



DICTAMEN PERICIAL

AGUSTA 109C HK 3661G

CR (r) RAFAEL F CERON ROJAS

Bogotá, 15 de mayo de 2024

Honorable
TRIBUNAL ADMINISTRATIVO DE CUNDINAMARCA
MAGISTRADO DR JUAN CARLOS GARZON MARTINEZ
La Ciudad.

Asunto: Dictamen Pericial de contradicción – radicación 25000233600020180014700

De acuerdo con el requerimiento efectuado por MAPFRE Seguros de Colombia S.A, y bajo el objeto descrito a continuación, atentamente me permito rendir el siguiente dictamen pericial relacionado con el evento presentado el día 20 de febrero de 2016 al helicóptero A109C con matrícula HK3661G, y en ocasión del reporte pericial solicitado por la Unidad Administrativa Especial de Aeronáutica Civil UAEAC y elaborado por la compañía INDAER con fecha 29 de enero de 2024.

Manifiesto que la realización de este dictamen pericial se hizo de manera objetiva, imparcial e independiente.

Muy atentamente,



Coronel (r) RAFAEL FERNANDO CERON ROJAS

C.C 9397020

Tabla de contenido

1. Objeto Del Presente Dictamen Pericial.....	4
2. Metodología.....	4
3. Desarrollo Del Dictamen Pericial.....	5
3.1. Situación del helicóptero HK3661g para el día 20 de febrero de 2016.....	5
3.2. Verificación de alineación del tail cone.....	8
3.3. Origen de las vibraciones, sentido y repercusión o consecuencia de estas.....	8
3.4. Vibración del rotor de cola o el tail boom (cono de cola) como supuesto factor contribuyente de una resonancia en tierra.....	10
4. Explicación gráfica de una resonancia en tierra.....	12
5. Modelo matemático de la Resonancia en Tierra en Helicópteros.....	16
6. Cierre/ Conclusiones.....	18
7. Bibliografía.....	20

1. Objeto Del Presente Dictamen Pericial

Este dictamen pericial tiene como objeto controvertir lo relacionado con la solicitud de dictamen pericial de la Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil UAEAC en su demanda, conforme a la cual: “se solicita se decrete una prueba técnica con el objeto de verificar si es el incumplimiento por parte de la CIAC, relacionada con la verificación de alineación del tail boom, es la causa del incidente del 20 de febrero de 2016”.

El informe elaborado por la compañía INDAER concluye en el punto 5 con relación a el objeto de la prueba solicitada por UAEAC, lo siguiente:

“La inspección inadecuada del Botalón de Cola “Tail Boom” por chequeo de alineación es un factor contribuyente a las vibraciones, desde el eje impulsor de cola hasta el rotor de cola. Toda vibración es cuidadosamente controlada en los helicópteros, y es un factor contribuyente al fenómeno Resonancia en Tierra.” (INDAER, 2024) (anexo 3).

Con el presente dictamen pericial se demostrará que la hipótesis de la UAEAC expresada en el punto 5 de las conclusiones del reporte pericial elaborado por INDAER, consistente en que la falta de verificación de alineación del tail boom de la aeronave fue la causa del incidente del 20 de febrero de 2016 es incorrecta y no encuentra sustento técnico.

2. Metodología

Para la elaboración de este dictamen se realizó una investigación documental utilizando el informe de INDAER de fecha 24 de enero de 2024, los dictámenes periciales anteriores (Betancur, 2024) (Rodríguez, 2019) y documentación suministrada por la CIAC pertinente al objeto de este dictamen pericial.

Como parte de esta investigación se realizaron dos visitas a las instalaciones de la CIAC, lugar donde se encuentra almacenado el HK 3661G, efectuando una revisión física a las condiciones del HK3661G, en especial a la estructura del tail boom y conjunto de rotor de cola, haciendo registro fotográfico de las mismas (anexo 4).

Por último, se trabajó sobre la modelación aritmética¹ para la simulación de la resonancia en tierra², para identificar de manera categórica qué componentes de un helicóptero intervienen como causantes de este fenómeno. En todo caso se aclara que no existe hasta la fecha un informe preliminar o final por parte de la UAEAC de la investigación de este evento, que hubiere

¹ Representa situaciones del mundo real mediante ecuaciones y fórmulas matemáticas para analizar, predecir y resolver problemas

² Fenómeno aerodinámico asociado a los helicópteros que poseen sistemas de rotor articulados. Ocurre cuando las palas del rotor se mueven fuera de fase entre sí, generando que el disco del rotor entre en una condición de desequilibrio

determinado que la causa del evento del 20 de febrero de 2016 hubiese sido una resonancia en tierra.

Finalmente se efectuó un análisis de cierre, motivado en el objeto del presente dictamen pericial mediante un análisis correlacional entre el evento del HK3661G, tail cone y rotor de cola como factor contribuyente o no del asunto.

3. Desarrollo Del Dictamen Pericial

En primer término, debo señalar que, como piloto de pruebas, administrador de mantenimiento y la experiencia obtenida al respecto, encuentro que el informe pericial elaborado por INDAER no proporciona una prueba técnica de que la verificación por alineación del tail boom es la causa del evento que sufrió el HK3661G el 20 de febrero de 2016, objeto de ese dictamen pericial.

Lo anterior en razón a lo siguiente:

No hay una hipótesis planteada y desarrollada donde se pueda afirmar física y mecánicamente que el chequeo de desalineación es la causa del evento del HK 3661G. Es más, sobre este tema el dictamen pericial de INDAER tan solo contiene un punto en sus conclusiones al respecto, conforme a lo cual se indica que la falta del chequeo es un factor “contribuyente”, más no la causa raíz o principal del incidente. Téngase en cuenta que el objeto de la prueba solicitada por la UAEAC era: “decretar una prueba técnica con el fin de verificar si es el incumplimiento por parte de la CIAC, relacionada con el arreglo del tail boom, es la causa del incidente ocurrido el 20 de febrero de 2016”, cuestión que no se cumplió.

En adición a lo anterior, la conclusión mencionada no refiere a una fecha o espacio temporal específico y mucho menos de manera directa con el evento del 20 de febrero de 2016.

En caso de que la conclusión 5 se refiera a que lo ocurrido el 20 de febrero de 2016 se trate de una resonancia en tierra, debe señalarse que ello no está demostrado y que, solo en gracia de discusión, de haberse tratado de una resonancia en tierra, ello no es causado por el tail cone, como se explicará en este dictamen pericial.

3.1. Situación del helicóptero HK3661G para el día 20 de febrero de 2016

Siendo el objeto de este dictamen controvertir lo relacionado con la solicitud de dictamen pericial de la Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil, en cuanto a la afirmación que se hace en el numeral 5 de sus conclusiones, es pertinente mencionar la situación del helicóptero en la mañana del día 20 de febrero de 2016, fecha en la que ocurrió el evento.

Para el día 20 de febrero la aeronave contaba con el certificado de aeronavegabilidad³ No 0005499 con fecha 14 de octubre 2014 (anexo 5), que reemplaza al expedido en 2001. Pero no por esto se debe entender que su trámite fue simplemente administrativo, como parece ser sugerido en el reporte de INDAER. Por el contrario, para obtener dicho certificado, el cual es emitido por la UAEAC, elaborado por el señor Ingeniero Alex Fabian Zorro Fajardo Inspector de Seguridad Aérea de la UAEAC, se cumplió con lo establecido en el Reglamento Aeronáutico, RAC 4 normas de aeronavegabilidad, siguiendo además la “Guía para el inspector de aeronavegabilidad” capítulo II: “Emisión de un certificado de aeronavegabilidad para una aeronave” revisión 3 de fecha 24 de mayo de 2010 como figura en el anexo 6 .

Se afirma lo anterior, en razón a que en el documento CIAC/110/OCC No 20141100033091 con fecha 6 de octubre de 2014 (anexo 7) dirigido al señor Ingeniero Alex Fabian Zorro Fajardo, la CIAC envió el plan de acción para el cierre de las no conformidades generadas por la UAEAC durante el proceso de certificación de aeronavegabilidad. Ocho días después, la UAEAC expide el certificado de aeronavegabilidad. Esto es muy importante porque asegura que la UAEAC efectuó el procedimiento ordenado para expedir un certificado de aeronavegabilidad. De manera que la UAEAC verificó el cumplimiento de lo ordenado en la Guía para el Inspector de Aeronavegabilidad, especialmente lo referido en capítulo II Emisión de un certificado de aeronavegabilidad para una aeronave Sección 2, numeral 3, literal A (Inspección de la aeronave) y lo referido en la sección 3, numeral 5, literal F (revisión de registros y documentación) revisión 3 de fecha 24 de mayo de 2010 como figura en el anexo 5.

En el año 2014 la aeronave fue sometida al procedimiento exigente y exhaustivo por parte de la autoridad Aeronáutica Civil UAEAC para emitir el respectivo certificado de aeronavegabilidad, determinando la misma UAEAC que el HK3661G obtuvo su condición de aeronavegabilidad. Es así como el propio certificado de aeronavegabilidad expresamente señala lo siguiente: *“Este certificado de aeronavegabilidad se expide de acuerdo con el Convenio sobre Aviación Civil Internacional de fecha 7 de diciembre de 1944, artículos 1782 y 1790 del Código de Comercio y certifica que en la fecha de expedición la aeronave fue inspeccionada y se encontró de conformidad con su certificado tipo, está en condición de operación segura y reúne los requisitos aplicables del código de aeronavegabilidad”*. Por lo tanto el HK3661G fue inspeccionado y aprobado por la UAEAC para su operación segura, por lo que no es atribuible la falta de chequeo de desalineación del tail cone al evento del 20 de febrero de 2016, ya que en el 2014 la UAEAC verificó la trazabilidad⁴ y condición de los componentes de la aeronave, y no se trató de un simple trámite administrativo por renovación como parece sugerirlo el reporte pericial elaborado por INDAER, restando relevancia e importancia a un documento de semejante categoría, que

³ Un certificado de aeronavegabilidad es emitido para cada aeronave por la autoridad de aviación civil del Estado en el que está matriculada la aeronave, estos certificados garantizan la seguridad y aptitud de las aeronaves para volar/ <https://www.seguridadaerea.gob.es/es/preguntas-frecuentes/%C2%BFpara-qu%C3%A9-sirve-un-certificado-de-aeronavegabilidad-%C2%BFc%C3%B3mo-lo-obtengo>

⁴ Condición que debe cumplirse en relación con los materiales, componentes u otros productos aeronáuticos, permitiendo la posibilidad de rastrear o de hacer seguimiento sobre su historial o procedencia, uso y mantenimiento, hasta determinar quién ha sido su fabricante autorizado, de acuerdo con la documentación pertinente que así lo acredite. <https://www.aerocivil.gov.co/autoridad-de-la-aviacion-civil/biblioteca-tecnica/Circulares%20Informativas/5100-082-005.pdf>

precisamente está destinado a generar confiabilidad para todos los actores del sector aeronáutico en general.

Cabe mencionar también que en los formatos consecutivos 113 y 114 del libro de vuelo de aeronave (anexo 8), que corresponden al 19 y 20 de febrero de 2016, se registra que se efectuó inspección prevuelo sin novedades encontradas, lo que señala que las personas que realizaron la operación del helicóptero durante esos dos días no encontraron novedades o inconformidades antes de iniciar operación de motores, chequeo de brújula y desplazamiento de retorno hacia la CIAC.

Dicho lo anterior, desde mi experiencia de 30 años en el sector aeronáutico, entre ella como piloto de pruebas y administrador de mantenimiento, puedo manifestar que los registros donde se asegura que se realizó una inspección prevuelo al HK 3661G, y que esta fue satisfactoria, obligan a pensar que las personas que intervinieron en las tareas del HK3661G hicieron bien su trabajo en cuanto a asegurarse que una inspección prevuelo fue bien efectuada, y que de haber encontrado novedades como daños evidentes, escapes de fluidos, indicadores de llenado por debajo de los límites, mal estado, corrosión, desconexión de componentes, extensión de los amortiguadores por debajo de los límites y asimetrías en los mismos, delaminaciones de las palas, desgastes de cojinetes o juegos mecánicos excesivos, deformaciones de la estructura del tail cone como depresiones o abombamientos, etc., hubieran sido registradas en el libro de vuelo. Por lo tanto, no se presentaron discrepancias técnicas en esas inspecciones por cuanto no hubo registro de ellas.

Toda omisión a la verificación juiciosa y detallada es responsabilidad de la tripulación, de manera que hechos o situaciones sobrevinientes producto de una mala inspección o revisión antes del vuelo pasan a ser responsabilidad de la tripulación.

Para el caso del evento del 20 de febrero de 2016 la UAEAC permitió que el HK3661G fuera operado por el señor TLH Argemiro Guzmán, no solo efectuando prendida a los motores, sino efectuando giros sobre su eje, pues estos son necesarios para realizar el chequeo de brújula de una aeronave. Ello porque para tal procedimiento se exige que la aeronave esté funcionando al 100% de RPMs⁵ y sea posicionada en diferentes puntos cardinales para hacer una comparación entre el rumbo que indica su brújula de abordaje y el rumbo magnético real de la aeronave.

Pero, además, en el informe del evento los señores Emiliano Quintero Acuña y Nelson Ramírez Pinzón, señalan que: “...*iniciamos marcha, y empezamos a sentir una vibración...*”, con lo que se confirma que hubo desplazamiento hacia adelante, lo que exige el movimiento de los controles de vuelo, cuestión que no puede desarrollar un Técnico.

Habiendo aclarado cuál era la condición de aeronavegabilidad del HK3661G en la mañana del 20 de febrero de 2016 y la operación desarrollada, a continuación se efectúa un análisis a la afirmación que hace el reporte pericial de la compañía INDAER, en cada uno de sus apartes.

⁵ Revoluciones por minuto

3.2. Verificación de alineación del tail cone

Aunque el tail cone no fue enviado para chequeo de alineación, durante el tiempo de operación entre el segundo y tercer incidente no existieron registros de mantenimiento que sugieran una anomalía evidente y relacionada con el tail boom. Más importante aún, y según fue mencionado previamente en este dictamen, la UAEAC realizó la revisión visual y documental de la aeronave para expedir el certificado de aeronavegabilidad, lo que certificó la condición de operación segura a partir de 2014. En todo caso, los registros y verificaciones efectuadas luego del evento del 20 de febrero de 2016 permiten asegurar que tanto el tail boom como el conjunto de rotor de cola no presentaron daños o malfuncionamientos (anexo 9 FINMECCANICA, Anexo 10 Informe Técnico Preliminar).

3.3. Origen de las vibraciones, sentido y repercusión o consecuencia de estas

Debe recordarse que la condición previa del HK3661G, no solo del 20 de febrero de 2016, sino del día anterior donde también encendió sus motores y operó su rotor principal al 100% de revoluciones por minuto, era satisfactoria por cuanto no se reportaron situaciones que advirtieran sobre vibraciones anormales.

Según los informes de los operarios involucrados en el evento del 20 de febrero de 2016 durante la operación de la aeronave se generaron vibraciones que condujeron al apagado inmediato de sus motores.

Descarto entonces la teoría de INDAER en el sentido de que el tail cone, sus ejes impulsores y el conjunto del rotor de cola contribuyeron al evento. Según se mencionó previamente desde octubre de 2014 la trazabilidad y condición segura de operación del HK3661G fue revisada y certificada por la UAEAC.

En adición a lo anterior, la condición de vibración narrada en los informes habla de un hecho instantáneo cuya consecuencia se reflejó en el sistema de rotor principal, como lo asegura el informe de la empresa FINMECCANICA de fecha marzo 4 de 2016 (15 días después del incidente, aproximadamente), donde certifica que los componentes afectados, ubicados en el conjunto del rotor principal fueron: dampers, conos divididos, pernos de retención y la estructura cercana al tren de aterrizaje (anexo 9).

Pero además FINMECCANICA informa que se realizó una inspección general visual a los ejes del sistema de tren de potencia, caja de transmisión TGB y controles del rotor de cola, sin discrepancias observadas y que una inspección boroscópica fue realizada dentro del tail cone, revisando además el torque de los pernos de unión entre el fuselaje y tail boom con resultados satisfactorios (anexo 9). Las fotografías contenidas en el anexo 4 tomadas directamente por este perito el día 7 de mayo de 2024 confirman visualmente la condición del tail boom y sus componentes.

En adición a lo anterior, el informe 20161800022273/180/SO/CIAC (Anexo 12) en el aparte “Reporte de seguridad” pág. 2, en su última línea señala que: *“siendo las 14:30 se recibe llamada por parte del señor Inspector de la aeronave, quien informa la ocurrencia de un incidente en el **rotor principal** mientras la aeronave se encontraba prendida”*. Es decir que no se incluyen otros componentes como pudiera haber sido el tail cone o el conjunto de rotor de cola, sino que solo se refiere a los componentes del rotor principal.

En el siguiente apartado (del señalado informe) titulado “Discrepancias encontradas” se relacionan los daños mencionando los siguientes componentes:

- Soportes del cuerpo de lubricación de la horquilla
- Pasadores del trunnion
- Arandelas de los pasadores del trunnion
- Tuercas de los pasadores del trunnion
- Horquillas del Hub del rotor principal
- Amortiguadores inerciales (dampers)

De manera que los componentes mencionados se encuentran ubicados en el conjunto del rotor principal y no hay afectación de ningún otro componente, como podría ser cabina, tail cone, rotor de cola, ejes impulsores, etc.

A este mismo respecto mediante oficio No 20162400011163/240/DMA/CIAC (anexo 11) la CIAC comunicó a la UAEAC lo informado por el representante de Agusta Westland, quien realizó una inspección al helicóptero relacionando daños en conjunto del rotor principal, y específicamente el día 3 de marzo de 2016 revisó la condición del tren de potencia anotando lo siguiente:

*“Fue realizada una inspección detallada al sistema del tren de potencia en la cual se verifica visualmente la condición de los ejes impulsores del rotor de cola, balineras de los mismos, caja de 90°, mecanismo de cambio de paso del rotor de cola y palas del rotor de cola, aleta vertical y elevadores, encontrándose en condiciones normales. Indica, además, la correcta posición de los pines en los soportes de las balineras de los ejes impulsores, lo cual demuestra que el tren de potencia **no sufrió desalineación por el evento**.”* Comunicado interno 20162400011163/CIAC, página 2. El destacado es del perito.

El día 4 de marzo de 2016, el representante de Agusta Westland realizó una inspección al tren de aterrizaje, encontrando una dobladura y fisura en la cubierta de la STA 446 (nomenclatura utilizada para ubicar una posición en la estructura), ubicada en la parte inferior (anexo 11).

De lo anterior se puede determinar lo siguiente:

Los componentes afectados en el evento del 20 de febrero de 2016 están ubicados únicamente en el conjunto del rotor principal y la estructura cercana al tren de aterrizaje derecho.

Tanto el reporte de FINMECCANICA de fecha 4 de marzo de 2016, como el informe de seguridad de CIAC, el informe técnico preliminar (anexo 10) o las tareas realizadas por el representante de Agusta Westland (anexos, 9,10, 11,12,), no reportan daños en el tail boom y su estructura interna, como ejes impulsores, cajas de engranajes, o conjunto de rotor de cola.

En un evento como el ocurrido al HK3661G, el foco de energía es el punto crítico donde se desencadena la acción que resulta en un incidente, y dada la condición final del HK3661G luego del mismo, se puede observar que ese foco de energía estuvo situado en el rotor principal, pues los daños fueron encontrados en esa área. Por lo tanto, se descarta la participación del tail boom y sus componentes como causa del evento.

Pero además, si es que el foco de energía hubiera sido la sección trasera, en especial el rotor de cola, la reacción del fuselaje hubiera sido la de realizar un giro, pues la función principal del rotor de cola de todo helicóptero, especialmente en tierra, es la de mantener la nariz del helicóptero en alineación (una sola dirección, coloquialmente se diría: “la nariz quieta”) es decir que si el rotor de cola hubiera sido la causa principal o contribuyente del accidente, el HK3661G necesariamente hubiera empezado a girar en círculos, ¿ en qué proporción? En la que la fuerza de torsión que hubiera dejado de existir alcanzara a desplazar la nariz del helicóptero. En estos eventos eso puede incluir varios giros sobre su eje; pero esto nunca ocurrió.

3.4. Vibración del rotor de cola o el tail boom (cono de cola) como supuesto factor contribuyente de una resonancia en tierra

Si en gracia de discusión lo ocurrido el día 20 de febrero de 2016 hubiese sido una resonancia en tierra, es clave repasar las definiciones de este fenómeno físico en helicópteros. De manera inicial debe señalarse que, si bien este fenómeno afecta a toda la estructura de un helicóptero, existen componentes específicos de la aeronave plenamente identificados que lo ocasionan. Luego, NO TODOS los elementos del sistema de una aeronave rotatoria con rotor principal de más de dos palas intervienen o causan esta anomalía o fenómeno.

A continuación, se presentan algunas definiciones de manera literal (con subrayados del perito), incluyendo también más definiciones como un anexo (anexo 13), que llevan a la misma conclusión: en una resonancia en tierra el componente causante es el sistema de rotor principal, no el de rotor de cola o su tail cone, y el segundo componente que interviene como respuesta a las vibraciones es el sistema del tren de aterrizaje.

Vale la pena advertir que, aunque un rotor de cola tiene palas, cuando la bibliografía técnica existente menciona el termino “palas” se está refiriendo al rotor principal, lo cual se infiere de manera sencilla por dos razones principales: una es que el contexto en general permite identificar con facilidad que se trata del rotor principal, y la segunda es que el fenómeno de resonancia se da en helicópteros con sistemas de rotor de tres o más palas. En el caso del Agusta109C el rotor de cola solo tiene dos palas, luego el fenómeno de resonancia en tierra no es una característica de este (solo a manera de aclaración, ya que las definiciones son claras en cuanto a que se refieren al rotor principal).

*“La resonancia con el suelo ocurre **en rotores articulados** (debido a sus articulaciones de adelanto atraso) pudiendo ocurrir incluso en un rotor flexible. Como el nombre lo indica ocurre sólo estando la aeronave en el suelo. Esta condición comienza, cuando por alguna razón (ráfaga, movimiento rápido del comando cíclico o un aterrizaje brusco) **las palas** mediante sus movimientos de*

*adelanto-atraso hacen que su centro de gravedad combinado se sitúe a un lado del disco del rotor. El movimiento del centro de gravedad hacia un costado puede estar justo en fase con la frecuencia natural de la aeronave dada por el **tren de aterrizaje** respecto de la dirección longitudinal al fuselaje (rolido). Por esto los helicópteros utilizan amortiguadores en **las palas** y en el sistema del **tren de aterrizaje** calibrados de forma de evitar esta situación. El momento crítico ocurre siempre cuando la aeronave no está totalmente en el aire y los amortiguadores proveen poco amortiguamiento por encontrarse el **tren de aterrizaje** extendido. La acción de emergencia que se efectúa en esta circunstancia es la de elevar la aeronave y colocarla en vuelo estacionario, si se posee suficientes rpm, o la de desacelerar el motor y hacer de esta forma que la aeronave se ‘aplaste’ contra el suelo”. (Departamento de Aeronáutica Facultad de Ingeniería, 2002)*

*“La resonancia en tierra es un tipo específico de oscilaciones autoexcitadas de un helicóptero. Están causadas por la interacción entre **las palas** y el **tren de aterrizaje**. Las fuerzas de inercia de **las palas**, que realizan un movimiento desfasado, reaccionan con el **tren de aterrizaje** elástico del helicóptero. El desfase puede deberse a diversas causas: una ráfaga de viento, un amortiguador dañado, la falta de simetría de la masa del **rotor principal**... El efecto del juego libre en las **palas del rotor** influye en la resonancia no lineal en tierra del helicóptero”. (Zbigniew, 2022)*

Con la bibliografía anterior, se pueden identificar premisas puntuales y coincidentes:

- La resonancia es un fenómeno físico-mecánico que implica una condición generada en el rotor principal, insistiendo en que cuando las definiciones se refieren a las “palas” o al “rotor” se refieren a las palas del rotor principal, no al rotor de cola y su conjunto.
- Que la respuesta a ese estímulo (creado en el rotor principal) es generada por el tren de aterrizaje, el cual es contrarrestado por su sistema de amortiguación (amortiguadores, acoples flexibles, etc.)
- Que toda estructura de un helicóptero vibra con una frecuencia natural (José Antonio Peralta, 2009) desde el momento en que se encuentra en operación, y esa condición se mantiene estable hasta que la frecuencia de retardo de movimiento del rotor, producto del desplazamiento de su centro de masa⁶ por un factor externo (ráfagas, superficie, contacto desigual con el terreno, condición de los amortiguadores, movimiento excesivo de los controles de vuelo, etc.) genera una inestabilidad en el sistema.

Aunque existen otros conceptos concordantes, el más importante y que incide en el motivo del presente dictamen, es que los componentes que actúan en una resonancia son:

- El rotor principal
- El tren de aterrizaje

⁶ El centro de masa representa el punto en el que suponemos que se concentra toda la masa del sistema para su estudio. Es el centro de simetría de distribución de un sistema de partículas.
<https://www.fisicalab.com/apartado/centro-de-masas>

Es importante aclarar que todos y cada uno de los componentes de la estructura del helicóptero estarán envueltos en la reacción a la inestabilidad generada por el rotor principal y la respuesta del tren de aterrizaje (resonancia en tierra), pero no como causantes de esta.

4. Explicación grafica de una resonancia en tierra

A manera apoyo visual, se explica mediante las siguientes figuras, el fenómeno de resonancia en tierra en helicópteros con sistema de rotor principal con tres o más palas (Army, 2007).

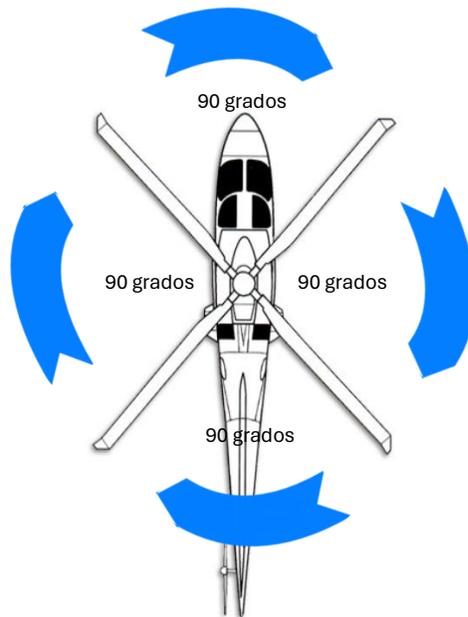


Figura 1. Helicóptero con balance angular entre sus cuatro palas.

En condiciones normales, el espacio entre las palas es de 90° como se observa en la figura 1, y una vez el rotor se encuentra en movimiento, la aerodinámica presente hace que las palas se desplacen hacia adelante o hacia atrás, esa distribución equitativa (90° entre cada pala) se empieza a afectar, es entonces donde los amortiguadores, uno por cada pala (recuadros en la figura 3) restringen y controlan esos avances y retrasos para mantener estabilizado el sistema, haciendo que esa distribución en grados se mantenga dentro los límites permitidos. Mientras esto ocurre, el centro de masa del rotor principal tiende a estar cerca al centro del rotor principal y de manera uniforme respecto al eje de giro del rotor principal (ver figura 2).

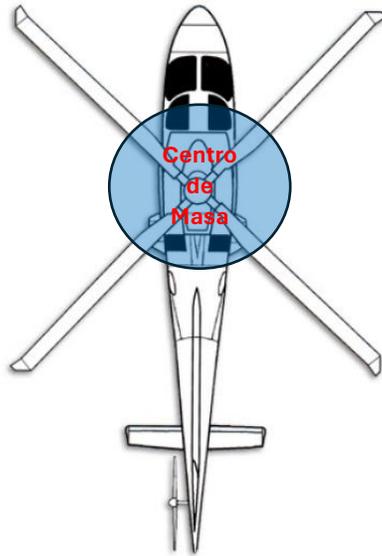


Figura 2. Comportamiento del centro de masa en un helicóptero con balance angular.



Figura 3. Amortiguadores (Dampers) del rotor principal.

Sin embargo, cuando factores externos como ráfagas de viento, excesivo movimiento de los mandos de los controles de vuelo (mala técnica del piloto), contacto desigual con la superficie, o condición de los amortiguadores del tren de aterrizaje, hacen que el equilibrio de fase se altere y los ángulos entre las palas que antes se encontraban homogéneamente distribuidos, empiecen a tener diferencias fuera de los límites permitidos, sometiendo a los dampers a fuerzas extremas que no logran controlar, por esta razón los dampers del HK3661G sufrieron daños como consecuencia del esfuerzo sometido por el desfase angular, como lo describen los dictámenes periciales anteriores (CR (r) Rodríguez, CR (r) Betancur) (ver figura 4).

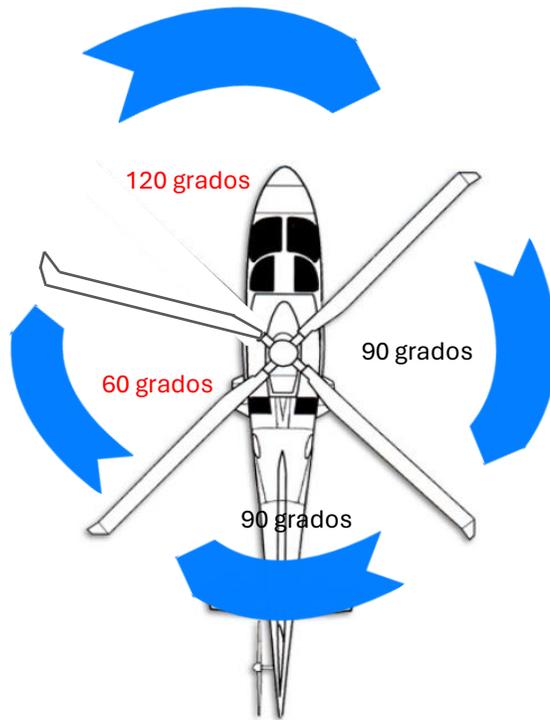


Figura 4. Desbalance angular en un helicóptero.

Esta diferencia de ángulos hace que el centro de masa que se encontraba cercano al centro se empiece a desplazar hacia alguno de los extremos (ver figura 5). Un ejemplo cotidiano, muy utilizado para explicar este fenómeno, es el de una máquina lavadora en la que, durante los giros, los elementos en su interior se desplazan hacia un solo punto de su canasta o “tambor” haciendo que su giro empiece a ser inestable y como resultado vibre en exceso, llegando incluso a desplazarse sobre su base.

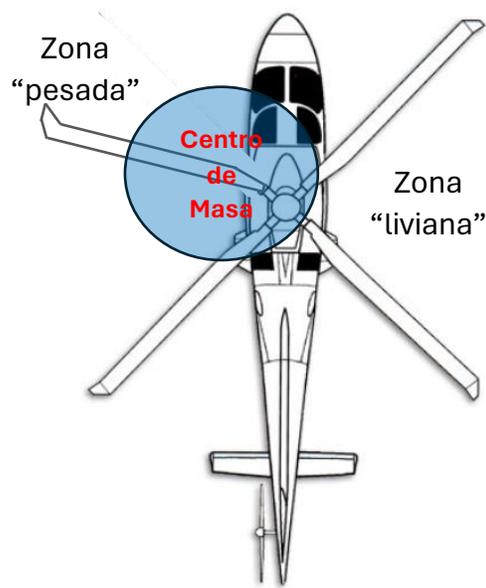


Figura 5. Helicóptero con el centro de masa descentrado, producto de un desbalance angular.

Una vez desplazado el centro de masa, se altera el equilibrio en el giro, haciendo que el rotor deje de girar uniformemente sobre su eje (centro del rotor principal) y lo haga recargando su masa hacia un cuadrante y luego hacia otro; generando una zona "pesada" y otra zona "liviana" lo que produce ondas de baja frecuencia hacia el fuselaje, generando una respuesta donde el tren de aterrizaje recibe esa carga inclinándose hacia un lado y luego hacia el otro, aumentando la frecuencia y severidad de ese "rebote", causando daños que pueden llegar a destruir la aeronave (figura 6).

El componente de la estructura de todo helicóptero que recibe esa onda es el tren de aterrizaje, donde gracias a su sistema de amortiguación (amortiguadores, llantas, acoples, etc.) intentará atenuar esas ondas y se producirá una fuerza en respuesta (3ª ley de Newton). Si esa onda iguala a la frecuencia excitadora (generada por el rotor principal), se producirá la resonancia en tierra del helicóptero.

Esa condición se irá incrementando rápidamente a menos que una acción inmediata sea tomada. Si el helicóptero está al 100% de RPM del rotor, elevar la aeronave a vuelo estacionario detendrá la autoexcitación, pero si está por debajo del 100% la acción más efectiva será apagar los motores inmediatamente.

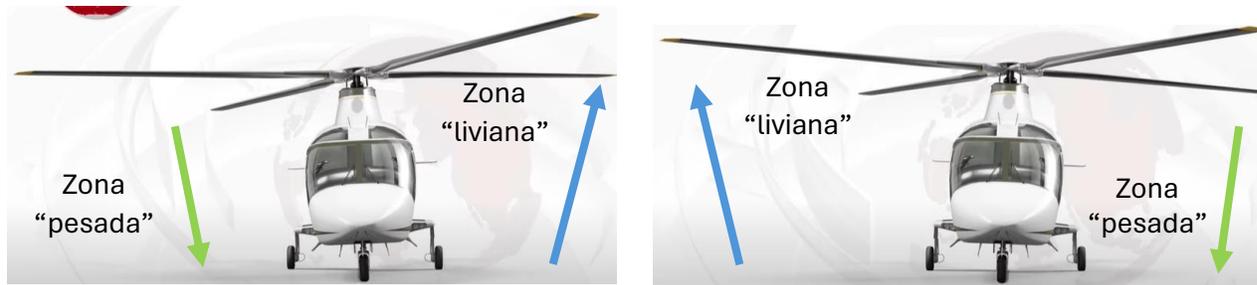


Figura 6. Movimiento oscilatorio una vez se inicia la resonancia en tierra (la estructura se inclina a izquierda y luego a derecha indefinidamente)

De acuerdo con lo expuesto, se puede afirmar que los componentes de un helicóptero que están involucrados en este fenómeno mecánico susceptible a la resonancia en tierra, como es el caso del A109C, son:

- El rotor principal como generador de la onda de frecuencia producto de la inestabilidad del sistema, debido al desplazamiento descentrado de su centro de masa.
- El tren de aterrizaje, al ser el receptor de la onda de frecuencia proveniente del rotor principal.

5. Modelo matemático de la Resonancia en Tierra en Helicópteros

También es posible comprobar matemática y físicamente que tanto el sistema de rotor principal, como el tren de aterrizaje son los componentes que generan la resonancia en tierra en helicópteros, y que el tail cone, así como el conjunto de rotor de cola no son considerados dentro de los modelos matemáticos que estudian este fenómeno.

En el artículo científico llamado “Control adaptativo de la resonancia de tierra de un helicóptero con amortiguador magneto reológico” publicado por el Chinese Journal of Aeronautics, se presenta un modelo de pérdida de fuerza y aritmética adaptativa para la estabilización de un sistema acoplado rotor/fuselaje (Wei, 2007) (anexo 14).

Aunque el motivo del estudio científico citado es la demostración de la efectividad de un tipo de fluido especial presente en un damper o amortiguador en el sistema de rotor principal, es muy pertinente para el objetivo de este dictamen, ya que permite conocer la modelación matemática que representan las fuerzas y componentes que son observadas en la resonancia en tierra, lo cual reiterará y confirmará qué componentes de un helicóptero intervienen en este fenómeno.

En el numeral 3.3 del estudio, se incluye la figura 9 (fig. 7 para este documento) que representa gráficamente la modelación de la resonancia en tierra.

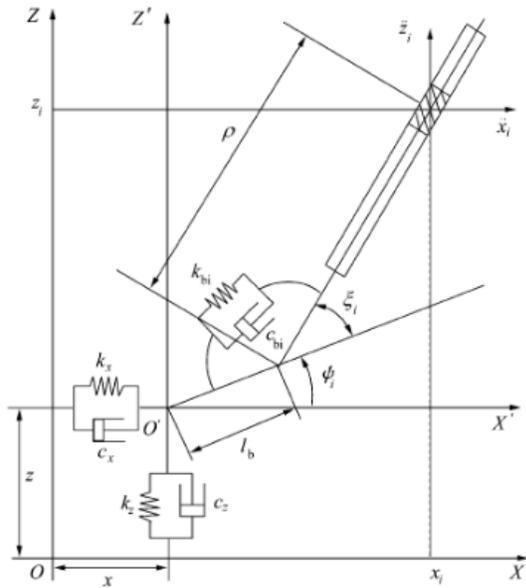


Figura 7. Representación del modelo

Los parámetros considerados para la elaboración de este modelo son mencionados y explicados así:

- Numero de palas (rotor principal) 3
- Masa del fuselaje mf/kg 4000
- Masa de cada pala (rotor principal) mb/kg 50

Así mismo, las **variables** (componentes del helicóptero) en el modelo son consideradas así:

- Coeficiente de rigidez lineal del tren de aterrizaje k_x
- Coeficiente de rigidez lineal del tren de aterrizaje k_z
- Coeficiente de amortiguación lineal del tren de aterrizaje c_x
- Coeficiente de amortiguación lineal del tren de aterrizaje c_z
- Coeficiente de rigidez lineal de cada bisagra vertical⁷ k_{bi}
- Inclinación de cada bisagra vertical l_b
- Primer momento de masa de la pala sobre la bisagra vertical $S_b/(kg\cdot m)$
- Momento de inercia de la pala respecto a la bisagra vertical $I_b/(kg\cdot m^2)$

Entonces, se confirma que son el sistema de rotor principal y el tren de aterrizaje, las variables que son considerados en los estudios de la resonancia en tierra en helicópteros, y que no se considera como variable o elemento primordial otro componente como motores, tail cone, cajas de engranajes, ejes impulsores, rotor de cola, etc.

⁷ Las bisagras verticales son componentes del **rotor principal**, siendo el punto de unión entre pasadores y cada pala del rotor principal.

En adición a lo anterior, el artículo científico “Resonancia en tierra: modelación y análisis no lineal” (anexo 15) (Salini S. Nair, 2020) presenta un esquema del montaje requerido para el experimento sobre resonancia en tierra de helicópteros del que se ocupa el documento, y en él se puede observar cómo se basa en la acción del rotor principal sobre los tres ejes de movimiento y su amortiguación, sin considerar fuerzas o consideraciones provenientes del tail cone o conjunto del rotor de cola (ver figura 8).

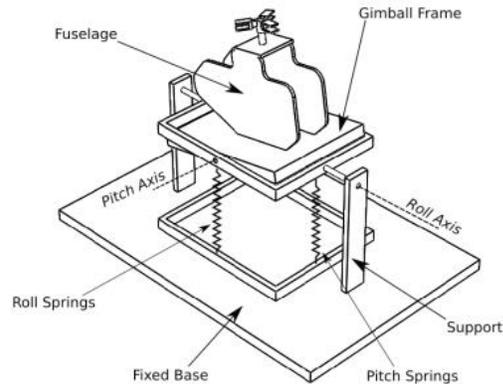


Figura 8. Esquema del montaje requerido para la simulación de resonancia en tierra

6. Cierre/ Conclusiones

Se concluye que el informe de INDAER no proporciona evidencia técnica en cuanto a que la verificación de la alineación del tail cone o el rotor de cola sea la causa del incidente, como lo pretendía la solicitud de dictamen pericial de la Unidad Administrativa Especial de la Aeronáutica Civil UAEAC en su demanda, conforme a la cual se solicitaba se decretara una prueba técnica con el objeto de verificar si el incumplimiento por parte de la CIAC, relacionada con la verificación de alineación del tail boom, era la causa del incidente del 20 de febrero de 2016. Lo anterior no se logró por dos razones principales:

No existe una relación causa raíz clara donde se explique con algún nivel de profundidad técnico de como una supuesta desalineación del tail boom pudiere haber ocasionado el evento del 20 de febrero de 2016. Es más, el informe de INDAER solo señala como factor contribuyente a las vibraciones (no como causa) “la inspección inadecuada del Botalón de Cola “Tail Boom” por chequeo de alineación”. Además de ser equivocada tal conclusión, la misma no se encuentra debidamente justificada en el dictamen.

Es de resaltar que durante el año 2014 la CIAC acudió ante la UAEAC para que revisara y certificara la condición de aeronavegabilidad del HK3661G, es decir su capacidad de operación segura. Dicho procedimiento fue realizado y aprobado por la máxima Autoridad Aeronáutica Colombiana, la UAEAC que revisó la trazabilidad de la aeronave.

Queda demostrado en este dictamen que los componentes involucrados en el fenómeno de resonancia en tierra son el rotor principal y el tren de aterrizaje, el primero como el generador de

frecuencias y el segundo como responsable de amortiguar y responder a ese estímulo, y no otros componentes como el tail cone o el conjunto del rotor de cola.

Muy atentamente,



Coronel (r) RAFAEL FERNANDO CERON ROJAS

ANEXOS

Para consultar los siguientes anexos, ingrese a través del siguiente enlace

<https://drive.google.com/drive/folders/1YLcnYbtsj9DVUhoVUF6Z6a6PodAl-lVa?usp=sharing>

Anexo 1 Declaraciones e información del artículo 226 del Código General del Proceso

Anexo 2 Certificaciones y Hoja de Vida CR (r) Rafael F Cerón Rojas

Anexo 3 Reporte Pericial INDAER 2024

Anexo 4 Registro fotográfico situación Tail cone HK3661G

Anexo 5 Certificado de Aeronavegabilidad

Anexo 6 Guía para el Inspector de Aeronavegabilidad revisión # 3 de mayo 2010

Anexo 7 Documento CIAC 110/OCC

Anexo 8 Registros 113 y 114 del libro de vuelo HK3661G

Anexo 9 Informe FINMECCANICA

Anexo 10 Informe Técnico Preliminar

Anexo 11 Documento 20162400011163/240/DMA/CIAC

Anexo 12 Documento 20161800022273/180/SO/CIAC

Anexo 13 Definiciones Resonancia en Tierra en Helicópteros

Anexo 14 Control Adaptativo de la Resonancia de Tierra de un Helicóptero

Anexo 15 Resonancia en Tierra Modelación y Análisis No Lineal

Bibliografía

- Aeronautica Civil de Colombia. (10 de may de 2024). *www.aerocivil.gov.co*. Obtenido de Aerocivil: <https://www.aerocivil.gov.co/autoridad-de-la-aviacion-civil/vigilancia/Gua%20Inspector%20Aeronavegabilidad/CAPITULO%20II%20v2.p9.pdf>
- Army, D. o. (2007). *Fundamentals of Flight*. Department of the Army.
- Betancur, L. J. (2024). *Informe Pericial caso helicoptero Agusta109C HK3661G*. Medellin.
- Departamento de Aeronáutica Facultad de Ingeniería. (Agosto de 2002). *UNIVERSIDAD NACIONAL DE LA PLATA*. Obtenido de <http://www.aero.ing.unlp.edu.ar/catedras/archivos/APUNTE%20TIPO%20DE%20ROTORES.pdf>
- INDAER. (2024). *Reporte Pericial*. Bogota.
- José Antonio Peralta, P. R. (2009). El fenómeno de la resonancia. 613-617. Mexico: Departamento de Física, Escuela Superior de Física y Matemáticas Instituto Politécnico .
- Rodriguez, C. G. (2019). *Dictamen Pericial*. Bogotá.
- Salini S. Nair, H. G. (2020). Ground resonance : nonlinear modeling and. *Science Direct*, 441-446.
- Wei, W. &. (2007). Adaptive Control of Helicopter Ground Resonance with Magnetorheological. *Chinese Journal of Aeronautics*, 10.
- Zbigniew, G. K. (2022). Effect of free play in rotor blades . *n Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 1-8.