha a la siguiente posición BORAS, efectuando dos intentos insatisfactorios de alcanzarla con exactitud, un 1er intento lo efectuó a mayor altura y un 2do intento lo efectuó a menor altura de la establecida.

- 11.** Después de efectuar el 2do intento sobre la posición BORAS, el Piloto informó a la tripulación que tenía problemas para controlar la aeronave, la cual no desaceleraba, guiñaba hacia la izquierda de la trayectoria de vuelo y tenía una mayor Potencia del motor N°2 con respecto al motor N°1.
- 12.** El Piloto continuó con la fase de descenso, desplazando las PMG de ambos motores, en el régimen de Mínimo en Vuelo y constatando que la Potencia del Motor N°2 se mantenía en 40 kg/cm² de Torque (valor correspondiente a la fase de Crucero).
- 13.** La sobre potencia del motor N°2 en comparación con el motor N°1, causaba una alta asimetría de empuje, que generaba una guiñada hacia la izquierda en la trayectoria de vuelo.
- 14.** El Piloto tomó la decisión de continuar con la aproximación y el aterrizaje, pese a encontrarse en una Aproximación No Estabilizada, con empuje asimétrico de potencia en las hélices.
- 15.** La tripulación no se declaró en emergencia ni reportó algún mal funcionamiento del motor a la Torre del Aeropuerto de Iquitos.
- 16.** Durante la aproximación final, el Piloto continuaba en Aproximación No Estabilizada, encontrándose en el rumbo correcto, pero por encima de la senda de planeo y con una velocidad de 273 Km/h, que excedía la velocidad máxima establecido como límite en el QRH del explotador de 230 Km/h, esta velocidad la mantuvo en el aterrizaje y contacto.
- 17.** Después de que la aeronave hiciera contacto en la pista RWY06, el Piloto ordenó al Copiloto desconectar los topes de hélice a una velocidad de 273 km/h, superior en 83 km/h al límite establecido en el SOP del explotador (190 km/h). Esta acción agravó el momento de giro hacia la izquierda por la sobre potencia en el motor N°2, provocando un desvío de la aeronave de manera abrupta e incontrolable, resultando en una salida de pista clasificada como Runway Excursion (RE).
- 18.** Durante las pruebas pos-accidente realizadas al Sistema de Desconexión de los Topes de Hélice de cada motor, se confirmó que los Solenoides operaban satisfactoriamente, descartándose alguna anomalía que hubiese perjudicado el procedimiento.
- 19.** La tripulación no activó los botones KFL del sistema de apagado del motor y embanderamiento de las hélices.
- 20.** Como resultado de la RE que la hizo atravesar un terreno abrupto e irregular, la aeronave perdió el motor N°2, las palas de la hélice se destruyeron, y parte del ala derecha, junto con otros componentes, se dañaron antes de detenerse. Esto provocó un incendio localizado en la zona de empotramiento del ala derecha y en el motor N°1.
- 21.** Como consecuencia del accidente, la tripulación y el Técnico de Mantenimiento de Aeronaves sufrieron lesiones de diversa gravedad, por lo cual fueron evacuados y atendidos inmediatamente en centros médicos de la localidad.

22. El SEI, en coordinación con los controladores de torre de CORPAC en el Aeropuerto de Iquitos, respondió eficientemente a la emergencia, utilizando recursos oportunamente para preservar la vida e integridad de la tripulación, extinguir el fuego y evacuar al personal.
23. La NTIB informó que el CFDR-42, Registrador de Datos de Vuelo Combinado de abordaje, no registró los datos del vuelo, situación que afectó la oportuna culminación del Informe Final, demandando la obtención de datos por otros medios.
24. En dos incidentes previos similares en asimetría de potencia causada en uno de los motores de la aeronave AN-32A OB-2098-P, la tripulación realizó el apagado del motor por seguridad para el aterrizaje.
25. El explotador solucionó la falla del OB-2098-P siguiendo el Manual Técnico del motor AI-20D serie 5, reemplazando el Regulador de Combustible KTA, componente clave del Sistema de Regulación Automática del motor.
26. El fabricante y diseñador del ANTONOV AN-32 y la Autoridad de Investigación de Accidentes de Ucrania (NBIT) confirmaron que las recomendaciones en la tabla de la sección 8.1, pág. 22 del AFM son adecuadas para fallas de control de motor.

3.2 PROBABLE CAUSA Y FACTORES CONTRIBUYENTES

La Comisión de Investigación de Accidentes de Aviación del Ministerio de Transportes y Comunicaciones, determina como la Causa Probable del Accidente:

3.2.1 CAUSA PROBABLE

Excursión de Pista (Runway Excursion) por pérdida del control direccional de la aeronave después del aterrizaje al desconectar los topes de hélice para el frenado aerodinámico a una velocidad superior a la establecida, que generó un incontrolable momento de giro hacia la izquierda de la trayectoria, debido al empuje asimétrico de las hélices.

3.2.2 FACTORES CONTRIBUYENTES

1. Realizar un aterrizaje en una Aproximación No Estabilizada, no ejecutando el procedimiento de Go-Around establecido.
2. Realizar un aterrizaje con falla por empuje asimétrico de las hélices, no aplicando el procedimiento establecido en el QRH del Explotador de apagar el motor con falla.
3. Probable falla del Regulador de Combustible KTA del Sistema de Regulación Automática de la Frecuencia de Rotación y Potencia del Motor, que bloqueó la reducción de la potencia del motor N°2 a regímenes de operación establecidos para la aproximación y el aterrizaje.

-----O-----

4. RECOMENDACIONES SOBRE SEGURIDAD OPERACIONAL - RSO

Como resultado de la investigación del accidente por RUNWAY EXCURSION de la aeronave ANTONOV AN-32A matrícula OB-2120-P durante el aterrizaje en el Aeropuerto Internacional Coronel FAP Francisco Secada Vignetta (SPQT), la CIAA emite las siguientes RSO:

4.1 A LA DIRECCIÓN GENERAL DE AERONÁUTICA CIVIL– DGAC:

Como autoridad de aviación civil responsable de normar, vigilar, fiscalizar y sancionar las actividades aeronáuticas del país, se le solicita evaluar y disponer la implementación de las siguientes Recomendaciones de Seguridad Operacional:

1. AL EXPLOTADOR DE AERONAVES:

- a. Mejorar el Programa de instrucción de las Tripulaciones de Vuelo, a efectos de fortalecer la instrucción sobre el QRH del explotador de aeronaves con respecto al PROCEDIMIENTO DE EMERGENCIA «ENGINE POWER RATING CHANGED OR CAN´T BE CHANGED» revisado, como se recomienda en siguiente RSO e.2).
- b. Verificar y supervisar que los equipos Registradores de Vuelo instalados en las aeronaves AN-32, operen en toda su capacidad, garantizando el registro de todos los parámetros de vuelo y grabaciones de voces en todas las operaciones aéreas que se ejecuten.
- c. El área de Gestión de la Seguridad Operacional (SMS) deberá poner en conocimiento de todas las tripulaciones y el personal de mantenimiento, la presente investigación, con el fin de prevenir futuros accidentes o incidentes de aviación relacionados a la Causa Probable y Factores Contribuyentes encontrados.

2. A LOS EXPLOTADORES NACIONALES CON FLOTA DE AERONAVES AN-32

Evaluar la pertinencia de aplicar las presentes RSO en los explotadores aéreos nacionales con flota de aeronaves AN-32, con el fin de mantener y mejorar la Seguridad Operacional del estado.

-----O-----

ANEXO "A"**RESUMEN DE COMENTARIOS AL PROYECTO DE INFORME FINAL
DEL ESTADO DE DISEÑO Y FABRICACIÓN DE UCRANIA**

De conformidad a lo estipulado en el acápite 6.3¹ del Anexo 13 al Convenio sobre Aviación Internacional "Investigación de accidentes e incidentes de aviación", el borrador del informe final fue enviado el 17-11-23 vía correo electrónico al Representante Acreditado de la NATIONAL BUREAU AIR ACCIDENTS INVESTIGATION of CIVIL AIRCRAFT – NBAAI autoridad de investigación de accidentes aéreos de Ucrania representante del Estado de Fabricación y Diseño, quien a su vez lo remitió a las siguientes entidades: la NATIONAL TRANSPORT INVESTIGATION BUREAU – NTIB como la autoridad de investigación de seguridad operacional de Ucrania, la STATE AVIATION ADMINISTRATION of UKRAINE – SAAU como la autoridad de aviación civil de Ucrania, la EMPRESA ESTATAL ANTONOV – SE ANTONOV como diseñador de la aeronave y la EMPRESA ESTATAL IVCHENKO – PROGRESS como diseñador de los motores, para que formulen sus comentarios relevantes y fundamentados sobre el informe.

1. COMENTARIOS DE LA NATIONAL TRANSPORT INVESTIGATION BUREAU – NTIB

- El informe no abordó la cuestión de por qué la hélice izquierda fue embanderada. La comisión determinó que esto se debió a su impacto en el terreno (sección 2.7, punto 1 1a). Pero no hay ninguna foto del panel articulado en la cabina, especialmente de los botones KFL.
- No hay información sobre el análisis de combustible y aceite de motor.
- No hay información sobre el análisis de la falla del motor N° 2.
- El Borrador del Informe proporciona 2 casos de fallas de motor similares, pero no hay información sobre si estos casos fueron estudiados y si las recomendaciones se hicieron con base en los resultados de estos estudios.
- No hay información sobre cómo familiarizar a la tripulación con casos similares de falla del motor. ¿Se instruyó a la tripulación sobre las acciones necesarias en caso de tal falla?
- Reemplazo de frases o datos incorrectos o incompletos o agregado de frases o datos ausentes para mejor comprensión del alcance de la investigación.
- En la sección 2.7 "Mantenimiento y operación de la aeronave, motores y hélices" (Página 90), el punto 11 contiene una suposición poco probable y requiere evidencia especial sobre el cambio simultáneo en los ángulos de paso de todas las palas («pitch angle») de ambas hélices.
- En el Capítulo II "Análisis", en la Cláusula 2.4.11, tener en cuenta las recomendaciones de la tripulación, que se especifican en el actual Manual de Vuelo - AFM de la aeronave An-32A (Capítulo 8.I, Página 22).

¹ 6.3 El Estado que lleva a cabo la investigación enviará una copia del proyecto de informe final a los Estados siguientes invitándoles a que, lo antes posible, formulen sus comentarios relevantes y fundamentados sobre el informe: a) Estado que instituyó la investigación; b) Estado de matrícula; c) Estado del explotador; d) Estado de diseño; e) Estado de fabricación; y f) todo Estado que participó en la investigación, de acuerdo con el Capítulo 5.

2. COMENTARIOS DE LA STATE AVIATION ADMINISTRATION of UKRAINE – SAAU

- Reemplazo de frases o datos incorrectos o incompletos o agregado de frases o datos ausentes para mejor comprensión del alcance de la investigación, en las siguientes partes del borrador de informe final:
 - ABREVIATURAS Y SÍMBOLOS
 - SINOPSIS
 - Capítulo 1. INFORMACIÓN FACTUAL: Cláusula 1.1 / párrafos 2., 6., 7., 8., 9., 15.; Cláusula 1.5 / acápite 1.5.3; Cláusula 1.6 / acápites 1.6.1, 1.6.7, 1.6.8; Cláusula 1.7; Cláusula 1.11
 - Capítulo 2. ANÁLISIS: Cláusula 2.2 / párrafo 1.
 - Capítulo 3. CONCLUSIONES: Cláusula 3.1 / párrafo 17.
- Asimismo, solicita revisar y corregir o aclarar información relacionada a:
 - Cláusula 1.11
Certificado Tipo Suplementario N° DTL0203, porque no es aplicable al AN-32A número de serie 1805 correspondiente al AN-32A OB-2120-P accidentado, de acuerdo con la Lista de Modelos Aprobados No. AML-DTL0203 de fecha 08. 02. 2021.
 - Cláusula 1.1 / párrafo 2.:
¿Por qué el pre-flight fue realizado por un Técnico de Mantenimiento?
 - Cláusula 1.1 / párrafo 7.:
Explicar el texto: "...una llegada elevada a la posición PANTA (altitud 3,000 pies) ...".
 - Cláusula 1.1 / párrafo 9.:
¿por qué el navegante no participa en el circuito de control de la aeronave según la información proporcionada en el borrador del informe final?
 - Cláusula 1.1 / párrafo 15.:
¿Hubo una orden de que el Copiloto efectúe la desconexión de los Topes de Hélice?
 - Cláusula 1.5 / acápite 1.53:
Aclarar que de acuerdo con el CT No. TL0006 de fecha 09. 09. 2011 y la Lista de Datos a la misma de fecha 14. 08. 2023, edición 12, el tamaño mínimo de la tripulación es de 3 personas (jefe de la tripulación - piloto, ayudante del jefe de la tripulación - copiloto y navegante).

3. COMENTARIOS DE LA EMPRESA ESTATAL ANTONOV – SE ANTONOV

Luego de procesar la información, indica que:

- Se aceptará sin comentarios el informe en la parte de descripción del evento y las correspondientes actuaciones de la tripulación.
- Las recomendaciones sobre las acciones de la tripulación en caso de falla en el control de los regímenes del motor son suficientes, tal como se indican en la tabla sobre "Manifestaciones de Mal funcionamiento" y "Acciones de la Tripulación" del capítulo 8.1., página 22 del AFM actual de la aeronave AN-32A, que a la letra precisa lo siguiente:

 РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ	
Проявление неисправности	Действия экипажа
Невозможно изменить режим работы двигателя, РУД не перемещается	Удерживайте самолет от крена. Контролируйте параметры работы двигателя. Продолжайте полет. При необходимости остановите двигатель. Заход на посадку и посадку выполняйте с одним работающим двигателем (см. подразд. 6.2)
Самопроизвольно уменьшился режим работы двигателя до ЗМГ. При перемещении РУД режим не увеличивается	Остановите двигатель. Выполните полет с одним работающим двигателем (см. подразд. 6.2)
Самопроизвольно увеличился режим работы двигателя до валентного. При перемещении РУД режим не уменьшается	Удерживайте самолет от крена. Продолжайте полет. Остановите двигатель при необходимости, но не позднее чем через 5 мин работы на взлетном режиме. Выполните полет с одним работающим двигателем (см. подразд. 6.2)

Cuya traducción al español, es como sigue:

MANIFESTACIÓN DE MAL FUNCIONAMIENTO		ACCIONES DE LA TRIPULACION
1	No es posible cambiar el régimen de funcionamiento del motor, el RUD (PMG) no se mueve.	Evite que la aeronave banquee. Supervise los parámetros de trabajo del motor. Continuar el vuelo. Si fuera necesario, detenga el funcionamiento del motor. La aproximación y el aterrizaje deben realizarse con un motor operando (véase la subsección 6. 2)
2	El régimen de funcionamiento del motor se redujo espontáneamente a IDLE. Al mover RUD (PMG), el régimen no aumenta.	Detenga el funcionamiento del motor. Realice el vuelo con un motor operando (ver Sección 6. 2)
3	El régimen de funcionamiento del motor ha aumentado espontáneamente a régimen de DESPEGUE. Al mover el RUD (PMG), el régimen no disminuye.	Evite que la aeronave banquee. Sigue volando. Si fuera necesario, detenga el funcionamiento del motor, pero no más tarde que dentro de los 5 minutos de funcionamiento en régimen de despegue. Vuele con un motor operando (ver Sección 6. 2)

RUD (PALANCA DE MANDO DEL MOTOR) ó PMG (PALANCA DE MANDO DE GASES)
EMG (MINIMO DE GASES)

4. COMENTARIOS DE LA EMPRESA ESTATAL IVCHENKO – PROGRESS

No emitió comentarios.

5. COMENTARIO ADICIONAL DE LA NATIONAL TRANSPORT INVESTIGATION BUREAU – NTIB

Based on your request, we consider it necessary to comment:

The situation described in this flight may correspond to the cases specified in the failure table, page 22, section 8.1 AFM An-32 (points 2, 3): "when moving the throttle, the engine mode (indications) does not change. The main action of the crew here is to stop the problem engine and continue the flight with one engine functioning. Therefore, NBRT specialists consider this document to be a sufficient basis for the crew's actions in such cases".

Traducción

En base a su solicitud, consideramos necesario comentar:

La situación descrita en este vuelo puede corresponder a los casos especificados en la tabla de fallas, página 22, apartado 8.1 AFM An-32 (puntos 2, 3): "al mover el acelerador, el régimen del motor (indicaciones) no cambia. La acción principal de la tripulación aquí es detener el motor con problemas y continuar el vuelo con un motor en funcionamiento. Por lo tanto, los especialistas del NBRT consideran que este documento es una base suficiente para las acciones de la tripulación en tales casos".

State Air Investigation Expert
National Transport Investigation Bureau of Ukraine

-----O-----

Informe revisado y aprobado por la:

COMISIÓN DE INVESTIGACIÓN DE ACCIDENTES DE AVIACIÓN
Jr. Zorritos N° 1203
Edificio Central piso 12, Sector D
Cercado de Lima
Lima – Perú
ciaa@mtc.gob.pe