



EDUCACIÓN
SECRETARÍA DE EDUCACIÓN PÚBLICA



TECNOLÓGICO
NACIONAL DE MÉXICO

Instituto Tecnológico de Pachuca

INSTITUTO TECNOLÓGICO DE PACHUCA

**ANÁLISIS DE LA INTEGRIDAD ESTRUCTURAL Y
CARACTERIZACIÓN DINÁMICA DEL ÁLABE
PROPULSOR EN UN TURBO-VENTILADOR
AERONÁUTICO**

TESIS PARA OBTENER EL GRADO
DE MAESTRO EN INGENIERÍA
MECÁNICA PRESENTA

ING. IXCHEL MONROY SÁNCHEZ

DIRECTOR:
DRA. ERIKA OSIRIS ÁVILA DÁVILA

SINODALES:
DR. LUÍS MANUEL PALACIOS PINEDA
DR. NICOLAS CAYETANO CASTRO

Pachuca de Soto, Hidalgo Octubre de 2021



Carretera México-Pachuca Km. 87.5, Col. Venta Prieta,
Pachuca, Hidalgo. C.P. 42080 A.P. 276
Tels.: (771) 7105251, 170 0301, 170 0345 y 170 0687
tecnm.mx | pachuca.tecnm.mx





**C. ING. IXCHEL MONROY SÁNCHEZ
PRESENTE**

La que suscribe, jefa de la División de Estudios de Posgrado e Investigación, le comunica que los miembros de la Comisión Revisora, designada por el Consejo de Posgrado de la Maestría en Ingeniería Mecánica para examinar su Tesis:

Análisis de la integridad estructural dinámica
del álabe propulsor en un turbo-ventilador
aeronautico

se han reunido, y después de intercambiar opiniones manifiestan su aprobación de la Tesis, en virtud que satisface los requisitos señalados por las disposiciones reglamentarias vigentes y, en consecuencia, se autoriza su impresión.

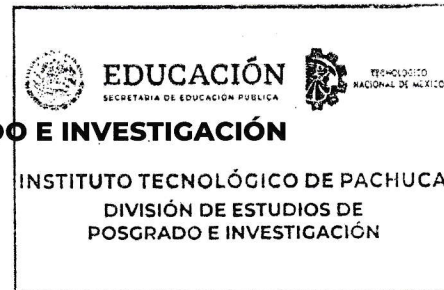
Sin otro particular por el momento, quedo de Usted.

ATENTAMENTE

El Hombre Alimenta el Ingenio en Contacto con la Ciencia

**M. A. C. ELODIA CLAUDIA GUERRERO ORTIZ
JEFA DE LA DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**

C.p. Archivo
ECGO/LMPP





Consejo de Posgrado de la Maestría en Ingeniería Mecánica

ACTA

Siendo las 13:00 horas del 19 de febrero de 2020, reunidos a distancia, el Consejo de Posgrado de la Maestría en Ingeniería Mecánica manifiesta la APROBACIÓN del tema de Tesis: *Análisis de la integridad estructural dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronautico*, con el siguiente contenido:

- Resumen/Abstract
- Nomenclatura
- Contenido
- Índice de cuadros, gráficas y figuras.
- 1- Introducción
- 2- Estado del arte
- 3- Marco teórico
- 4- Materiales y métodos
- 5- Resultados
- Conclusiones
- Bibliografía
- Apéndices

Para cubrir el requisito correspondiente a la Tesis para que la Ing. Ixchel Monroy Sánchez obtenga el grado de Maestro en Ingeniería Mecánica, bajo la dirección de la Dra. Erika Osiris Ávila Dávila del Dr. Luis Manuel Palacios Pineda.

ATENTAMENTE

El Hombre Alimenta el Ingenio en Contacto con la Ciencia

EL CONSEJO DE POSGRADO

**Dr. Hugo Francisco Abundis
Fong**

**Dr. Armando Irvin Martínez
Pérez**

**Dr. Luis Manuel Palacios
Pineda**

Dra. Erika Osiris Ávila Dávila

Dr. Ignacio Ramírez Vargas

**Dr. Edgar Ernesto Vera
Cárdenas**

Dra. Marisa Moreno Ríos

Dr. Juan Serrano Arellano

Dr. Valente Hernández Pérez

Índice

| | |
|---|----|
| Resumen..... | VI |
| 1. Introducción | 1 |
| 1.1 Objetivos | 2 |
| 1.1.1 Objetivo general..... | 2 |
| 1.1.2 Objetivos específicos..... | 2 |
| 2. Antecedentes | 3 |
| 3. Marco Teórico..... | 10 |
| 3.1 Turbina de gas | 10 |
| 3.2 Principales problemas o fallas en los álabes | 12 |
| 3.2.1 Fatiga..... | 12 |
| 3.2.2 Erosión / desgaste..... | 13 |
| 3.2.3 Abrasión | 15 |
| 3.2.4 Corrosión..... | 15 |
| 3.2.5 Esfuerzos centrífugos | 16 |
| 3.2.6 Vibración..... | 17 |
| 3.2.7 Frecuencias naturales | 17 |
| 3.3 Aleaciones base-Ti..... | 18 |
| 3.4 Método de elemento finito | 22 |
| 3.4.1 Método general de aplicación..... | 23 |
| 3.4.2 Elementos usados en la solución | 24 |
| 4. Metodología | 26 |
| 4.1 Metodología Experimental..... | 26 |
| 5. Resultados | 35 |
| 5.1 Obtención de la geometría del álabe | 35 |
| 5.2 Medición de las frecuencias naturales del álabe | 37 |
| 5.2.1 Análisis experimental a partir de señales auditivas..... | 37 |
| 5.2.2 Análisis experimental a partir de mediciones de aceleración..... | 47 |
| 5.2.3 Valores de las frecuencias naturales experimentales del álabe | 48 |
| 5.2.4 Frecuencias naturales obtenidas numéricamente..... | 49 |
| 5.3 Análisis estructural..... | 52 |
| 5.4 Obtención de las velocidades críticas..... | 56 |
| 5.5 Inspección visual del álabe..... | 58 |
| 5.6 Obtención de microdureza Vickers | 65 |
| 5.7 Obtención de la rugosidad en el álabe..... | 66 |
| 5.8 Tomografía computarizada | 68 |
| 5.9 Microscopía óptica..... | 73 |
| 5.10 Caracterización por microscopía electrónica de barrido | 74 |

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

| | |
|---|-----|
| Conclusiones | 75 |
| Referencias | 77 |
| Anexo 1 Gráficas de frecuencias naturales de álabe de ventilador, obtenidas experimentalmente | 82 |
| A 1.1 Espectros de frecuencias del álabe obtenidos con percutor de metal | 82 |
| A 1.2 Espectros de frecuencias del álabe obtenidos con percutor de madera | 83 |
| A 1.3 Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de metal | 84 |
| A 1.4 Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de madera | 85 |
| A 1.5 Señal con percutor de metal en función del tiempo. | 86 |
| A 1.6 Señal con percutor de madera en función del tiempo..... | 87 |
| A 1.7 Señal con percutor de metal en función al número de dato..... | 88 |
| A 1.8 Señal con percutor de madera en función al número de dato..... | 89 |
| A 1.9 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 1. | 90 |
| A 1.12 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 2. | 93 |
| Anexo 2 Datos de frecuencias naturales de álabe de fan, obtenidas experimentalmente..... | 94 |
| A 2.1 Valores de Frecuencias en el álabe usando percutor de metal | 94 |
| A 2.2 Valores de Frecuencias en el álabe usando percutor de madera..... | 95 |
| Anexo 3 Artículo de Memorias del XXVI Congreso Internacional Anual De La SOMIM..... | 96 |
| Anexo 4 Certificado de presentación poster XXIX International Materials Research Congress | 102 |
| Anexo 5 Carta de nominación a mejor poster XXIX International Materials Research Congress | 103 |
| Anexo 6 Certificado de presentación oral XXIX International Materials Research Congress . | 104 |

Lista de Tablas

| | |
|--|----|
| Tabla 1. Preparación del ataque para aleaciones Ti. | 34 |
| Tabla 2. Programa utilizado para analizar señales de audio..... | 37 |
| Tabla 3. Frecuencias naturales encontradas en el álabe. | 46 |
| Tabla 4. Frecuencias naturales experimentales. | 48 |
| Tabla 5. Comparación de las frecuencias naturales experimentales y numéricas. | 51 |
| Tabla 6. Condiciones de operación y del material Ti-6Al-4V. | 54 |
| Tabla 7. Comportamiento de los modos de frecuencia a diferentes velocidades angulares..... | 56 |

Lista de Figuras

| | |
|---|----|
| Figura 1. Partes de motor turbo ventilador [21]. | 11 |
| Figura 2. Materiales presentes en turbofán [9]. | 11 |
| Figura 3. Posibles mecanismos de erosión. a) Abrasión en ángulo de impacto bajo. b) Fatiga en baja velocidad y ángulo de impacto alto. c) Deformación plástica en ángulo elevado y velocidad media. d) Fusión superficial a altas velocidades de impacto. e) Flujo super plástico en impacto de cuerpo grande [32]. | 14 |
| Figura 4. a) Celda unitaria de la fase α . b) Celda unitaria de la fase β [41]. | 18 |
| Figura 5. Diagrama de fases Ti-Al [42]. | 19 |
| Figura 6. Ruta de procesa para una microestructura equiaxial $\alpha+\beta$ de aleaciones de titanio [41]. | 21 |
| Figura 7. Mecanismo de recristalización a 800°C, estructura completamente equiaxial, Ti-6Al-4V, MET [41]. | 21 |
| Figura 8. Grano fino, estructura completamente equiaxial Ti-6Al-4V con recristalización a 800°C a) MO b) MET [41]. | 22 |
| Figura 9. Etapas de la caracterización dinámica. | 26 |
| Figura 10. Brazo CMM 8-Axis Quantum FaroArm®. | 26 |
| Figura 11. Proceso de medición transversal del álabe. | 27 |
| Figura 12. Proceso de medición del torcimiento del álabe. | 27 |
| Figura 13. Proceso de medición longitudinal del álabe. | 28 |
| Figura 14. Proceso de medición de la punta del álabe. | 28 |
| Figura 15. Analizador CSI2130. | 29 |
| Figura 16. Analizador CSI2140. | 29 |
| Figura 17. Etapas del análisis de integridad estructural. | 30 |
| Figura 18. Perfilómetro Mitutoyo SJ400. | 30 |
| Figura 19. Microdurómetro. | 30 |
| Figura 20. Microscopio óptico ZEISS. | 31 |
| Figura 21. Microscopio electrónico de barrido JSM-6300. | 31 |
| Figura 22. Tomógrafo de Rayos-X computarizado GE Phoenix v tome x m, nanoCT. | 31 |
| Figura 23. Zonas de corte y zonas analizadas del álabe. | 32 |
| Figura 24. Álabe cortado. | 32 |
| Figura 25. Muestras del álabe. | 33 |
| Figura 26. Muestras montadas en resina. | 33 |
| Figura 27. Pulidora Struers. | 33 |
| Figura 28. Proceso de ataque químico. | 34 |
| Figura 29. Modelo en CAD obtenido del álabe. | 35 |
| Figura 30. Secciones del álabe. | 35 |
| Figura 31. Discretización del álabe. | 36 |

| | |
|---|----|
| Figura 32. Mallado del álabe..... | 36 |
| Figura 33. Señal con percutor de metal en función del tiempo..... | 38 |
| Figura 34. Espectro de frecuencia del álabe con percutor de metal..... | 38 |
| Figura 35. Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de metal..... | 39 |
| Figura 36. Señal con percutor de metal en función al número de dato..... | 40 |
| Figura 37. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 1..... | 40 |
| Figura 38. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 2..... | 41 |
| Figura 39. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 3..... | 41 |
| Figura 40. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 4..... | 42 |
| Figura 41. Señal con percutor de madera en función del tiempo..... | 42 |
| Figura 42. Espectro de frecuencia del álabe con percutor de madera..... | 43 |
| Figura 43. Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de madera..... | 43 |
| Figura 44. Señal de álabe con percutor de madera en función al número de dato..... | 44 |
| Figura 45. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 1..... | 44 |
| Figura 46. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 2..... | 45 |
| Figura 47. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 3..... | 45 |
| Figura 48. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 4..... | 46 |
| Figura 49. Frecuencia obtenida con CSI2130..... | 47 |
| Figura 50. Frecuencia obtenida con CSI2140..... | 48 |
| Figura 51. Modo de frecuencia a 1059.6 Hz..... | 49 |
| Figura 52. Modo de frecuencia a 1211.2 Hz..... | 49 |
| Figura 53. Modo de frecuencia a 1717.4 Hz..... | 50 |
| Figura 54. Modo de frecuencia a 2190.8 Hz..... | 50 |
| Figura 55. Modo de frecuencia a 2499.3 Hz..... | 51 |
| Figura 56. Modo de frecuencia a 4030.6 Hz..... | 51 |
| Figura 57. Posicionamiento del álabe en el rotor. a)Vista frontal. b)Vista transversal..... | 52 |
| Figura 58. Soporte fijo en la raíz del álabe..... | 52 |
| Figura 59. Aplicación de la velocidad rotacional..... | 53 |
| Figura 60. Fuerzas ejercidas en el motor turbo ventilador..... | 53 |
| Figura 61. Aplicación de la fuerza de empuje en el álabe..... | 54 |
| Figura 62. Resultados de esfuerzos que ejercen en el álabe..... | 54 |
| Figura 63. Resultados de esfuerzos que ejercen en el álabe..... | 55 |
| Figura 64. Desplazamiento total en el álabe..... | 55 |
| Figura 65. Diagrama de Campbell..... | 57 |
| Figura 66. Diagrama de Campbell para el modo 1 y 2..... | 57 |
| Figura 67. a) División del álabe. b) Lado A. c) Lado B..... | 58 |
| Figura 68. Zona del álabe A1i..... | 58 |

| | |
|--|----|
| Figura 69. Zona del álabe A2i..... | 59 |
| Figura 70. Zona del álabe A3i..... | 59 |
| Figura 71. Zona del álabe A1j..... | 60 |
| Figura 72. Zona del álabe A2j..... | 60 |
| Figura 73. Zona del álabe A3j..... | 61 |
| Figura 74. Zona del álabe A1k..... | 61 |
| Figura 75. Zona del álabe A2k..... | 62 |
| Figura 76. Zona del álabe A3k..... | 62 |
| Figura 77. Zona del álabe B1i..... | 63 |
| Figura 78. Zona del álabe B3i..... | 63 |
| Figura 79. Zona del álabe B1j..... | 64 |
| Figura 80. Zona del álabe B3j..... | 64 |
| Figura 81. Zona del álabe B2k..... | 65 |
| Figura 82. Zona del álabe B3k..... | 65 |
| Figura 83. Medición dureza Vickers..... | 66 |
| Figura 84. Perfil de rugosidad en raíz del álabe..... | 67 |
| Figura 85. Perfil de rugosidad en punta del álabe..... | 67 |
| Figura 86. Sección de la punta del álabe analizada por TC..... | 68 |
| Figura 87. Sección cerca de la raíz del álabe analizada por TC..... | 68 |
| Figura 88. Grieta en el recubrimiento (zona de la punta del álabe). | 69 |
| Figura 89. Grieta en el recubrimiento (zona cercana a la raíz del álabe). | 69 |
| Figura 90. TC punta del álabe. a) Sección transversal. b) Sección transversal vertical. c) Daños en la superficie. d) Posicionamiento de los planos..... | 70 |
| Figura 91. TC zona cercana a la raíz del álabe. a) Sección transversal. b) Sección transversal vertical. c) Daños en la superficie. d) Posicionamiento de los planos. | 70 |
| Figura 92. Daños en la superficie del recubrimiento, TC (zona de la punta del álabe)..... | 71 |
| Figura 93. Daños en la superficie del recubrimiento, TC (zona cercana a la raíz del álabe). | 71 |
| Figura 94. Borde de entrada erosionado, TC (zona de la punta del álabe)..... | 72 |
| Figura 95. Borde erosionado, TC (zona cercana a la raíz del álabe)..... | 72 |
| Figura 96. Microestructura Ti-6Al-4V [41]..... | 73 |
| Figura 97. Microestructura de la raíz del álabe obtenida por MO..... | 73 |
| Figura 98. SEM Ti-6Al-4V a) Micrografía. b) Elementos presentes en el sustrato. c) Elementos presentes en el recubrimiento. | 74 |

Resumen

Para la industria de turbinas de gas es un desafío continuo desarrollar turbinas más seguras y eficientes. Al ser los álabes de la parte del ventilador los componentes giratorios de mayor tamaño en un motor aeronáutico, su desprendimiento del eje por alguna falla podría comprometer la integridad de todo el motor, debido a la gran cantidad de energía acumulada en los mismos. En este estudio, se llevó a cabo un análisis a la integridad estructural de un álabe de ventilador perteneciente a una turbina aérea, el cual fue sometido durante su vida de servicio a severas condiciones de esfuerzos mecánicos por largos periodos de tiempo. De lo anterior, analizar la estructura interna del componente después de ser retirado de servicio, así como caracterizar su integridad estructural, es de gran beneficio científico y tecnológico para entender los mecanismos de falla del componente. Al comprender el modo de falla se vuelve posible establecer una metodología que promueva lograr incrementar la vida útil del material a partir del cual se fabricó. Así, el análisis en el álabe de turbina de aviación, retirado de servicio, se realizó en dos etapas comprendidas de un análisis dinámico y mediante la caracterización de la estructura interna del componente.

En el primer caso, el análisis dinámico se realizó usando el software MatLab y ANSYS Workbench 2019. Se determinaron las frecuencias naturales experimental y numericamente, las tensiones equivalentes y la deformación total en el componente. Cabe decir que, los valores identificados a través del análisis dinámico del álabe se relacionan estrechamente con su deterioro microestructural. Luego, la caracterización de la estructura interna y el análisis de la integridad del álabe se llevó a cabo mediante un examen visual, un estudio de perfilometría y a través del análisis del material por microscopía óptica (MO), electrónica de barrido (MEB), así como, por tomografía computarizada (TC), además de identificarse la microdureza del componente objeto de estudio. Finalmente, a partir de los resultados del análisis dinámico y de la caracterización de la integridad estructural del álabe se identificaron los factores que influyeron para que la falla tuviera lugar.

1. Introducción

Se sabe que el motor turbo fan tiene gran aplicación, actualmente, reemplazando a los motores turbo jet debido a su mayor eficiencia. También suele ser llamado turborreactor de doble flujo. Los gases generados por la turbina son empleados mayoritariamente para accionar un ventilador (fan) situado al frente del motor que produce la mayor parte del empuje. Debido a su complejo diseño es importante comprender las posibles fallas que pueden presentarse en componentes como los álabes de ventilador. El modo de falla que pueda presentarse en un material durante su vida útil depende tanto de condiciones internas y propias del material (como su composición química, proceso de manufactura y del tratamiento estándar aplicado para su fabricación [1]), como de condiciones externas, es decir, de las severas condiciones de servicio a las que el material fue sometido. Así, al final de este estudio es posible ofrecer una propuesta de diseño del componente que prolongue su vida útil, o en su caso una propuesta de reparación intermedia mediante el conocimiento e identificación del mecanismo de falla detectado y establecer, en su caso, cambios en la temporalidad de su inspección o mantenimiento, que no impliquen el uso de tecnologías tan caras como el proceso de prensado isostático en caliente (HIP por sus siglas en inglés) actualmente usado en procedimientos de reparación de álabes de turbinas. Ahora bien, como se describirá en el capítulo 2, el análisis de los cambios en la estructura interna de materiales metálicos es de interés tecnológico y científico, para ello se muestran algunos estudios recientes en el mundo al respecto de los álabes. Con el fin de identificar modos de falla de elementos de turbomaquinaria al final de su vida útil, se describen los conceptos y teorías necesarias en el capítulo 3 y, en consecuencia, proponer mejoras al diseño de la aleación o parámetros a considerar en el desarrollo de modelos y simulación de fenómenos de evolución microestructural, así como posibles cambios a los procedimientos de mantenimiento de estos importantes componentes. Por consiguiente, se desarrolló una metodología experimental descrita en el capítulo 4 con el objetivo de relacionar cambios en la estructura interna del material con el cambio en sus propiedades mecánicas, como lo es la dureza. Finalmete, se analizan los resultados de los procedimientos realizados en el capítulo 5. Y, para concluir, se muestran los hallazgos más importantes de la presente investigación. De lo anterior, se analizó un álabe retirado de servicio proporcionado por la empresa Mexicana MRO Services (ubicada en el Aeropuerto Internacional de la Ciudad de México, Calle 602 Vía Tapo 161, México,

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

15620, Ciudad de México). Los datos otorgados por la empresa fueron útiles para la caracterización dinámica del álabe, que se llevó a cabo con el uso del software ANSYS en el TecNM campus Pachuca con equipo e infraestructura de la División de Estudios de Posgrado e Investigación (DEPI). La caracterización de la estructura interna se realizó con apoyo de la infraestructura de la Universidad Politécnica de Pachuca y del Instituto Politécnico Nacional en su Centro de Nanociencias y Micro y Nanotecnologías. Además se contó con infraestructura del CENTA, Querétaro, para el estudio por tomografía computarizada del material.

1.1 Objetivos

1.1.1 Objetivo general

Llevar a cabo la caracterización de la integridad estructural y dinámica del álabe propulsor de turbina aérea fabricado a partir de una aleación base Ti.

1.1.2 Objetivos específicos

- Calcular las frecuencias naturales en el álabe.
- Validar el modelo computacional desarrollado que representa el comportamiento dinámico del componente.
- Realizar una inspección visual y caracterizar microestructuralmente secciones de interés en el álabe.
- Caracterizar por TC el componente a fin de identificar cualitativamente el daño interno.

2. Antecedentes

Ante la continua demanda de mejora en el desempeño de las turbinas aeronáuticas se ha hecho primordial el estudio y análisis de falla de sus componentes. Al ser los álabes los elementos que requieren constante mantenimiento se presta atención a conocer los procesos de cambios en la estructura interna de los materiales a partir de los cuales se fabrican, como las aleaciones base-Titanio y las superaleaciones, entre otros, que tiene influencia directa en el deterioro de las propiedades mecánicas del componente.

En este contexto, se ha llevado a cabo un estudio por Irfansyah, quien usando simulación del agrietamiento del motor del turbofán por método de elementos finitos, estudio la vida útil de los álabes del ventilador [2]. Al respecto, en el estudio se menciona que se ha hecho necesario estudiar el comportamiento mecánico de estos componentes con los datos de las propiedades mecánicas de los materiales a partir de los cuales se fabrican los álabes del ventilador, más apegados a la realidad, es decir, sin usar los datos nominales de las aleaciones que les constituyen.

En otra investigación Vargas y co. [3] analizaron un álabe del ventilador axial en una atmósfera marina, de alta humedad relativa, usada para enfriar una turbina de gas, la cual falló con consecuencias catastróficas para el sistema. El tipo de fractura identificado en este trabajo fue frágil, debido a la propagación de grietas intergranulares, sin mostrar una deformación considerable en la superficie de fractura. En sus comentarios los autores mencionaron que para identificar la causa de la falla se hizo necesario realizar la caracterización química y mecánica del material de la pala, además de hacer un análisis fractográfico de las superficies de fractura. Realizaron también un análisis numérico por elementos finitos para conocer la condición de esfuerzos en el aspa o álabe. Determinaron que la aleación del álabe correspondía a Al-2024 sin tratamiento térmico, fabricado por solidificación direccional. El mecanismo de fractura observado fue fatiga de ciclo bajo o esfuerzo de tracción alto.

Otro estudio realizado por Nabarro [4] muestra el cálculo de las propiedades de resistencia de las aspas del ventilador de un motor de turbina de gas de una aeronave regional considerando defectos de fabricación. Los autores consideraron álabes con diferentes desviaciones geométricas (dentro de valores de tolerancia) en el perfil aerodinámico, el diseño conjunto del ventilador, propiedades de resistencia estimadas y el esquema de diseño para un conjunto de aspas. Determinaron que las desviaciones geométricas pueden afectar significativamente las características aerodinámicas del ventilador y del motor en

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

su conjunto y que deben tenerse en cuenta al evaluar tensiones en el perfil aerodinámico, tensiones en el radio de transición desde el perfil aerodinámico a la cola de milano, y, al analizar la frecuencia de vibraciones naturales potencialmente peligrosas de los álabes. Finalmente, señalaron que fue posible evaluar la resistencia mecánica de álabes del ventilador considerando sensibilidad a las desviaciones geométricas del perfil aerodinámico. Mostraron que sus cálculos se pueden utilizar para la optimización robusta multidisciplinaria de aspas de ventilador con una forma compleja de perfil aerodinámico, es decir, para distintas configuraciones de aspas teniendo en cuenta parámetros geométricos reales.

Por su parte, Nikhamkin y Bolotov [5] investigaron experimentalmente los modos y frecuencias naturales de álabes huecos del ventilador de un motor de turbina de gas. Las hojas se produjeron por el método de moldeo super-plástico y una combinación de soldadura a presión. Para ello, los autores usaron dos métodos experimentales independientes: vibrometría láser de barrido de tres componentes y análisis modal de impacto. Así, obtuvieron las frecuencias naturales y los modos de vibración de un aspa de ventilador hueca y los campos de esfuerzos correspondientes a los modos naturales. Además, llevaron a cabo un análisis modal de elementos finitos. Identificaron que, el aspa del ventilador hueca tenía modos de vibración naturales particulares y peligrosas. Lo anterior, debido a que producen fluctuaciones de esfuerzos significativos en zonas de juntas de soldadura. Además, señalaron que los resultados de su estudio se pueden utilizar para atenuar las vibraciones de resonancia.

En [6] Nalla y co., analizaron la fatiga de ciclo alto (HCF por sus siglas en inglés) de componentes del motor de una turbina, particularmente aquellos fabricados a partir de una aleación de titanio. Lo anterior, dado que sigue siendo una de las principales causas de fallas en los motores de aviones militares. En el mismo trabajo es señalado que, una iniciativa reciente, patrocinada por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, se centra en el análisis del sistema Ti-6Al-4V mismo que se utiliza para fabricar álabes de turbinas de uso común, específicamente de aquellos componentes de ventiladores y de compresores. La mayor parte de tal investigación consideró la condición de procesamiento/tratamiento térmico. No obstante, se menciona que sobre la microestructura bimodal de la aleación Ti-6Al-4V se han realizado pocos estudios. Así, los autores compararon la resistencia general a la fatiga de ciclo alto entre la microestructura bimodal y una microestructura laminar más gruesa de Ti-6Al-4V. Aunque las diferencias no fueron tan grandes, se identificó que la microestructura laminar gruesa tiene propiedades de vida útil mejoradas

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

en el régimen de HCF y una resistencia superior a la propagación de grietas por fatiga (en modo I) y en presencia de grietas. Sin embargo, esta mayor resistencia al crecimiento de grietas en comparación con la estructura bimodal se elimina con cargas extremadamente altas. Similar, bajo carga de modo mixto, la microestructura laminar es generalmente superior. Por el contrario, en presencia de grietas microestructurales pequeñas, hay poca diferencia en las propiedades de HCF de las dos microestructuras. También, identificaron que la resistencia a la falla de HCF después del daño es comparable en las dos microestructuras, aunque se forma una mayor proporción de microfisuras inducidas por daño en la estructura laminar después del deterioro por impactos de alta velocidad.

De lo anterior, es evidente que existen pocos trabajos que muestren el deterioro del sistema Ti-6Al-4V utilizado en la fabricación de álabes del Turbo Fan de turbinas aéreas. Por su parte, cuando los álabes se encuentran cerca de zonas expuestas a elevadas temperaturas se han realizado varios estudios, como aquellos de Mukherji y co. [7] y de Sato y co. [8], para identificar la respuesta mecánica de superaleaciones sometidas, por separado, a termofluencia, a fatiga, etc. Sin embargo, para identificar el mecanismo de falla se hace necesario conocer las condiciones de servicio reales del componente. Cabe resaltar que, *muchos de los estudios mostrados a continuación son ideales, a nivel laboratorio, y toman en cuenta solo aproximaciones a las condiciones de uso reales del componente*. Así, por ejemplo, se sabe que normalmente las superaleaciones modernas para álabes de turbina de primera etapa son monocristales conformadas de una fase ordenada de partículas cuboidales, llamada fase gama prima, γ' , y de una fase matriz, desordenada y dúctil denominada gama, γ [9]. El desajuste reticular entre estas dos fases suele ser muy pequeño. Estas superaleaciones son sometidas a altos esfuerzos mecánicos y a altas temperaturas, mayormente a esfuerzos de tensión provocados por fuerzas centrífugas propias del funcionamiento de la turbina. La combinación de estos esfuerzos con la temperatura influye en la estructura interna del componente, afectando, por ejemplo, la ocurrencia de las partículas cuboidales de la fase endurecedora, modificando su morfología a largos troncos apilados y planos denominados: rafts (del idioma inglés que significa balsa debido a su similitud con una balsa de troncos apilados). En este proceso el material, cede lentamente a los esfuerzos aplicados, es decir, después de un tiempo ocurre falla por termofluencia. Si el esfuerzo de tensión (debido a la fuerza centrífuga de la turbina) es reemplazado por un esfuerzo de compresión a lo largo del mismo eje, se pueden formar rafts de la fase γ' paralelos al eje de esfuerzo, presentando una microestructura muy diferente a la original, inclusive, el precipitado γ' parece ser la

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabes propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

fase matriz- γ , provocando que, los mecanismos de fluencia tomen lugar más rápido de lo que lo harían en la microestructura original. Así, es necesario comprender tanto la fuerza termodinámica impulsora de estas transformaciones como los parámetros críticos que controlan la velocidad de transformación de la estructura interna del componente [1,10]. En otros estudios se ha descrito el fenómeno de rafting en superaleaciones, comenzando con la teoría de equilibrio de fase la cual menciona que el volumen total de las partículas γ' permanece constante a medida que cambia su forma. Idealmente se espera que el número de partículas permanezca constante durante las primeras etapas del rafting. Este proceso, de manera general, consiste en una reducción de las partículas γ' a lo largo del eje de esfuerzos, mientras las capas de la matriz- γ , normales al eje de esfuerzo se ensanchan [1,4]. Después, las partículas adyacentes se encuentran y se fusionan para producir, rafts. Ocasionando que, el número total de partículas disminuya durante las primeras etapas del rafting, por el proceso habitual de engrosamiento Ostwald, mismo que continúa lentamente. En una superaleación con un tratamiento térmico adecuado hay muy pocas dislocaciones en la matriz- γ y prácticamente ninguna en γ' . Bajo un esfuerzo aplicado se forman dislocaciones que comienzan a moverse y a multiplicarse [1,4,6,7]. Después de una deformación, la fuerza termodinámica impulsora del rafting es proporcional al producto del esfuerzo aplicado y al desajuste reticular entre las fases γ y γ' . De acuerdo con los resultados calculados por Caccuri y co. [10], la velocidad de la ocurrencia de rafting es controlada por la difusión de los elementos de aleación. La evidencia experimental es limitada, no es claro si las regiones críticas en un álabe de turbina se encuentran en la región de bajo esfuerzo y alta temperatura, donde el rafting suprime la termofluencia, o en la región de alto esfuerzo y baja temperatura donde el rafting acelera la fluencia.

Por otra parte, los factores importantes para determinar la vida útil de un álabe son; el ambiente de operación, los esfuerzos mecánicos y esfuerzos térmicos. Estos esfuerzos provocan fatiga y termofluencia [2,7]. A continuación, se muestran diferentes estudios que evidencian la importancia del estudio de materiales usados para fabricar álabes de turbina localizados en secciones que operan a temperaturas altas.

En [11] Pollock y Tin, revisaron el uso de una superaleación base níquel-aluminio en motores de turbina, para la cual, la composición química de la aleación es una consideración importante de diseño, ya que afectan las características mecánicas de la aleación. Una preocupación importante en el desarrollo de nuevas aleaciones es evitar la formación de fases, conocidas como fases empaquetadas topológicamente cerradas (TCP,

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

por sus siglas en ingles). Estas fases son típicamente ricas en elementos refractarios de aleación y poseen estructuras cristalinas complejas, caracterizadas por capas compactas de átomos. La habilidad para predecir las composiciones de fase y sus rangos de estabilidad, depende del desarrollo de modelos termodinámicos y disponibilidad de bases de datos para validar el modelo.

En otro estudio realizado por Naeem y co. [12] se analizó la ocurrencia de fallas en álabes de turbinas de gas, tomando en cuenta tanto análisis mecánicos como metalúrgicos, agrupando las fallas de álabes en dos categorías: a) fatiga, que incluye de alto ciclo (HCF por sus siglas en inglés) y de bajo ciclo (LCF por sus siglas en ingles); b) ruptura por fluencia. El análisis metalúrgico, consistió de una inspección visual (IV), pruebas no destructivas (NDT, por sus siglas en inglés), microscopía óptica (MO), microscopía electrónica de barrido (MEB) y de un análisis por espectroscopía de dispersión de energía. Se realizó también un análisis de flujo del gas, en estado estacionario, por medio de un estudio de dinámica de fluidos computacional, utilizando el software ANSYS Workbench y se determinó que la falla del álabe no está directamente relacionada con la carga centrífuga.

Coincidiendo con los estudios anteriormente mencionados, Arkhipov y co. [13] identificaron la formación de grietas intergranulares en la superficie de fractura, las cuales se puede atribuir a la ocurrencia de microcavidades, relacionadas con la decohesión intergranular de carburos y se encontró que el inicio de grietas en el recubrimiento se debió a un mecanismo de fatiga térmica, como resultado de altas cargas térmicas transitorias (es decir en los arranques del motor).

No menos importante, un álabe de turbina de gas puede cambiar su contorno debido a la erosión y/o acumulación de material. En cualquiera de estos casos, la distribución de la presión superficial, puede sufrir daños sustanciales (modificación de su presión, temperatura envolvente y flujo característico). En otro estudio realizado por Gomez y co. [14], se presentó una metodología innovadora para evaluar el consumo de álabes de turbina de gas HP, bajo flujo subsónico, donde no se generan ondas de choque entre el rotor y el estator y, simplemente, se centran en la posible aparición de *fatiga por resonancia*. Los autores determinaron un método que consiste en un cálculo computacional preciso que permite estimar los efectos producidos por la interacción estator/rotor sobre la presión envolvente, se determinó que la forma erosionada del álabe puede generar una fuerza fluctuante, cuyo espectro de frecuencia coincide con la

frecuencia natural del álabe, produciendo una resonancia vibratoria que acelera el consumo por fatiga del componente.

Finalmente, los análisis de integridad estructural y la caracterización microestructural de componentes de turbinas han sido muy útiles para proponer mejoras en el diseño de aleaciones a partir de las cuales se manufacturan dichos elementos. Los métodos de difracción y de microscopía electrónica, así como el modelado termodinámico son, por ejemplo, técnicas que se utilizan para cuantificar la variación de la fase γ' en superaleaciones o de la fase β en aleaciones de base Ti. Estos análisis contribuyen también al diseño de tratamientos térmicos de envejecido para desarrollar microestructuras de aleaciones uniformes en materiales componentes de turbinas de gas industriales [15].

Ya que la eficiencia térmica y la potencia de salida de las turbinas de gas, aumentan al incrementar la temperatura de operación, el enfriamiento interno del álabe es de gran importancia. En este tipo de enfriamiento, el aire más frío se purga de la etapa del compresor y pasa a través de los conductos internos incorporados en los diseños de los álabes. Los pasos internos pueden ser circulares o elípticos y / o distribuidos cerca de toda la superficie del álabe, este enfriamiento se logra por conducción y convección. Deepanraj y co. [16] analizaron seis modelos diferentes de álabes huecos con un número diferente de orificios de enfriamiento (7, 8, 9, 10, 11 y 12) para determinar el número óptimo. El análisis se realizó secuencialmente, es decir, primero se realizó un análisis térmico, y luego se realizó el análisis estructural, teniendo en cuenta los resultados del análisis térmico, usando ANSYS, se analiza el esfuerzo de tensión y la distribución de temperatura. Los autores identificaron que con la configuración de 8 orificios se logra una mejor distribución de temperatura en comparación con otras configuraciones, teniendo una temperatura del refrigerante de 300 °C.

Como se ha mencionado, una de las principales fallas en los álabes, ya sea que operen o no a elevadas temperaturas, ocurre por fatiga. Wang y co. [17] investigaron cual fue la causa de la falla de un álabe roto en una turbina de baja presión de una central nuclear y se encontró que la poca holgura entre el álabe y el disco provocó un movimiento deslizante ocasionando desgaste durante su servicio. La superficie de fractura se examinó con microscopía electrónica de barrido. En su estudio los autores diseñaron experimentos de fatiga por fricción y mostraron que la vida de fatiga se redujo en gran medida por el historial de carga y el desgaste por fricción local. En su trabajo, la grieta se inició en el lado cóncavo cerca del borde de ataque, se encontraron patrones de desgaste y micropartículas en el inicio de la grieta, compuestas principalmente de Fe, O y Cr. Las

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

grietas se propagaron principalmente por mecanismo de fatiga inducido por la carga centrífuga y la vibración [18].

En este último caso, éste estudio evidencia la importancia de identificar y analizar las frecuencias naturales a las que son expuestos éstos importantes componentes de turbinas aeronáuticas.

Ahora bien, se han realizado estudios por simulación utilizando el software ANSYS que promueven mejoras en los diseños de los álabes de turbina [19]. Por ejemplo, considerando que la turbina utiliza un flujo para poder convertirlo en trabajo, se ocupan bordes delineados en puntos específicos del álabe para poder dirigir y consolidar el flujo necesario para la rotación. El problema mostrado en este artículo, respecto a los bordes, es la resonancia de esfuerzo excesivo debido a la vibración. Por este motivo, se han diseñado mejoras en la geometría de componentes usando análisis vanguardistas para la optimización de los álabes [20].

En este contexto, con esta investigación se espera, por una parte identificar las frecuencias naturales a las que se exponen los álabes de un turbo-ventilador aeronáutico y, por otra parte, relacionar estos resultados con el daño identificado en la estructura interna del componente. Dadas las restricciones en el uso de información, es posible que no se indique con precisión el tipo de turbina, solo se mencionará que es aérea.

3. Marco Teórico

3.1 Turbina de gas

Los motores de turbina de gas, también llamados motores a reacción, impulsan la mayoría de los aviones modernos. Un motor turborreactor consiste en una entrada de masa de aire que ingresa al motor a compresor, que consiste en álabes y discos, el cual tiene como propósito aumentar la presión del flujo. El flujo comprimido pasa a la cámara de combustión, aquí, se mezcla con combustible y se enciende, aumentando la temperatura y la energía del flujo. Los gases calientes se expanden a través de una turbina, que convierte la energía en el trabajo mecánico requerido para mover el compresor [20]. Después de esto ingresa al escape, permitiendo que el flujo de gases calientes salga por la parte trasera del motor hasta alcanzar la presión necesaria para producir el empuje del motor [21].

Un turboventilador (TurboFan por su nombre en inglés) es una versión modificada de un turborreactor, las partes principales por donde pasa el fluido se muestran en la Figura 1 [21]. Ambos comparten el mismo núcleo básico; una entrada, compresor, cámara de combustión, turbina y escape. No obstante, el turboventilador agrega a la parte delantera del motor un compresor de baja presión o ventilador. Lo que requiere un eje adicional y una turbina asociada para impulsarlo, la turbomaquinaria adicional se compensa con la economización de combustible. Por este motivo es llamado motor de "dos ejes", un eje es utilizado para alimentar el compresor y otro para girar el ventilador. Una parte del flujo que ingresa al ventilador es guiado al núcleo del motor donde se quema el combustible para proporcionar una parte del empuje. Sin embargo, el 90% de empuje es producido por el resto de flujo desviado del ventilador [22].

Aunque es menor la energía agregada al aire que pasa por el núcleo del motor, el turboventilador obtiene un gran impulso en el empuje por muy poco combustible adicional. Al contar con una gran cantidad de álabes en el ventilador se puede operar de manera más eficiente que en los aviones de hélice simple. La relación de presión de un ventilador con conducto de 50 álabes puede ser de 1.4 a 1.6, es decir, la presión aumenta en un factor de 1.4 a 1.6, mientras que una hélice puede tener una relación de presión de solo 1.02. Es por eso que los grandes aviones de pasajeros que usan un turbofan son capaces de navegar a altas velocidades subsónicas con un consumo de combustible eficiente [23].

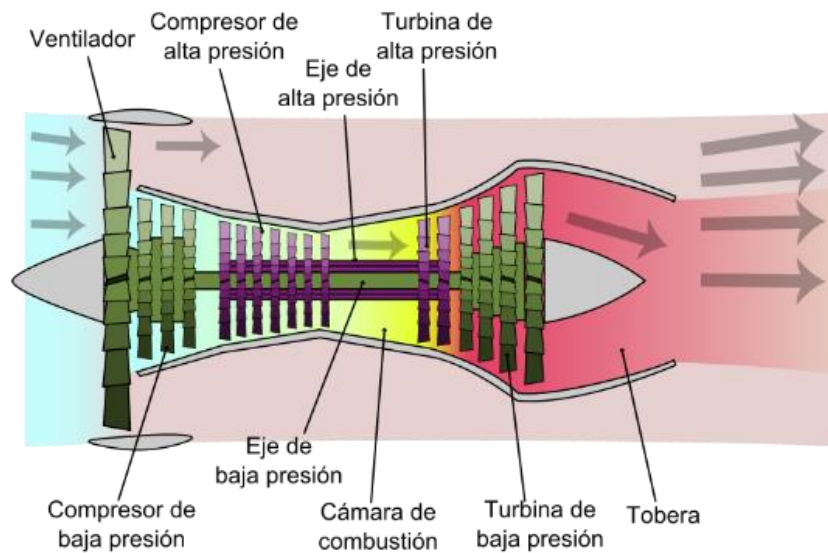


Figura 1. Partes de motor turbo ventilador [21].

La Figura 2 [9] muestra los diferentes materiales utilizados en las distintas partes de un motor turboventilador. Se observa que las aleaciones de titanio son elegidas para las secciones de ventilador y compresor, debido a su baja densidad, buena resistencia específica y resistencia a la fatiga [24]. Los parámetros críticos para el rendimiento del turboventilador incluyen la relación de derivación (BPR, por sus siglas en inglés) que establece el tamaño del ventilador en relación con el núcleo del motor.

Las principales ventajas de los motores turboventilador son:

- Alta eficiencia (largo rango de vuelo).
- Alto empuje a bajas velocidades (importante para despegue y operación eficiente).
- Reducción de ruido.
- Reducción de emisiones químicas debido al bajo consumo de combustible.

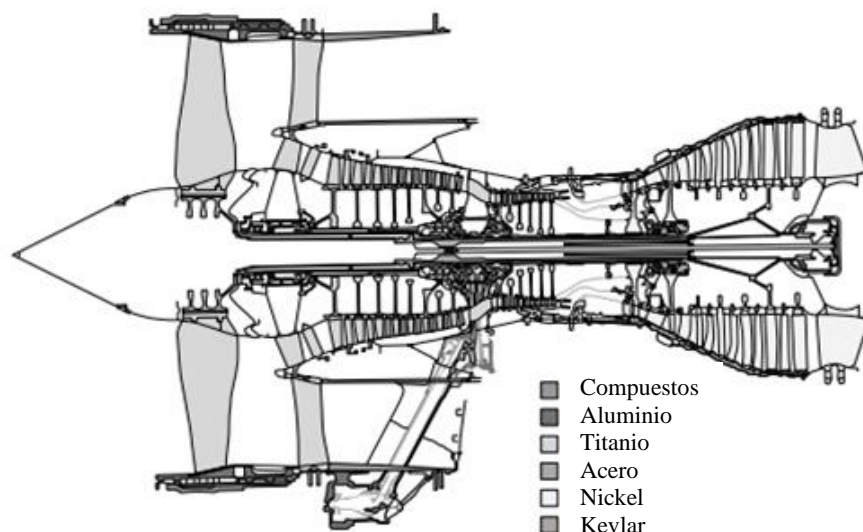


Figura 2. Materiales presentes en turbofán [9].

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabo propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

3.2 Principales problemas o fallas en los álabes

Los álabes del ventilador trabajan en ambientes hostiles y están sujetos principalmente a esfuerzos ocasionados por fuerza centrífuga, al ser componentes complejos es necesario entender las posibles fallas presentes en los álabes, algunos de ellos se mencionan a continuación.

- La presencia de fuerzas excitaciones inevitables (tanto de origen aerodinámico como mecánico) y modos de falla combinados.
- Características de vibración extremadamente complejas en los álabes por la interacción entre otros componentes del motor bajo condiciones de operación reales, las cuales a menudo difieren de las predicciones analíticas debido por la complejidad de la geometría del álabe, dificultando el modelado de elementos finitos.
- La no uniformidad entre álabes y problemas de control de calidad en su manufactura.
- La operación en un entorno hostil, donde los mecanismos de daños por oxidación y fatiga a menudo funcionan en conjunto, lo que lleva a fallas por fatiga de alta frecuencia [24].

3.2.1 Fatiga

Los álabes de ventilador son susceptibles a la formación de grietas en superficies de contacto, que están expuestas tanto a la carga centrífuga como a las vibraciones oscilatorias. Estos componentes en su acoplamiento pueden fallar debido a fatiga por fricción. La mayoría de las fallas incluyen fatiga que conduce al inicio y propagación de grietas. Las condiciones de operación de alta velocidad de rotación, erosión y oxidación aceleran la falla por fatiga [25].

La fatiga resonante es un mecanismo de falla importante que surge cuando una fuerza periódica actúa a una frecuencia correspondiente a la frecuencia natural de un álabe. Si la amortiguación es inadecuada para la absorción de la energía de entrada periódica, las amplitudes y tensiones aumentan hasta que se produce un fallo por sobreesfuerzo o por propagación de una grieta por fatiga.

La fatiga de ciclo alto ó HCF, como se mencionó en los antecedentes, generalmente es causada por excitaciones o por vibración y aleteo autoexcitados. Mientras que las tensiones fluctuantes pueden no ser muy altas, el esfuerzo máximo en resonancia puede aumentar dramáticamente. El daño por fatiga de ciclo alto se produce cuando los

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

esfuerzos presentes superan la resistencia a la fatiga del material. Al encontrarse con ambientes corrosivos la resistencia a la fatiga disminuye y la curva de tensión contra número de ciclos (S-N) pierde su validez. El crecimiento de la vibración en resonancia es afectada por los siguientes factores:

- La fuerza excitante.
- El sistema de amortiguación del álabe.
- La capacidad del álabe para aceptar energía excitante.

3.2.2 Erosión / desgaste

La erosión es la pérdida progresiva de material en una superficie sólida debido a la interacción mecánica entre dicha superficie y un fluido, ya sea un fluido multicomponente, con partículas líquidas o sólidas que inciden en ella. La cuantificación de erosión es la pérdida de volumen del material de la muestra dividido por la masa total de partículas abrasivas que han impactado en la muestra [26].

Estos mecanismos rara vez causan fallas catastróficas en el álabe, pero contribuyen a que ocurran otros modos de falla y pueden tener una importancia económica considerable, ya que puede ser necesario reemplazar el componente. La erosión y el desgaste pueden ocurrir tanto en el ventilador como en los componentes de la turbina [27].

La erosión de una superficie, se produce de tres formas:

- Por choque de partículas sólidas.
- Por choque de líquidos y lodos (partículas inmersas en líquidos).
- Por cavitación.

La erosión por partículas sólidas es la pérdida de material en su superficie debido a los repetidos impactos de pequeñas partículas sólidas inmersas en un medio gaseoso [28, 29]. En este tipo de erosión, la forma, el tamaño, la velocidad y dureza de la partícula erosiva, así como la dureza de la superficie y el ángulo de impacto juegan un papel muy importante [30]. Este tipo de erosión es considerada una de las más severas, dado que se genera un acabado superficial rugoso y áspero [31].

La eficiencia de las turbinas es afectada por la rugosidad de la superficie provocando una pérdida aerodinámica a través de la interacción del flujo con la capa límite. El efecto de la rugosidad superficial en la capa límite depende estrechamente del número de Reynolds, el cual es adimensional, utilizado para caracterizar el movimiento de un fluido, relaciona la densidad, viscosidad, velocidad y dimensión típica de un flujo en una expresión. A un

bajo número de Reynolds se reduce la pérdida aerodinámica, mientras que a un alto número de Reynolds la rugosidad de la superficie aumenta la pérdida mencionada [56].

Los principales mecanismos de desgaste por erosión que se pueden presentar son: deformación plástica, corte, fractura por fatiga, los cuales dependen del material, tamaño de partícula, ángulo incidente y la velocidad de impacto, los posibles mecanismos de desgaste erosivo se muestran en la Figura 3 [32].

Los daños por erosión en los álabes en presencia de un flujo axial son causados principalmente por corte en el borde de ataque y el adelgazamiento del borde de salida del álabe ya que las partículas se centrifugan radialmente, después de impactar contra un álabe del rotor, el polvo se concentra en la punta de los álabes causando graves daños en este lugar [33].

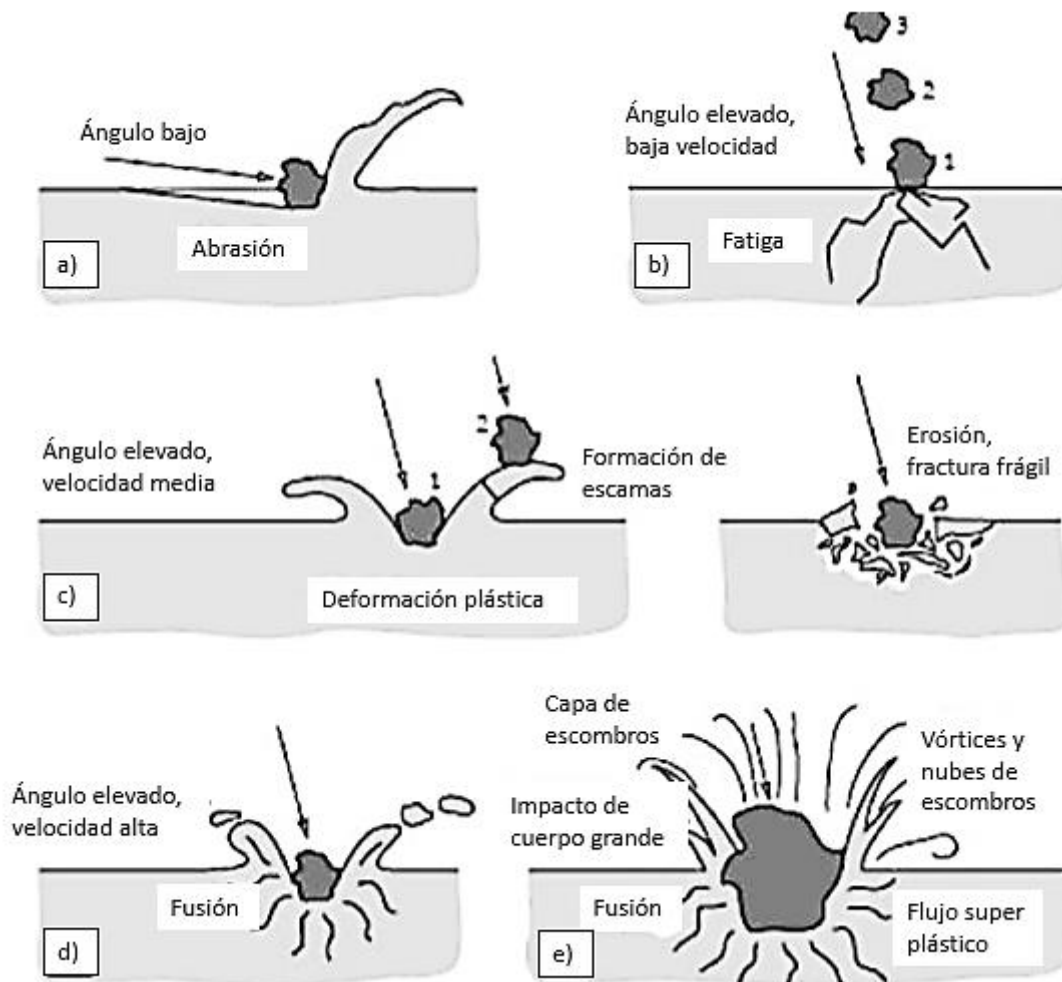


Figura 3. Posibles mecanismos de erosión. a) Abrasión en ángulo de impacto bajo. b) Fatiga en baja velocidad y ángulo de impacto alto. c) Deformación plástica en ángulo elevado y velocidad media. d) Fusión superficial a altas velocidades de impacto. e) Flujo superplástico en impacto de cuerpo grande [32].

La erosión se produce porque las fuerzas de inercia afecta a las partículas que son arrastradas dentro de la corriente de flujo, desviandolas de las líneas de flujo, impactando así en los componentes. Las partículas pequeñas ($<1-2\mu\text{m}$) seguirán generalmente el flujo y causarán poca erosión. Las partículas superiores a $2\mu\text{m}$ pero inferiores a $20\mu\text{m}$ pueden impactar en superficies inclinadas, donde los efectos aerodinámicos locales modifican las condiciones de impacto de las partículas. Las partículas de tamaño intermedio ($10-20\mu\text{m}$) causan erosión en el borde de salida de los álabes de las turbinas y las partículas grandes ($>40\mu\text{m}$) se mueven con relativa lentitud en la corriente de flujo y pueden ser golpeadas por los álabes en rotación dañando los bordes de ataque. El aumento del tamaño de las partículas y de la energía de impacto de las mismas conduce a un aumento de la plasticidad en la superficie y a una disminución de los esfuerzos máximos en la superficie produciendo agrietamiento [34].

3.2.3 Abrasión

Otro fenómeno presente en los álabes de ventilador es la abrasión, la cual se puede generar con la interacción de dos materiales que poseen valores de dureza diferentes. El material más duro actúa de forma abrasiva, penetrando en la superficie del objeto más blando. Como resultado del movimiento relativo, se forman canalizaciones y ranuras, en algunos casos el material se desprende de la superficie, provocando un desgaste importante por los siguientes mecanismos:

- Microdesgaste: La pronunciada deformación plástica del material por el cuerpo abrasivo da lugar a un amontonamiento en el borde del canal, por lo que la abrasión del material no se ve obligada a producirse.
- Microcorte: Las partículas abrasivas cortan la superficie, con la formación de microvirutas.
- Microfractura: La carga de un material frágil por una partícula abrasiva conduce a la formación y propagación de grietas y, en última instancia, a la rotura del material.
- Microfatiga: El microarado repetido provoca fatiga local, causando abrasión en el material [35].

3.2.4 Corrosión

Otro tipo de desgaste que se puede presentar en este tipo de componentes es el ocasionado por corrosión. El desgaste corrosivo es la degradación de material, donde están

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

involucrados mecanismos de corrosión y desgaste debido al frotamiento. La combinación de ambos procesos incrementa el daño característico por erosión. La deformación plástica por altos esfuerzos de contacto causa endurecimiento por deformación volviendo susceptible al material a un ataque químico, de igual forma la deformación plástica causada por impacto puede hacer que las superficies sean más susceptibles a la corrosión [28].

El desgaste corrosivo se divide en dos etapas:

- Formación de una película de óxido en la superficie. Esta película de óxido puede operar como lubricante, aunque en la mayoría de los materiales no es posible ya que dicha película es muy frágil.
- Al ser esta capa de óxido frágil queda expuesta a los fenómenos de deslizamiento del sistema [36].

3.2.5 Esfuerzos centrífugos

Durante el diseño de los ventiladores es pertinente considerar el nivel de esfuerzo permisible para los elementos. El diseño final debe ser analizado en la sección transversal de los rotores, en diferentes estaciones entre el la raíz y punta del álabe [37].

Los componentes rotatorios específicamente los álabes de ventilador, adquieren un momentum elevado (masa en movimiento) lo que puede disminuir su vida útil. La falla de estos componentes en operación puede ser catastrófica debido a la gran cantidad de energía cinética desarrollada. Para ello, se describe un panorama general de los esfuerzos centrífugos en componentes rotativos.

Al considerar un álabe con una densidad ρ girando a una velocidad ω , al acercarse el radio r a la punta del álabe, disminuye el efecto de la fuerza centrífuga, esto es debido a la reducción de la cantidad de masa, disminuyendo así los esfuerzos debidos a su rotación. De lo anterior, se concluye que los esfuerzos máximos debidos a la rotación se encuentran en la base del álabe y se determinan por la ecuación (1).

$$\sigma_{cent} = \rho\omega^2 \left[\frac{A}{2\pi} - \left(1 - \frac{A_t}{A_h} \right) \int_{r_h}^{r_t} \left(\frac{r-r_h}{r_t-r_h} \right) r dr \right] \quad (1)$$

Donde σ_{cent} es el esfuerzo por una carga centrifuga, A representa el área de la sección transversal, los subíndices t y h hacen referencia a la punta y base respectivamente [37].

3.2.6 Vibración

La vibración es un fenómeno que describe oscilaciones en forma periódica, es decir, un movimiento que se repite con todas sus características después de un cierto tiempo llamado periodo de vibración. La vibración en las maquinas no es deseado y es un problema difícil de resolver en ocasiones, en muchos casos pone en riesgo la capacidad operación provocando altos costos. La vibración se produce debido a una fuerza que causa un movimiento. A la magnitud del movimiento de vibración se le conoce como amplitud (A), la cual es una medida de energía o movimiento de un objeto. El desplazamiento es la medida del recorrido total de la masa cuando esta en vibración, se puede expresar en mils (p-p) (1 mil=0.001 de pulgada) o en micras (p-p)(1 micra=0.001 de mm) [38].

3.2.7 Frecuencias naturales

La frecuencia es el número de ciclos o periodos en una unidad de tiempo, al número de ciclos por segundo se le conoce como Hertz (Hz). La frecuencia natural es aquella donde un cuerpo se queda vibrando después de ser excitado por un impulso momentáneo, esta es característica del mismo y dependiente de la rigidez y masa del objeto.

Cuando en un sistema dinámico la frecuencia de la fuerza de excitación es igual a la frecuencia natural del sistema, se llama resonancia. Entre las causas más importantes que pueden generar vibración en el sistema es el desbalance el cual puede ser ocasionado por diferentes factores, como; un mal alineamiento de las masas con el centro, por flexión o por falta de material en el objeto, cuando existe desgaste en la masa giratoria como puede ser un álabe, se manifiesta como desequilibrio [38].

Se ha demostrado que después de cierto tiempo de operación lo álabes giratorios sufren cambios significativos en sus perfiles aerodinámicos, provocados por la erosión del material, lo que afecta sus modos y frecuencias de vibración. Este desgaste y/o erosión progresivo del material aumentan las probabilidades de ocurrencia de resonancia, al menos en uno o dos modos de vibración natural baja. Las frecuencias naturales del álabe durante la operación nominal de la máquina dependen de dos factores principales, el primero es la forma en que estructuralmente se sujeta y la segunda es el estado de esfuerzos al que está sometido [39].

La condición denominada libre-libre (free-free, por su nombre en ingles) indica la obtención de las frecuencias y modos de vibración de un componente considerando que éste no tiene restricción alguna para moverse, es decir se encuentra libre para realizar cualquier movimiento[7].

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

El análisis de dominio de frecuencia es una herramienta de suma importancia en las aplicaciones de procesamiento de señales. Mientras que el análisis de dominio de tiempo muestra cómo cambia una señal con el tiempo, el análisis de dominio de frecuencia muestra cómo se distribuye la energía de la señal en un rango de frecuencias. Una señal se puede convertir entre los dominios de tiempo y frecuencia con un par de operadores matemáticos, como la transformada de Fourier, que descompone una función en la suma de un número (potencialmente infinito) de componentes de frecuencia de onda sinusoidal. Cuando los datos se representan como una función de tiempo o espacio, la transformada de Fourier descompone los datos en componentes de frecuencia [40].

A continuación, se mencionan características importantes del material a partir del cual se fabricó el álabe objeto de estudio.

3.3 Aleaciones base-Ti

Las principales características de aleaciones base-Ti son, alta resistencia, baja densidad, alta flexibilidad, amplia resistencia a la corrosión en agua de mar, lodo de perforación y fluidos transportados. Para aplicaciones donde se requiere alta resistencia mecánica y alta resistencia a la fatiga, se utiliza la aleación Ti-6Al-4V. El titanio puro exhibe una transformación de fase alotrópica a 882 ° C, cambiando de una estructura cristalina cúbica centrada en el cuerpo (fase β) y a una estructura cristalina hexagonal compacta (fase α) a temperaturas más bajas. La temperatura de transformación es fuertemente influenciada por elementos intersticiales y sustitucionales, por lo tanto depende de la pureza del metal. La celda unitaria hexagonal de la fase α se muestra en la Figura 4 a) y la fase β en la Figura 4 b) [41], indicando también los valores a temperatura ambiente de los parámetros de la red a -0,295 nm y c -0,468 nm. La relación c/a resultante para titanio α puro es 1,587, menor que la proporción ideal de 1,633 para la estructura cristalina compacta hexagonal [37].

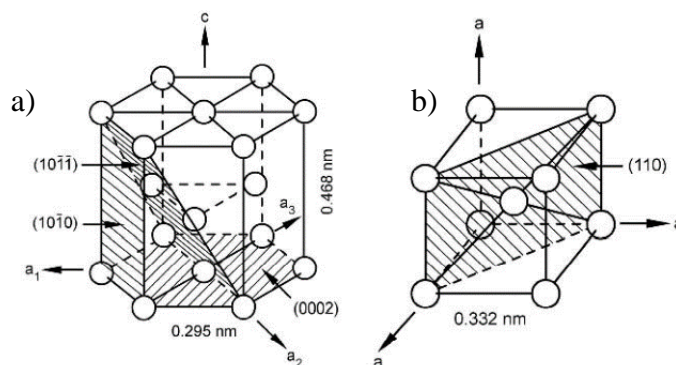


Figura 4. a) Celda unitaria de la fase α . b) Celda unitaria de la fase β [41].

Los elementos de aleación en el titanio se clasifican generalmente en adiciones estabilizadoras de las fases α o β dependiendo de si aumentan o disminuyen la temperatura de transformación α / β de 882 °C para titanio puro. El elemento sustitucional Al y los elementos intersticiales O, N y C son todos fuertes estabilizadores de α y aumentan la temperatura transición a mayor contenido de soluto. El aluminio es el elemento de aleación más utilizado en las aleaciones de titanio, debido a que es el único metal común que eleva la temperatura de transición y tiene amplia solubilidad en ambas fases, α y β . El diagrama de fase binario Ti-Al, Figura 5, muestra que con el aumento del contenido de aluminio se forma la fase Ti_3Al (α_2) y la región de dos fases ($\alpha + \text{Ti}_3\text{Al}$) comienza en aproximadamente 5% para una temperatura de aproximadamente 500 °C. El contenido de aluminio en la mayoría de las aleaciones de titanio está limitado al 6%, aproximadamente [42].

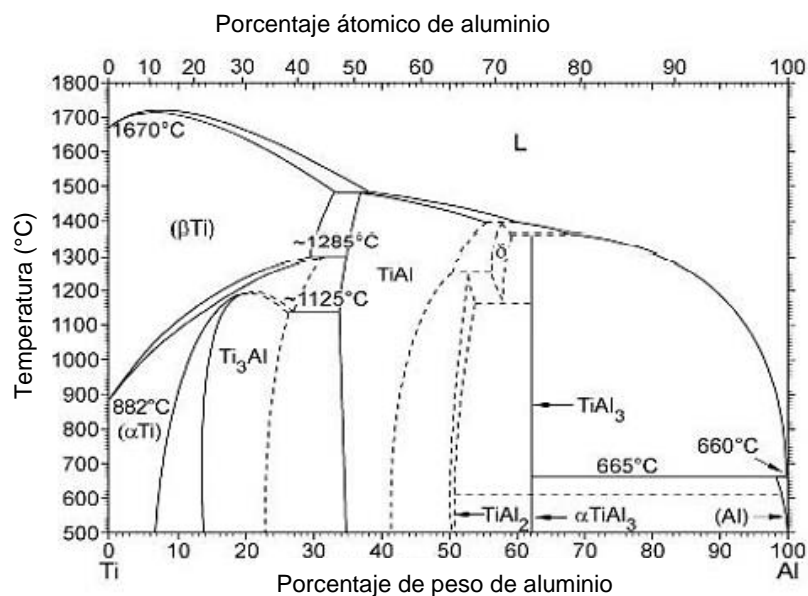


Figura 5. Diagrama de fases Ti-Al [42].

A partir de los cuatro mecanismos de endurecimiento diferentes en los materiales metálicos (endurecimiento por solución sólida, refuerzo por alta densidad de dislocación, endurecimiento por límites y endurecimiento por precipitación) la solución sólida y el endurecimiento por precipitación están presentes en todas las aleaciones de titanio comerciales.

Tanto para fase α como para la fase β se crea una alta densidad de dislocaciones que contribuye al endurecimiento. Sin embargo, la martensita en el titanio es mucho más blanda que la que la martensita de las aleaciones Fe-C, ya que los átomos de oxígeno intersticiales sólo provocan una pequeña distorsión elástica de la red hexagonal de la martensita del titanio [41].

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabo propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

La fase α se endurece significativamente por el elemento intersticial oxígeno. El endurecimiento por precipitación de la fase α se produce por partículas coherentes de Ti_3Al por encima de alrededor del 5% de Al.

Las partículas α_2 tienen una estructura hexagonal coherente, pueden ser cizalladas por dislocaciones en movimiento, lo que da lugar a un deslizamiento planar y extensos apilamientos de dislocaciones contra los límites. Al aumentar tamaño, estas partículas α adquieren una forma elipsoidal. Esta estructura modulada puede considerarse como un conjunto de precipitados muy pequeños y estrechamente espaciados. En este caso, las zonas desordenadas y ricas en solutos se convierten en obstáculos fuertes para el movimiento de las dislocaciones a medida que su tamaño y el desajuste aumentan con el envejecimiento. Debido a la gran fracción de dislocaciones de estas zonas por la deformación producida en la estructura, el material se vuelve frágil a escala macroscópica. Esto lleva a la primera banda de deslizamiento en la placa de martensita α'' a desarrollar un esfuerzo suficiente para provocar la nucleación de grietas en el límite de grano. El mecanismo de fractura es la coalescencia y el crecimiento de microcavidades [41].

El endurecimiento por precipitación de la fase β es la forma más eficaz de aumentar el límite elástico de las aleaciones de titanio β . Existen dos fases metaestables en las aleaciones de titanio β . En las aleaciones altamente concentradas la magnitud de la distorsión es muy pequeña y las partículas metaestables se denominan β' , tienen una estructura cristalina bcc. En el caso de aleaciones menos concentradas, la distorsión de la red bcc en los precipitados es mayor y las partículas metaestables se denominan ω , tienen una estructura cristalina hexagonal. Tanto ω como β' son coherentes y son cizalladas por movimiento de las dislocaciones. Esto da lugar a la formación de bandas de deslizamiento que conducen a la nucleación temprana de grietas ocasionando una baja ductilidad. Por lo tanto, las microestructuras que contienen estos precipitados suelen evitarse en las aleaciones comerciales β de titanio. Sin embargo, para todas las microestructuras con precipitados α , la densidad de dislocaciones aumenta en la matriz β durante la precipitación α . Por lo tanto, el endurecimiento por dislocación también contribuye al límite elástico.

En las aleaciones $\alpha+\beta$ pueden obtenerse tres tipos distintos de microestructuras cambiando la ruta de procesamiento termomecánico: estructuras totalmente laminares, estructuras totalmente equiaxiales y las microestructuras bimodales (dúplex) que contienen α primaria equiaxial (α_p) en una matriz $\alpha+\beta$ laminar. La ruta de procesamiento

para obtener microestructuras bimodales (dúplex) se divide en cuatro pasos: homogeneización en el campo de fase β (I), deformación en el campo de fase ($\alpha+\beta$) (II), recrystalización en el campo de fase ($\alpha+\beta$) (III), y el envejecimiento final y/o tratamiento de alivio de tensiones (IV).

Una posibilidad para obtener una microestructura totalmente equiaxial es recrystalizar en el paso III, Figura 6, a una temperatura baja para que la fracción de volumen de equilibrio de la fase α sea lo suficientemente alta como para formar la microestructura totalmente equiaxial a partir de la estructura laminar deformada durante el proceso de recrystalización. Para la aleación Ti-6Al-4V utilizando una temperatura de recocido de 800°C se obtienen microestructuras totalmente equiaxiales con tamaños de grano α de aproximadamente 2 μm . Un ejemplo de este tipo de microestructura se muestra en la Figura 7, α sólo puede verse mediante MET [41]. En la Figura 8 se muestra la morfología de los granos finos obtenidos a 800°C.

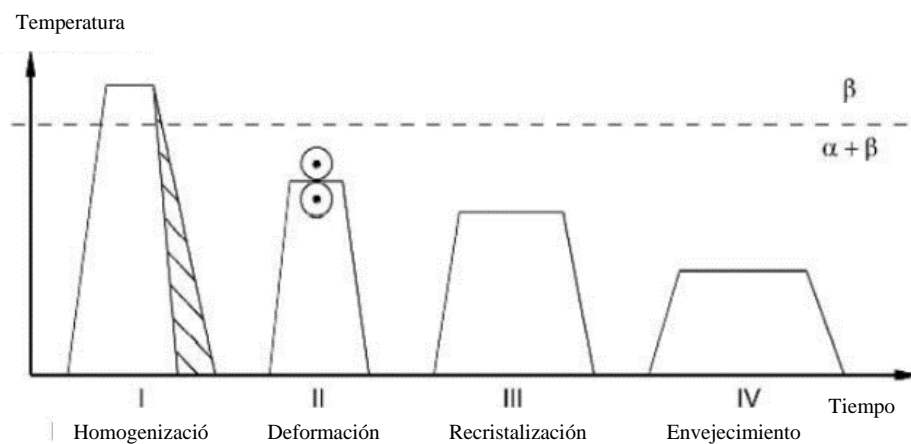


Figura 6. Ruta de proceso para una microestructura equiaxial $\alpha+\beta$ de aleaciones de titanio [41].

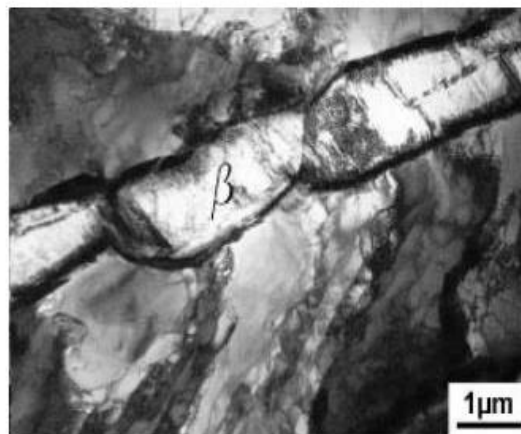


Figura 7. Mecanismo de recrystalización a 800°C estructura completamente equiaxial, Ti-6Al-4V, MET [41].

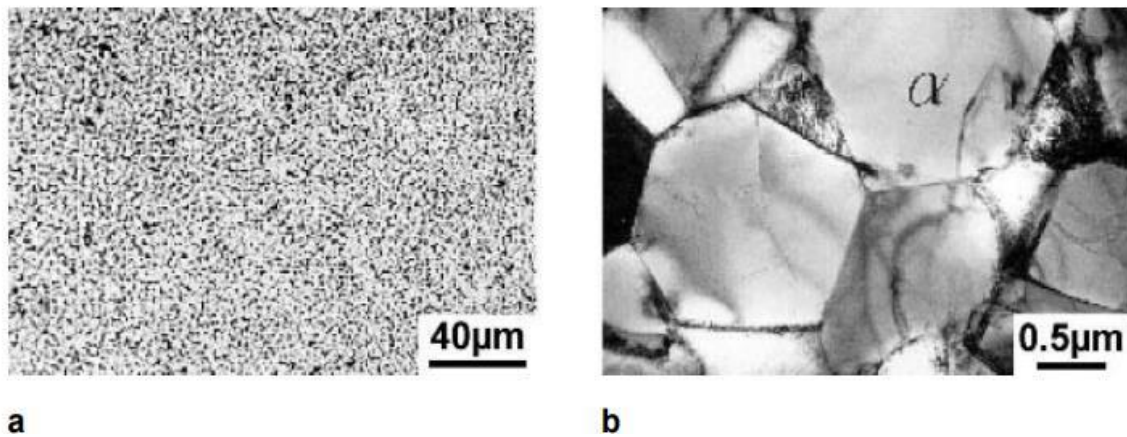


Figura 8. Grano fino, estructura completamente equiaxial Ti-6Al-4V con recristalización a 800°C a) MO b) MET [41].

Las propiedades mecánicas de las microestructuras totalmente equiaxiales de las aleaciones de titanio $\alpha+\beta$ están influenciadas principalmente por el tamaño de grano α . El tamaño de grano α determina la longitud de deslizamiento, la correlación cualitativa entre la longitud de deslizamiento y las propiedades mecánicas. Para microestructuras totalmente equiaxiales en la aleación Ti-6Al-4V, se pueden alcanzar altos valores de resistencia HCF en tamaños de grano α pequeños. Este material tienen un esfuerzo de fluencia de 1120 MPa (tamaño de grano de 2 μm), 1065 MPa (tamaño de grano de 6 μm) y 1030 MPa (tamaño de grano de 12 μm) aumentando su resistencia en presencia de tamaños de grano pequeños. La ductilidad de las microestructuras totalmente equiaxiales son generalmente muy elevadas y las microfisuras en la microestructura tienden a propagarse a través de zonas que contienen granos α interconectados.

La composición química de las aleaciones titanio según la norma ASTM F-136 para Ti-6Al-4V en porcentaje de peso es: Al 5.5-6.5, V 3.5-4.5, Fe 0.25, C 0.08, O 0.13, N 0.05, H 0.012, Ti Base.[43]. La microdureza de la aleación Ti-6Al-4V sin tratamiento es de 324 ± 8 HV [44].

A continuación, se hace importante mencionar los principios teóricos que rigen la caracterización dinámica del componente.

3.4 Método de elemento finito

El método de elemento finito, es una de herramienta muy importante actualmente en la resolución de un gran número de problemas de ingeniería tales como los derivados del análisis de la deformación de los cuerpos, la transmisión del calor, las redes eléctricas y los movimientos de los fluidos, utilizado principalmente ante situaciones donde la geometría es compleja. No existe solución exacta para las ecuaciones de campo debido a

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabes propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

que son de gran complejidad. Este método determina el comportamiento de una estructura ante las cargas sustituyendo la solución continua, exacta y en la mayoría de los casos imposible del sistema de ecuaciones diferenciales que conforman el problema elástico por una solución discontinua o discreta y, por tanto, aproximada. Para ello, se discretiza la estructura, es decir, la divide en elementos no diferenciales, o elementos finitos, interconectados entre sí a través de un determinado número de puntos, llamados nodos [45]. Dos nodos son adyacentes si pertenecen al mismo elemento finito. Además, un nodo sobre la frontera de un elemento finito puede pertenecer a varios elementos. El conjunto de nodos considerando sus relaciones de adyacencia se denomina malla. Los cálculos se realizan sobre una malla o discretización creada a partir del dominio con programas especiales llamados generadores de mallas, en una etapa previa a los cálculos que se denomina pre-proceso. La malla mencionada está programada para contener el material y las propiedades de la estructura que definen cómo reaccionará ante ciertas condiciones de carga. Las funciones de aproximación (también llamados modelos de interpolación) se definen en términos de los valores de las variables de campo en los nodos. Cuando las ecuaciones de campo (como las ecuaciones de equilibrio) de todo el medio se describen, las nuevas incógnitas serán los valores nodales de la variable de campo. Al resolver las ecuaciones de campo, los valores nodales de la variable de campo se pueden conocer. Una vez que se obtienen las funciones de aproximación se define la variable de campo en todo el conjunto de elementos [46]. De acuerdo con estas relaciones de adyacencia o conectividad se relaciona el valor de un conjunto de variables incógnitas definidas en cada nodo y denominadas grados de libertad. El conjunto de relaciones entre el valor de una determinada variable entre los nodos se puede escribir en forma de sistema de ecuaciones lineales. La matriz de dicho sistema de ecuaciones se llama matriz de rigidez y el número de ecuaciones es proporcional al número de nodos. Este método se basa en una serie de conceptos de elasticidad, energéticos y matemáticos.

3.4.1 Método general de aplicación.

El método de elemento finito se conforma de las siguientes fases principales:

1. División en elementos finitos.
2. Vector de desplazamientos del elemento.
3. Matriz de rigidez del elemento.
4. Matriz de rigidez de la estructura completa.
5. Respuesta de la estructura.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

Para la primer parte (división de elementos), se discretiza una estructura continua en elementos finitos interconectados entre sí, mediante nodos situados generalmente en los bordes de los elementos. De esta forma, los infinitos grados de libertad de una estructura continua se convierten en un número finito de grados de libertad de la estructura discreta representado por el número total de parámetros nodales, que comprenden los desplazamientos de los nodos y en muchos casos también, sus derivadas [46]. El estudio de los componentes dañados de una turbina, álabes, rotores y chumaceras, determina si las fallas son consecuencia de problemas en el diseño, en la manufactura, en el montaje o en la operación, además se puede evaluar la vida residual de los componentes. Seguido de estas definiciones se determina el vector de desplazamientos del elemento, el cual permite conocer de forma aproximada los desplazamientos en cualquier punto del elemento. Según el tipo de estructura que se considere los elementos finitos serán uni, bi y tridimensionales.

En la siguiente fase se determina la matriz de rigidez del elemento y así, calcular los parámetros nodales de un elemento, en función de las fuerzas nodales que actúan sobre él, se formula utilizando, primero, el teorema del trabajo virtual y, después, el principio de la energía potencial total.

A continuación, se determina la matriz completa de rigidez de la estructura discretizada en elementos finitos. Considerando una estructura discretizada que tiene n grados de libertad y está en equilibrio en un sistema de fuerzas. Las fuerzas consideradas, incluyen cargas y reacciones de los enlaces externos [46].

Para la última fase, se determina el comportamiento de la estructura teniendo en cuenta las condiciones de contorno y las condiciones de carga. A partir de los parámetros nodales se obtiene la respuesta de los elementos representadas en las deformaciones y los esfuerzos en cualquiera de sus puntos [46].

3.4.2 Elementos usados en la solución

A continuación se describen diferentes elementos usados para la resolución de métodos numéricos.

SOLID87: las direcciones del material ortotrópico corresponden a las direcciones coordenadas del elemento. El calor específico y la densidad se tienen en cuenta para las soluciones de estado estacionario. La convección o flujo de calor (pero no ambos) y la radiación pueden ser entradas como cargas superficiales en las caras de los elementos.

SOLID90: es una versión de orden superior del elemento de nodo 3-D térmica (SOLID70). El elemento tiene 20 nodos con un solo grado de libertad, la temperatura se da en cada nodo. Tiene formas compatibles con la temperatura y se adapta bien al modelo de fronteras curvas. El elemento térmico de 20 nodos es aplicable en 3-D en el estado de equilibrio o de análisis térmico transitorio.

CONTA174: se utiliza para representar contacto y desplazamiento entre las superficies 3-D y una superficie deformable. (SOLID87, SOLID90, SOLID92, SOLID95, SOLID98, SOLID122, SOLID123, SOLID186, SOLID187, SOLID226, SOLID227, SOLID231, SOLID232, SHELL132, SHELL281, y MATRIX50).

TARGE170: se utiliza para representar diferentes superficies en 3-D de contacto con los elementos asociados (CONTA173 - CONTA177). Se puede poner cualquier desplazamiento de traslación o rotación, temperatura, esfuerzo y potencial magnético en el elemento del segmento objetivo. También se pueden poner las fuerzas y momentos en los elementos de destino.

SURF152: se utiliza para varias aplicaciones de carga en la superficie. Pueden ser superpuestos en una zona de la cara de cualquier elemento térmico 3D. El elemento es aplicable a los análisis térmicos 3-D. Varias cargas y efectos de superficie pueden existir simultáneamente [47].

4. Metodología

4.1 Metodología Experimental

Para lograr identificar el daño en la estructura interna del componente por efecto de los ciclos de operación, el ambiente y los esfuerzos mecánicos a los que se somete durante el servicio, el material se caracterizó experimentalmente y de manera dinámica, como se muestra en la Figura 9, esperando encontrar una relación entre el deterioro mecánico y el daño a la estructura interna del álabe, considerando que se trata de un componente retirado de servicio.

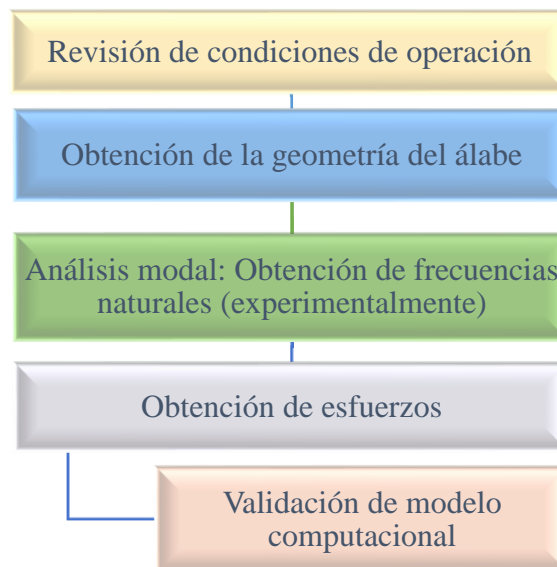


Figura 9. Etapas de la caracterización dinámica.



Figura 10. Brazo CMM 8-Axis Quantum FaroArm®.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

En primera instancia, se llevó a cabo una revisión de las condiciones de operación del componente que permitiera identificar los parámetros de servicio a los que fue sometido. La geometría del álabe se obtuvo mediante el uso de un brazo CMM (Máquina de medición por coordenadas), 8-Axis Quantum FaroArm® V2, Figura 10, ubicado en el Complejo Industrial de Ciudad Sahagún Hidalgo. Cabe mencionar que, este equipo representa la primera máquina de medición por coordenadas portátil (MMC) de ocho ejes del mundo. El octavo eje permite rotar el objeto medido en tiempo real, lo que se traduce en facilidad de desplazamiento alrededor del objeto eliminando así la necesidad de mover el brazo a diferentes posiciones durante el proceso [48]. Cuenta con un palpador de línea laser, con el cual se escanearon diferentes secciones del álabe tomando en cuenta los cambios de la geometría como se indica en la Figura 11, primero pasando el sensor a lo largo del álabe en líneas rectas y de forma cruzada, como se indica en la Figura 12, para poder considerar el gran ángulo de torcimiento con el que cuenta. También se utilizó el sensor de forma longitudinal en líneas rectas a lo largo de todo el álabe, Figura 13, este proceso es rápido pero minucioso.



Figura 11. Proceso de medición transversal del álabe.

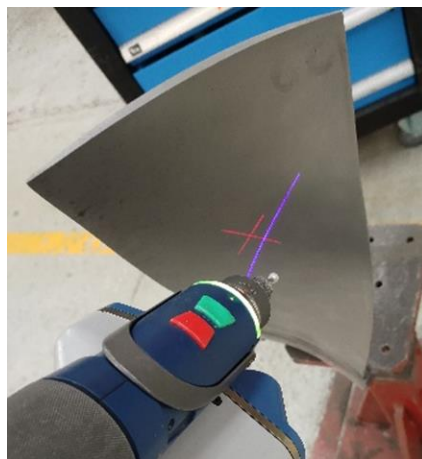


Figura 12. Proceso de medición del torcimiento del álabe.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”



Figura 13. Proceso de medición longitudinal del álabe.



Figura 14. Proceso de medición de la punta del álabe.

Para obtener las frecuencias naturales experimentalmente en el álabe se utilizó el software MatLab analizando el sonido que produce el componente al estar bajo condiciones estáticas, suspendido (condiciones libre-libre) y ser golpeado con un percutor (con dos tipos de materiales). Los resultados obtenidos de este proceso se verificaron utilizando dos equipos: un analizador de maquinaria de dos canales CSI2130, Figura 15, el cual recopila datos de análisis de vibraciones, alineación y balanceo en una sola unidad, la inteligencia integrada brinda soluciones tecnológicas para minimizar los costos de mantenimiento y el riesgo de pérdida de producción [49]. También se utilizó un analizador CSI 2140 Machinery Health, Figura 16, el cual cuenta con recolección simultánea de datos de cuatro canales y capacidades únicas de detección de picos para la indicación más temprana de la degradación de los componentes cabe resaltar que ofrece la recolección de datos más rápida en el mercado [50]. Estos dispositivos identifican vibraciones por medio de señales de aceleración, ambos, pertenecientes a la Central Termoeléctrica Ciclo Combinado Tula de Allende Hidalgo.

Se utilizó un modelo de volumen finito para análisis de esfuerzos, por medio de ANSYS 2019 R1 tomando la geometría del álabe y dividiéndolo en varios elementos, asignando propiedades del material (como el módulo de Young, la conductividad térmica, entre otros). Se aplicaron condiciones de prueba como la carga, temperatura, entre otros, y el modelo se ejecutó en una serie de pasos. Así, se pudo estimar una predicción de la respuesta material en todo el componente.

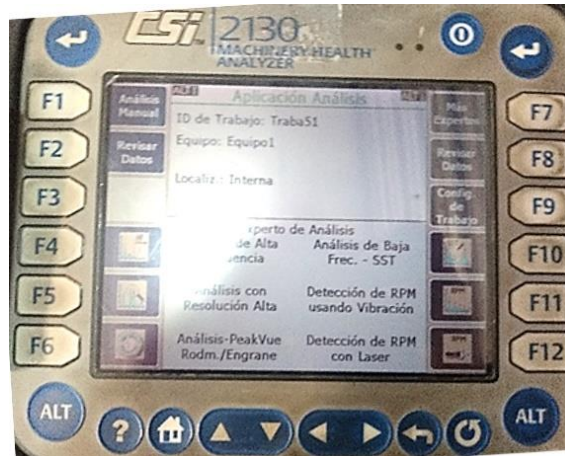


Figura 15. Analizador CSI2130.

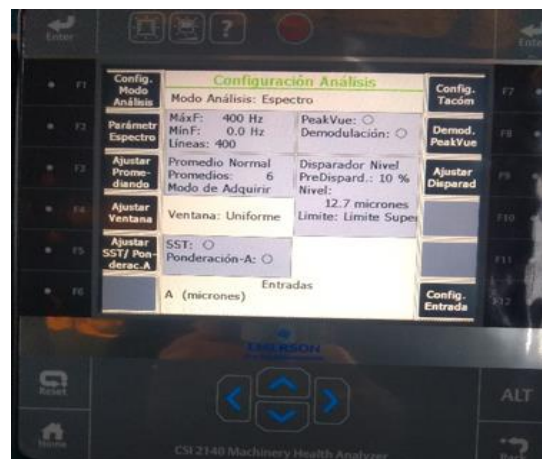


Figura 16. Analizador CSI2140.

Simultáneamente, se realizó la caracterización de la integridad estructural del componente, cuya metodología se muestra en la Figura 17.

A partir de los resultados de la inspección visual (IV) se determinó por perfilometría, en un equipo Mitutoyo SJ400, mostrado en la Figura 18, la rugosidad superficial del componente. Este análisis se hizo a una sección cerca de la raíz del álabe que aparentemente no muestra daño superficial y a una zona del borde de ataque en la que se observó evidente daño por desgaste con el propósito de contrastar la rugosidad superficial del componente con y sin daño superficial aparente.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

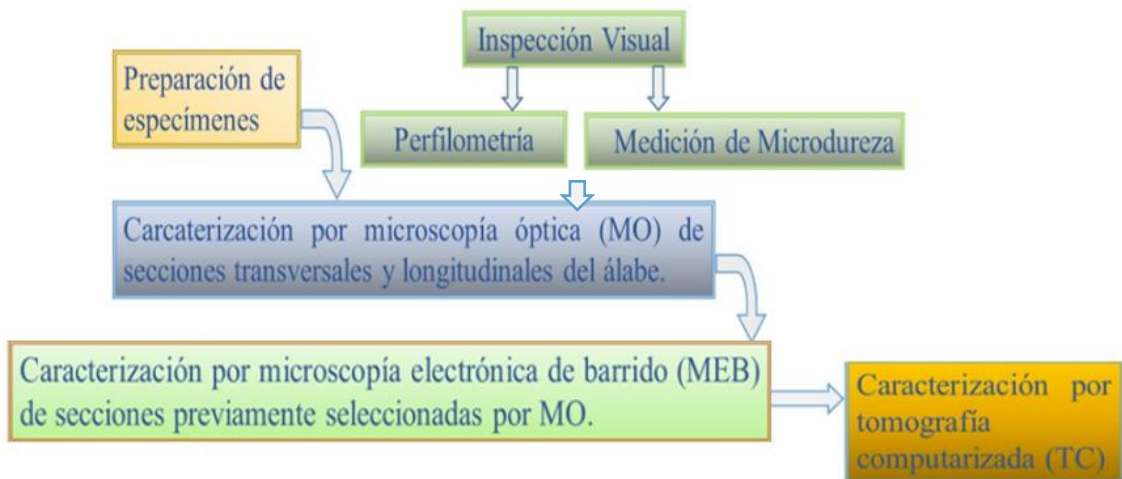


Figura 17. Etapas del análisis de integridad estructural.

Luego, el álabe se cortó en diferentes secciones, que se prepararon metalográficamente, para realizar una medición de la microdureza en la raíz del álabe, en un microdurómetro Future-Tech FM-7 mostrado en la Figura 19.



Figura 18. Perfilómetro Mitutoyo SJ400.



Figura 19. Microdurómetro.

Así mismo, las secciones cortadas se utilizaron para realizar separadamente estudios de la microestructura del componente por MO en un un modelo ZEISS, Figura 20.

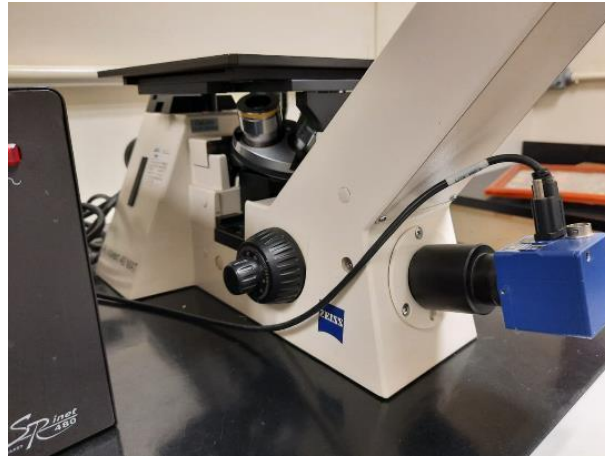


Figura 20. Microscopio óptico ZEISS.



Figura 21. Microscopio electrónico de barrido JSM-6300.



Figura 22. Tomógrafo de Rayos-X computarizado GE Phoenix v|tome|x m, nanoCT.

Seguido de esto se realizó la caracterización por MEB, cuyo equipo es mostrado en la Figura 21 y por último por TC en un Tomógrafo de Rayos-X computarizado GE Phoenix

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabes propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

v|tome|x m, nano CT, edición de metrología mostrado en la Figura 22, en este ultimo caso los especímenes no requieren una preparación metalográfica compleja como en otros estudios.



Figura 23. Zonas de corte y zonas analizadas del álab.



Figura 24. Álabé cortado.

Se siguieron los pasos primordiales de un ensayo metalográfico: corte, montaje, desbaste, pulido, ataque químico según lo requiera el estudio. Se realizaron cortes transversales y longitudinales, se secciono la parte de la raíz y la punta como se indica en la Figura 23, donde cada línea negra y recuadro blanco señala los cortes realizados en el componente. Al no poder realizar los primeros cortes con una cortadora de precisión se tuvo que desbastar desde una lija muy gruesa (80) para eliminar la superficie deformada hasta una lija fina (3000), los cortes realizados se muestran en la Figura 24. La operación de desbaste se realizó manual con lijas de carburo de silicio (número 220, 320, 400, 600,

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabé propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

800, 1000, 1200, 1500, 2000, 3000). Para lograr una superficie libre de distorsiones se pulieron las muestras con alumina de 0.3 μm presionando suavemente contra el paño [51] las probetas se muestran en la Figura 25. La muestra montada en resina para el estudio de TC se indica en la Figura 26 y la pulidora utilizada en la Figura 27.



Figura 25. Muestras del álabe.



Figura 26. Muestras montadas en resina.



Figura 27. Pulidora Struers.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”



Figura 28. Proceso de ataque químico.

Tabla 1. Preparación del ataque para aleaciones Ti.

| No. | Material | Agente químico | Condiciones |
|------------|-----------------|-------------------------------|--------------------|
| Ti m7 | Ti-Al-V | 100mL Agua destilada | 10-30s |
| | | 2-6 mL Ácido nítrico 65% | Torunda 3-10 s |
| | | 1-3 mL Ácido hidrófluorídrico | |

Para el revelado de la microestructura por MO, se usó el reactivo químico denominado Kroll, sus componentes e indicaciones se muestra en la Tabla 1 [52]. La muestra se sumergió en el químico atacante revisando cada 10 segundos su grabado, proceso mostrado en la Figura 28, que permitió evidenciar los microconstituyentes del material. Finalmente, los resultados obtenidos de la caracterización de la estructura interna del componente se correlacionaron con aquellos obtenidos de la identificación y análisis de las frecuencias y modos de vibración de este importante elemento de turbomaquinaria, así como con los resultados y observaciones obtenidos de la IV y del análisis del desgaste superficial.

5. Resultados

5.1 Obtención de la geometría del álabe

El modelo CAD del componente se muestra en la Figura 29. Además de proporcionar este modelo también se obtuvo la nube de puntos con las coordenadas obtenidas de la medición.



Figura 29. Modelo en CAD obtenido del álabe.

La geometría obtenida ya cuenta con algunos arreglos. No obstante, no es la indicada para utilizarla en un análisis dinámico, por lo que se prosiguió a volverla a trazar en el software SolidWorks. Así, se redibujó el perfil aerodinámico en diversas secciones a lo largo del álabe con ayuda de la herramienta *spline* para volver a generar el sólido. Las secciones del perfil trazadas se muestran en la Figura 30 a) y la Figura 30 b) muestra la geometría final obtenida.

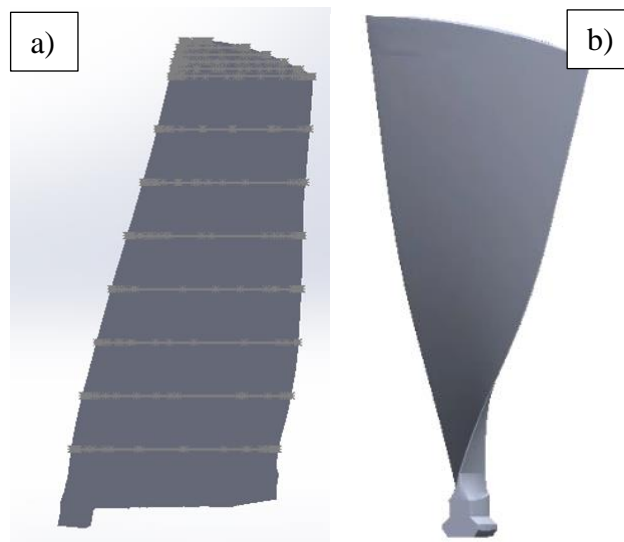


Figura 30. Secciones del álabe.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

5.1.2 Discretización

Debido a la complejidad de la geometría, se discretizó en varias partes el álabe como se muestra en la Figura 31, para un mejor acoplamiento del mallado, sin embargo, es complicado crear un mallado demasiado fino. El tamaño de elemento alcanzado fue de 3 mm generando 65586 nodos y 37504 elementos, el mallado se puede observar en la Figura 32, donde se muestra en detalle del mallado en la punta y en la raíz del álabe.

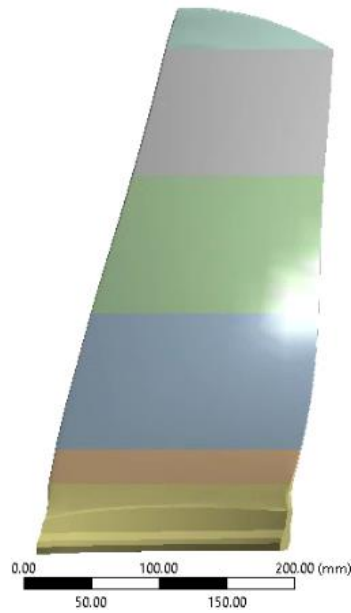


Figura 31. Discretización del álabe.

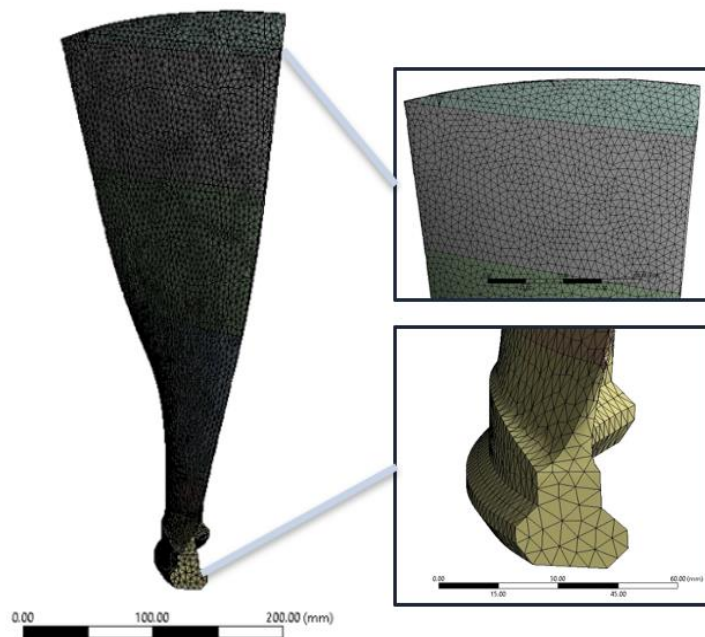


Figura 32. Mallado del álabe.

5.2 Medición de las frecuencias naturales del álabe

5.2.1 Análisis experimental a partir de señales auditivas

Para obtener las frecuencias naturales en el álabe se utilizó la herramienta de software MatLab, como se mencionó en el capítulo de metodología, donde se leyeron diferentes audios (.m4a) obtenidos del sonido que produce el álabe al estar suspendido y ser golpeado con un percutor, en unos casos utilizando un mazo de cobre y en otros uno de madera. El programa desarrollado se muestra en la Tabla 2.

Tabla 2. Programa utilizado para analizar señales de audio.

| | |
|---|----|
| [y1,Fs1]=audioread('s3.m4a'); | 1 |
| figure(1) | 2 |
| spectrogram(y1(:,1),8192,2400,8192,48000) | 3 |
| t=0:1/Fs1 length(y1)-1)/Fs1; | 4 |
| figure(2) | 5 |
| plot(t,y1(:,1)) | 6 |
| m=length(y1); | 7 |
| n=pow2(nextpow2(m)); | 8 |
| y=fft(y1,n); | 9 |
| f=Fs1/2*linspace(0,1,n/2+1); | 10 |
| figure(3) | 11 |
| plot(f,2*abs(y(1:n/2+1))); | 12 |
| % semilogy(f,2*abs(y(1:n/2+1))); | 13 |
| xlabel('Frequency (Hz)') | 14 |
| ylabel('Power') | 15 |
| %segmento1 | 16 |
| inicio1=68490; | 17 |
| n1=2^12; | 18 |
| fin1=inicio1+n1; | 19 |
| s1=y1(inicio1:fin1,1) | 20 |
| g1=fft(s1,n1); | 21 |
| f1=Fs1/2*linspace(0,1,n1/2+1); | 22 |
| figure(4) | 23 |
| plot(f1,2*abs(g1(1:n1/2+1))); | 24 |
| xlabel('Frequency (Hz)') | 25 |
| ylabel('Power') | 26 |
| %segmento2 | 27 |
| inicio9=104100; | 28 |
| n1=2^12; | 29 |
| fin9=inicio9+n1; | 30 |
| s9=y1(inicio9:fin9,1); | 31 |
| g9=fft(s9,fin9); | 32 |
| f9=Fs1/2*linspace(0,1,n1/2+1); | 33 |
| figure(5) | 34 |
| plot(f9,2*abs(g9(1:n1/2+1))); | 35 |

| | |
|--|----|
| <code>xlabel('Frequency (Hz)')</code> | 36 |
| <code>ylabel('Power')</code> | 37 |
| <code>%Totaldedatos</code> | 38 |
| <code>figure(6)</code> | 39 |
| <code>plot(y1,'DisplayName','y1')</code> | 40 |

El primer paso fue leer la señal grabada en formato .m4a. Para ello, se usó el comando *audioread*, en el renglón 1, el cual lee los datos del archivo denominado *s3.mp4* y devuelve los datos de la muestra en la variable *y1* y una frecuencia de muestreo para esos datos, *Fs1*, mostrado en la Figura 33.

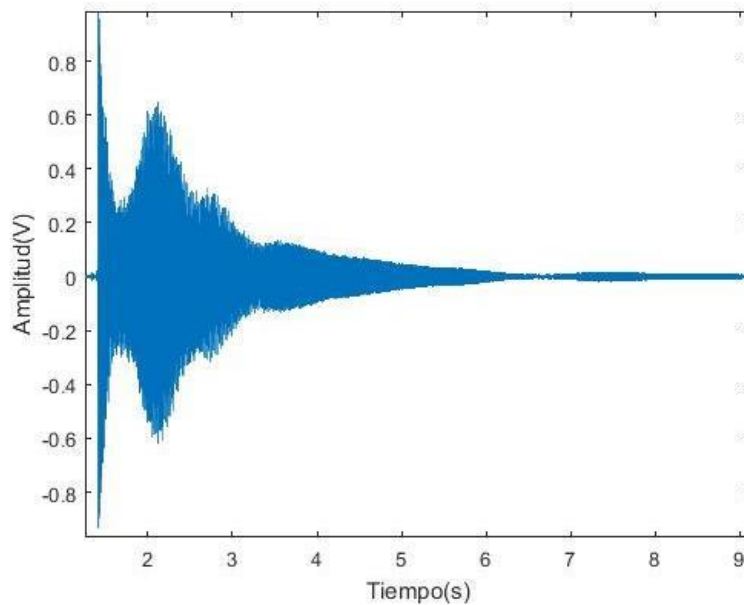


Figura 33. Señal con percutor de metal en función del tiempo.

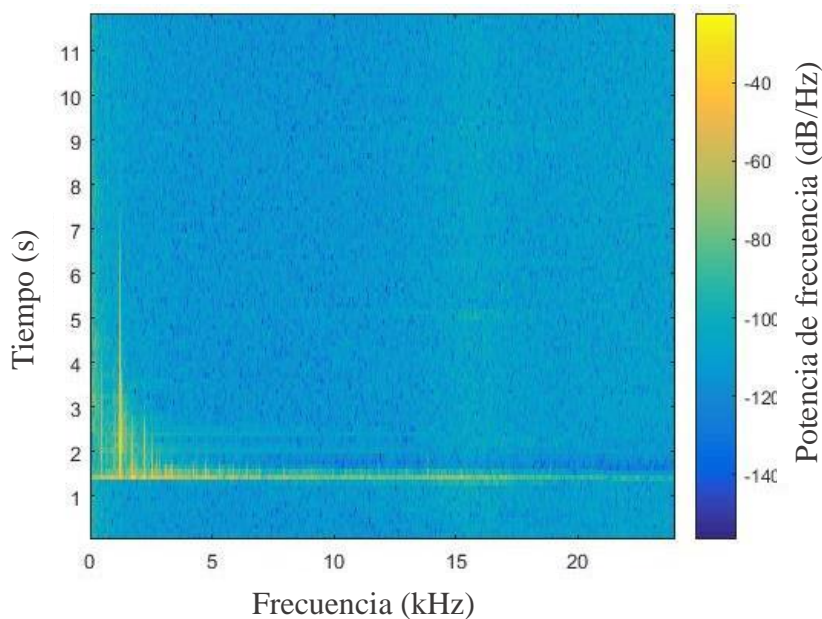


Figura 34. Espectro de frecuencia del álabe con percutor de metal.

Para el caso del uso de percutor de cobre, el comportamiento común observado de la señal respecto al tiempo se visualiza en dicha Figura 33, la cual, muestra dos picos prominentes los cuales sirven de referencial para la división de los segmentos a analizar.

La función *spectrogram* usada en el renglón 3, devuelve la transformación de Fourier de corto tiempo de la señal de entrada, *y1*. Cada columna contiene una estimación del contenido de frecuencia a corto plazo, localizado en el tiempo, indicado en la Figura 34. La función *fft* utiliza un algoritmo rápido de transformada de Fourier, Figura 35, teniendo una intensidad más fuerte en una frecuencia de 1300 Hz, se observa también que las señales más prominentes se concentran en un rango de 0 a 2000 Hz.

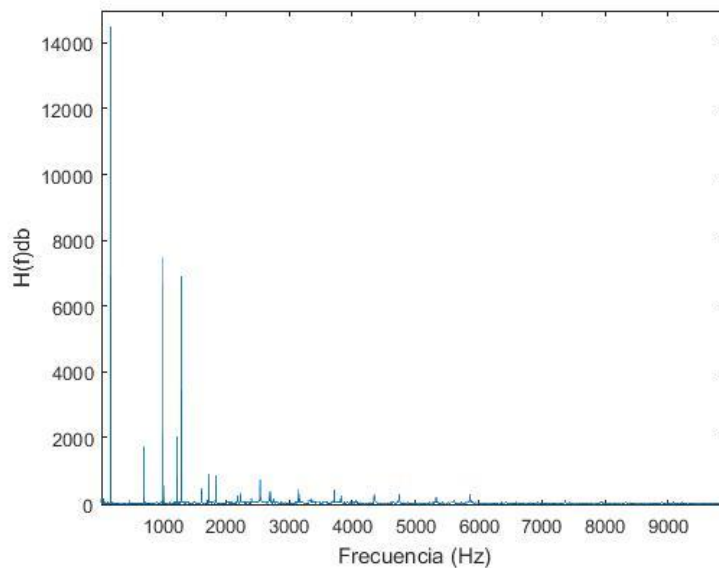


Figura 35. Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de metal.

Para visualizar las frecuencias naturales de todo el espectro, en el renglón 7 de la Tabla 2, se busca el número de muestras que contiene el audio y se guarda en la variable *m*. En la línea 8 se calcula la variable *n*, debido a que la función *fft* es más eficiente cuando es de una función cuya longitud es una potencia de 2 [40], se calcula la potencia de 2 más próxima al número de muestras que contiene el audio. Después se utiliza la función *fft*, renglón 9, cuyos argumentos son el audio que queremos transformar guardado en *y1*, y el número de muestras sobre la que queremos que haga la transformada *n*.

La transformada la tendremos en la variable *y*. Seguido de ello se tiene que construir el eje de coordenadas. Las frecuencias que devuelve la *fft* van de la frecuencia 0 hasta la frecuencia mitad de la frecuencia de muestreo $\frac{Fs1}{2}$. Por tanto, se genera un vector que vaya desde 0 hasta *f*. El número de elementos que se encuentra en el vector debe de contener es *n+1* ya que debido a que la transformada genera una imagen espejo del espectro de frecuencia, solo queremos visualizar la mitad.

En el renglón 12 del programa se genera la gráfica usando nuevamente la función *plot*, donde el eje de coordenadas muestra el contenido en la variable f y el eje de ordenadas es 2 veces el valor absoluto, esto para mostrar solo la magnitud y no la parte real e imaginaria de la mitad del espectro. Se seleccionaron 2 secciones de la señal, a partir de la Figura 36, en la que se aprecia la señal del sonido contra el número de dato, del renglón 40, así se pudo analizar toda la señal por secciones para observar en que parte se existen más frecuencias. Para este caso cada una se localizó después de los dos picos más altos, Figura 37 y 38 para la última mencionada se observó un comportamiento diferente al primer segmento y similar entre todas las secciones analizadas antes mencionadas, aquí se manejan frecuencias más altas a partir de los 2000 Hz pero máximo solo 4 señales se manifiestan, por lo que no tienen gran aportación a la búsqueda de las frecuencias.

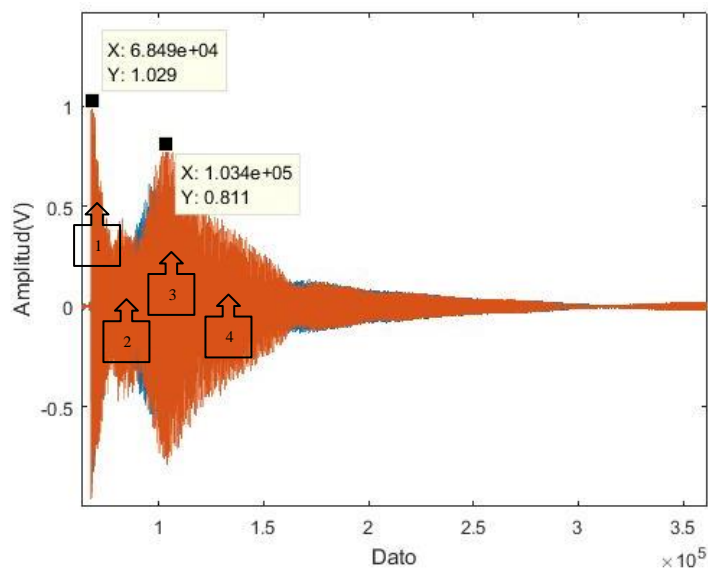


Figura 36. Señal con percutor de metal en función al número de dato.

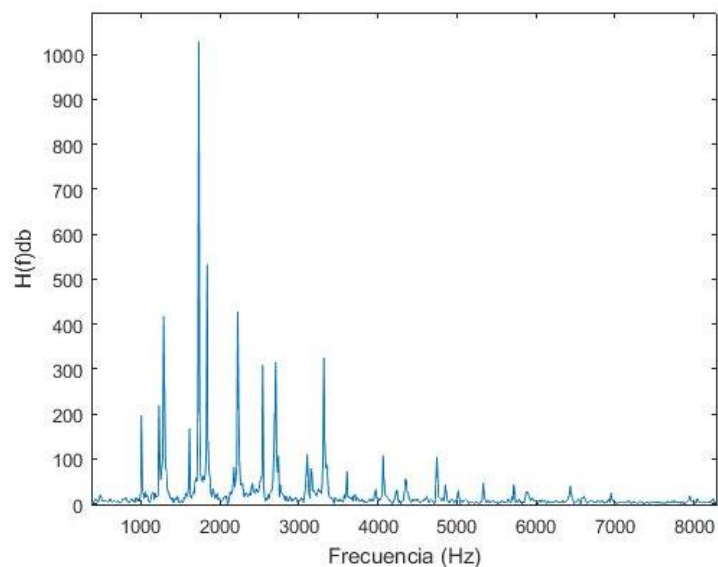


Figura 37. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 1.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

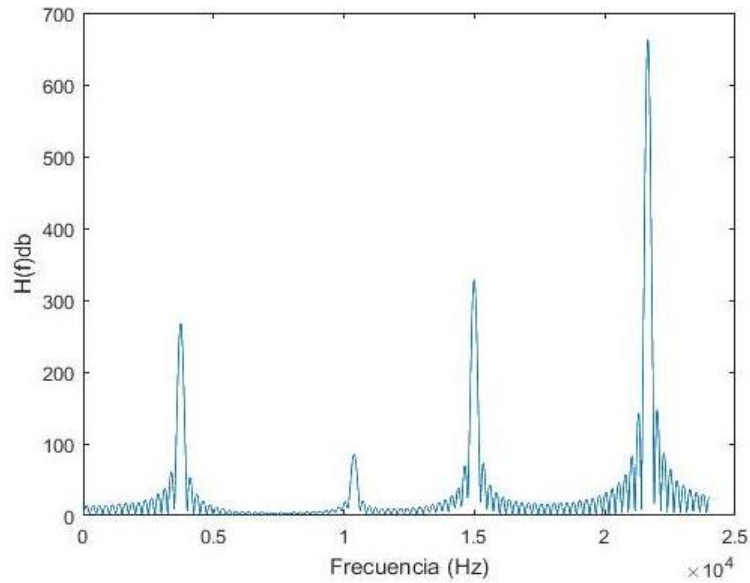


Figura 38. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 2.

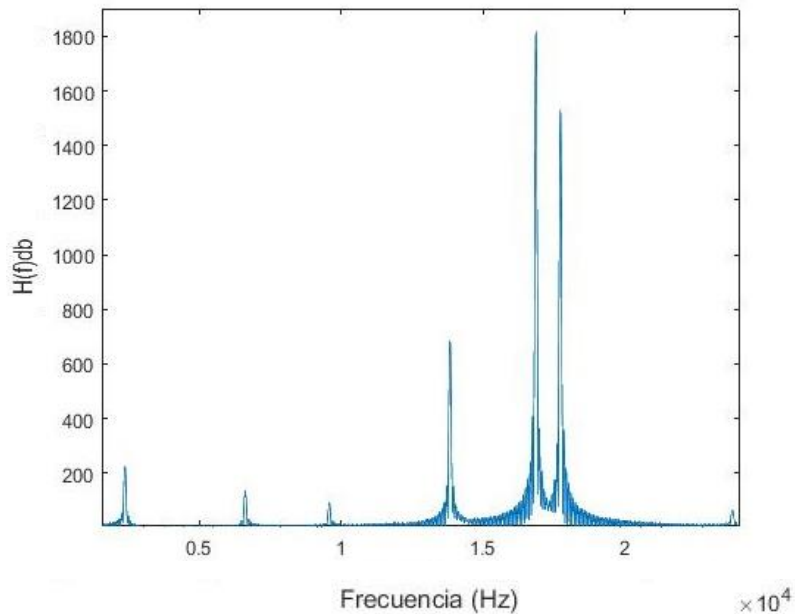


Figura 39. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 3.

Se prosiguió a analizar la parte del segundo pico más alto, (sección 3) mostrada en la Figura 39, comprende de los 108200 datos $+2^{12}$, sección que representa a la segunda gráfica que entrega más señales de frecuencias, aproximadamente 5 para todos los casos, manejando frecuencias más altas que en el primer segmento, de 0 a 20000 Hz, se alcanzó a visualizar el mismo patrón mostrado antes.

La última parte de la señal (sección 4), se analizó de la misma manera, en conjuntos de datos hasta terminar la señal, sin embargo en todos los segmentos solo se mostraba un máximo de 2 señales de frecuencia manifestados, Figura 40, en el mismo rango de frecuencias que en la sección anterior de 0 a 20000 Hz, por lo que ninguno de los

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

segmentos a partir del dato 109000 correspondiente a la parte final de la señal de audio, fue tomado en cuenta para la obtención de las frecuencias naturales del álabe.

Continuando con el análisis de las señales de audios obtenidas con un percutor de madera, se realizó el mismo procedimiento utilizado anteriormente, la señal de audio respecto al tiempo, mostrada en la Figura 41, donde se observan al menos 3 picos prominentes, anteriormente con el percutor de metal, se encontraron solo dos.

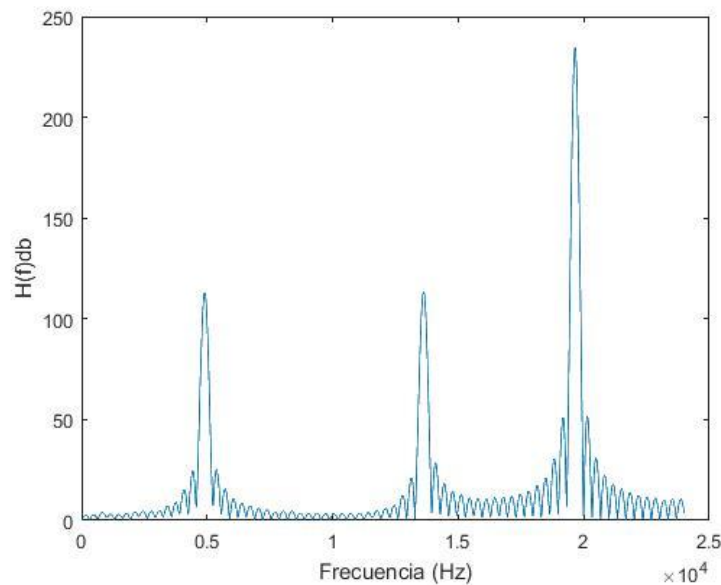


Figura 40. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 4.

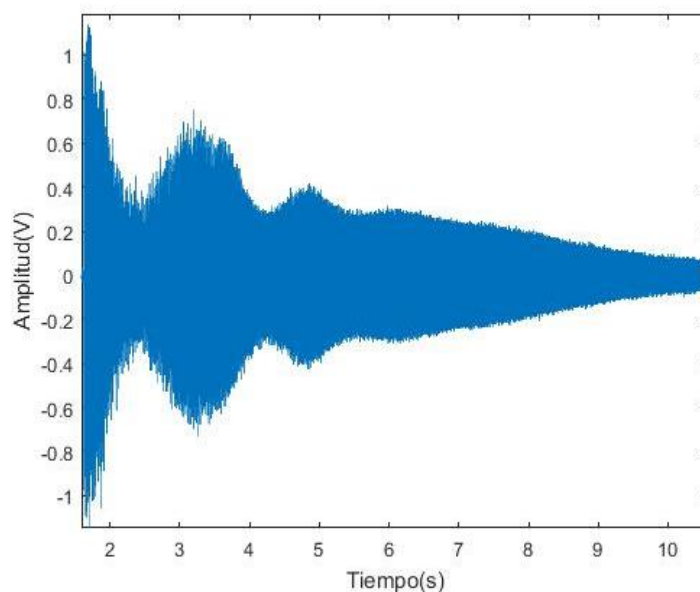


Figura 41. Señal con percutor de madera en función del tiempo.

Seguido de esto se obtuvo el espectrograma de la señal de audio mostrado en la Figura 42, el cual a comparación con el espectrograma obtenido con percutor de metal, con

percutor de madera es más claro lo que significa que trabaja con frecuencias un poco más altas.

En la Figura 43, se muestra la transformada de Fourier de todos los datos obtenidos, los picos se observan hasta los 2000 Hz, pero son pocas las señales a las obtenidas con el uso de un percutor de madera. Para guiar la división de secciones se obtiene la gráfica de la señal de entrada contra el número de dato, Figura 44, la cual muestra las 4 secciones tomadas en cuenta.

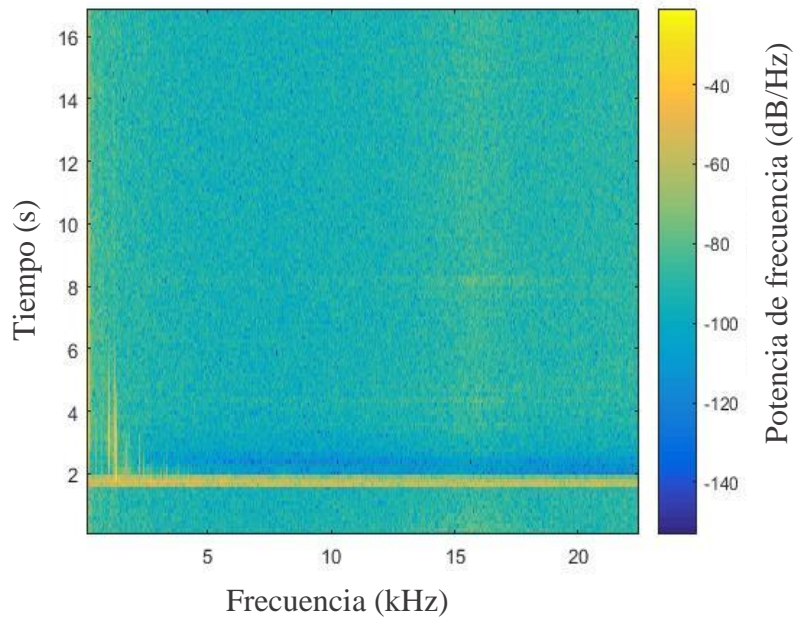


Figura 42. Espectro de frecuencia del álabe con percutor de madera.

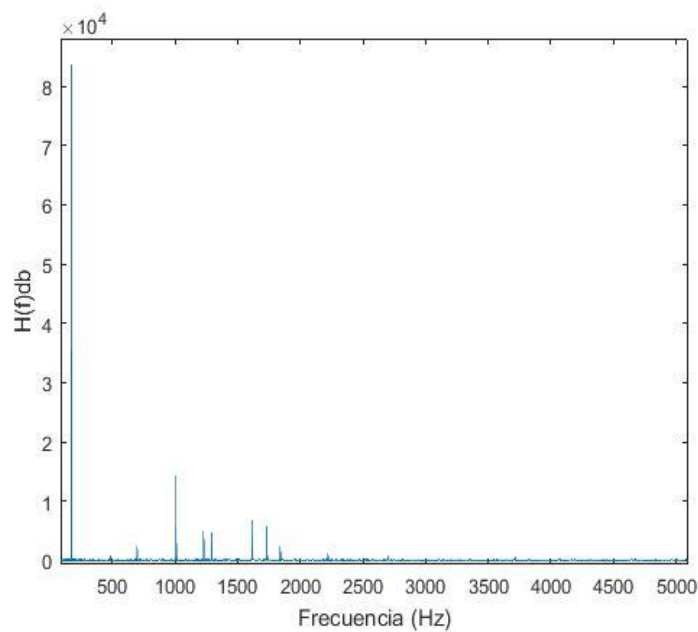


Figura 43. Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de madera.

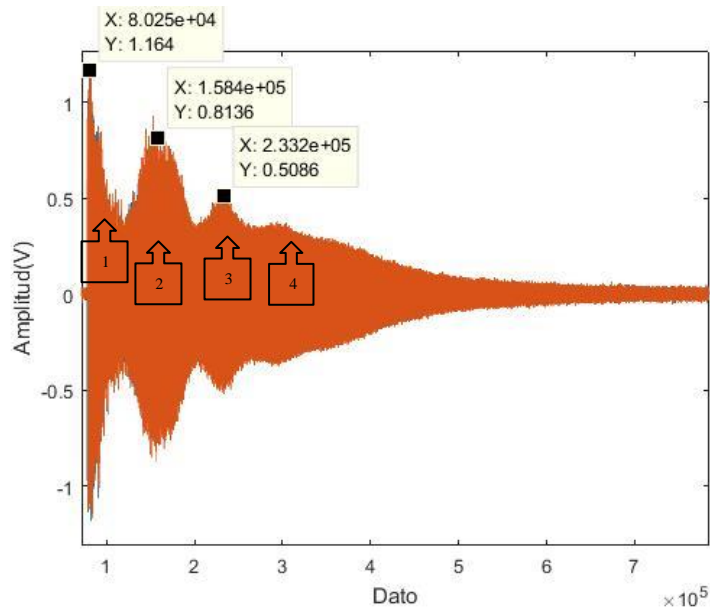


Figura 44. Señal de álabe con percutor de madera en función al número de dato.

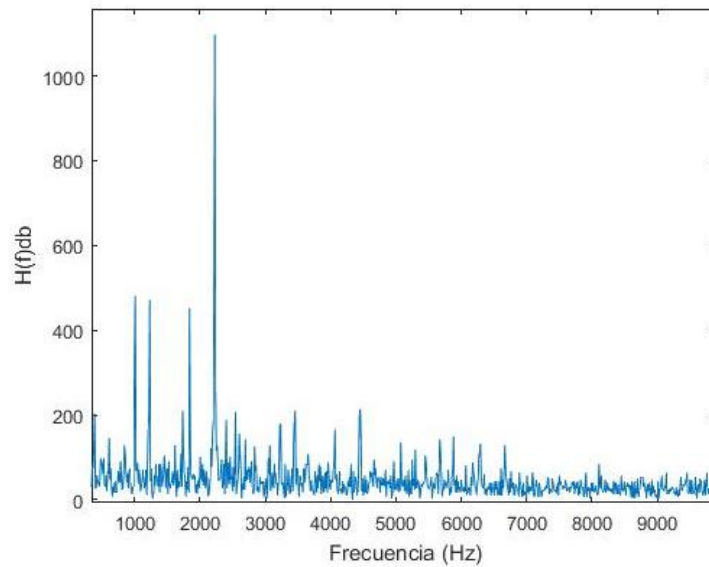


Figura 45. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 1.

En la primera sección después del pico más alto, donde se manifestaron más señales de frecuencia con el percutor de metal, se esperaba encontrar el mismo comportamiento, sin embargo, en este caso fue donde se encontró más ruido, mostrado en la Figura 45. A partir de esta sección se muestra ruido hasta llegar al primer valle, sección 2, correspondiente al dato 10000 donde la frecuencia se atenúa pero solo se aprecian 3 picos, Figura 46 y de menor amplitud que los encontrados con percutor de metal.

Se continuó analizando la sección 3, correspondiente al segundo pico más alto, Figura 47, comenzando con el dato 153000, donde se encontró una mayor cantidad de señales en un rango más alto de frecuencias.

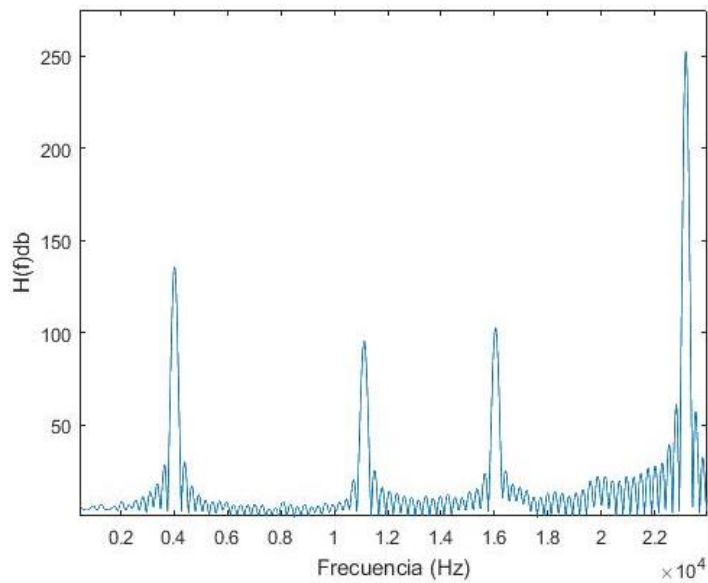


Figura 46. Transformada de Fourier de señal de álabes con percutor de madera segmento 2.

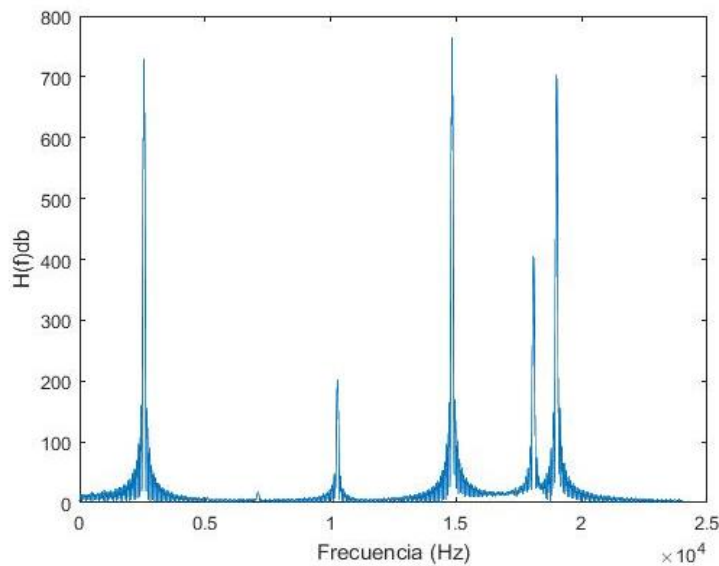


Figura 47. Transformada de Fourier de señal de álabes con percutor de madera segmento 3.

La última parte analizada de la señal, corresponde a partir del dato 158000, sección 4 tomado desde el descenso del segundo pico, pasando por el tercer pico, hasta el final de la señal, se dividió de la misma manera, pero en este caso, las gráficas que se obtienen solo muestran un pico, Figura 48, el cual, al igual que para el caso del percutor de metal, no es relevante para el estudio de las frecuencias naturales. Una vez analizadas todas las secciones de la señal, se decidió tomar en cuenta las gráficas de la transformada de Fourier de la señal completa y dos secciones más, cada una después de los dos primeros picos más altos, sección 2 y sección 3 para ambos casos, percutor de madera y de metal; se encontraron algunas diferencias en sus comportamientos, como, las frecuencias manejadas con un percutor de madera son mayores y el uso del percutor causa distorsión

en la señal de entrada, las zonas que proveen más información de la frecuencia son similares.

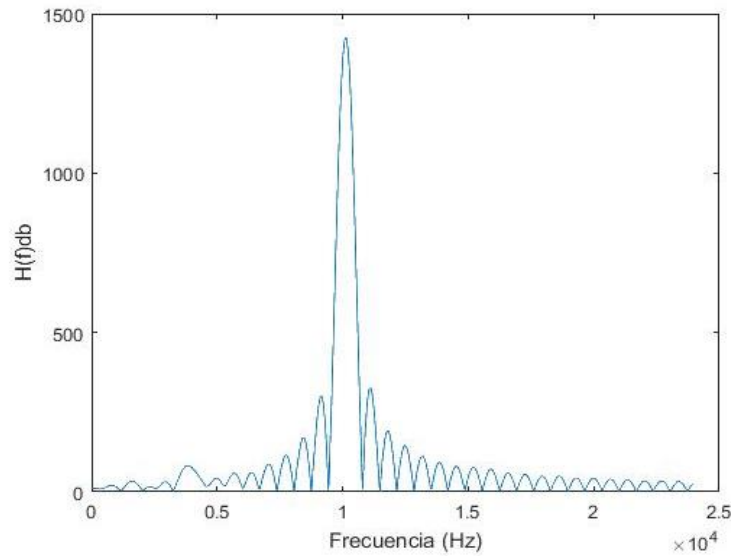


Figura 48. Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento 4.

Las gráficas obtenidas de las pruebas se registraron en el Anexo 1 de las que obtuvieron las coordenadas de todas las señales de frecuencia significativas de las 3 zonas antes mencionadas, mostrados en el Anexo 2, para identificar las frecuencias que fueron repetitivas en todas las pruebas, colocadas en la Tabla 3. Se determinó que las frecuencias que se repitieron en todas las pruebas, en su mayoría se encuentran en el primer segmento (después del pico más alto). También se observó que el precursor de madera otorga frecuencias más bajas y muestra menos señales repetitivas, que, al usar un percutor de metal, donde las gráficas obtenidas muestran más homogeneidad y señal más clara. Todas las frecuencias naturales obtenidas con el precursor de madera se encontraron con las pruebas con metal, lo que nos da más fiabilidad del estudio.

Tabla 3. Frecuencias naturales encontradas en el álabe.

| Percutor metal (Hz) | Percutor madera (Hz) |
|----------------------------|-----------------------------|
| 174 | 174 |
| 175 | 483 |
| 1008 | 1229 |
| 1230 | 1734 |
| 1239 | 1840 |
| 1289 | |
| 1734 | |
| 1840 | |
| 2543 | |
| 4348 | |
| 4066 | |

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

5.2.2 Análisis experimental a partir de mediciones de aceleración

En la obtención de las frecuencias naturales en el álabe de manera experimental usando los analizadores CSI, se implementó la prueba de impacto, en la cual se sostuvo el álabe en voladizo, se colocó un sensor montado magnéticamente a la pieza el cual se encarga de detectar las vibraciones por medio de un acelerómetro y transferir la información al CSI, se inicia la prueba y se golpea varias veces usando la misma fuerza con un mazo de goma a una distancia considerable del sensor, cada golpe se realiza después de que el equipo muestre la primer gráfica, una vez que se obtienen los últimos datos muestra en la pantalla el diagrama final de la prueba de impacto, esta prueba se utiliza normalmente para verificar resonancia cuando la alta vibración es inexplicable y el espectro obtenido deberá mostrar una amplitud de energía o un simple pico [53]. En este caso se requiere para verificar la frecuencia natural del álabe.

Para ambos equipos, se realizaron diversas pruebas para verificar el uso correcto del mismo, en búsqueda de un valor homogéneo de la frecuencia obtenida, las cuales fueron de 171 Hz con el CSI2130, Figura 49 y de 174 Hz con CSI2140, Figura 50.

Al ser modelos diferentes los CSI se esperaba alguna variación debido a las mejoras en fiabilidad y sensibilidad de los equipos, sin embargo, los valores obtenidos son similares. Con los dos equipos se obtuvo un valor aproximado a 174 Hz, que concuerda con la primera frecuencia natural obtenida numéricamente para percutor de madera tanto para percutor de metal, mostrada en la Tabla 3.

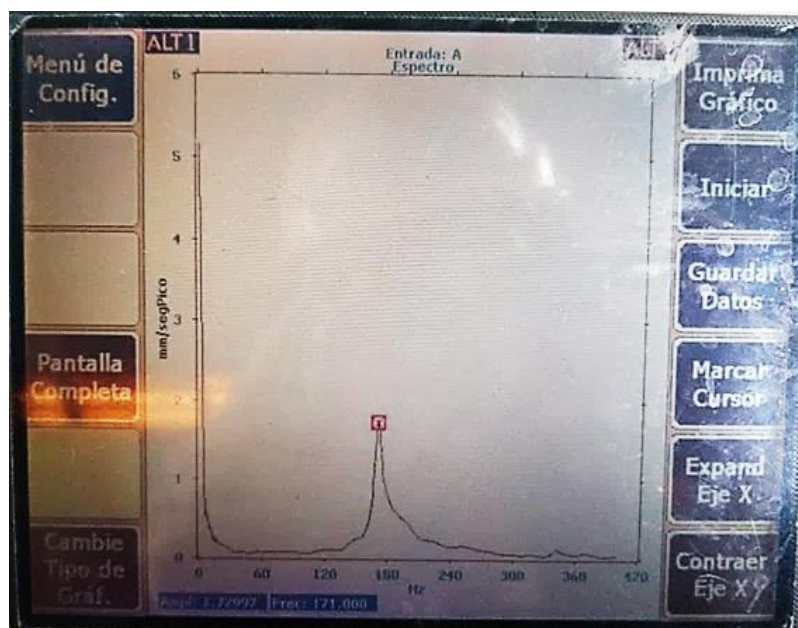


Figura 49. Frecuencia obtenida con CSI2130.

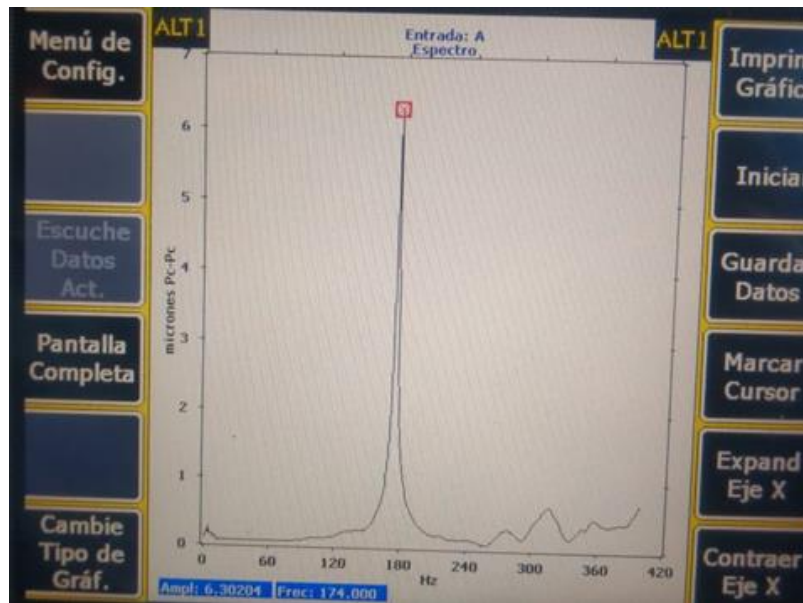


Figura 50. Frecuencia obtenida con CSI2140.

5.2.3 Valores de las frecuencias naturales experimentales del álabe

Los valores concluidos de las frecuencias naturales obtenidos de manera experimental, tanto, a partir de señales auditivas como de mediciones de aceleración se muestran en la Tabla 4, es importante mencionar que ninguna prueba se hizo bajo condiciones de operación, debido a los fines que tiene para el estudio la obtención de estos valores se realizaron bajo condiciones estáticas, donde el álabe se suspendió en voladizo y se golpeó con diversos percutores. El valor que se repitió en todas las pruebas y para ambos casos experimentales fue el valor de 174 Hz. En [54] se estudió la optimización de un álabe hueco de fan por medio de ANSYS y en condiciones de operación se encontró una frecuencia natural del álabe de 177 Hz, lo que está en los rangos de frecuencia encontrados experimentalmente.

Se espera verificar los datos de la Tabla 4 más adelante en el estudio, bajo las mismas condiciones con ayuda de softwares.

Tabla 4. Frecuencias naturales experimentales.

| Frecuencias naturales experimentales (Hz) |
|---|
| 174 |
| 1008 |
| 1230 |
| 1239 |
| 1289 |
| 1734 |
| 1840 |
| 2543 |
| 4066 |

5.2.4 Frecuencias naturales obtenidas numéricamente

Para la obtención de las frecuencias naturales de manera numérica se realizó un análisis modal con ayuda del software ANSYS.

La geometría del álabe se colocó fija en solo una arista de la raíz para simular la condición libre-libre. Se asignó el material Ti-6Al-4V proporcionado por la biblioteca de Ansys.

Se obtuvieron 6 modos de frecuencia de 1059.6, 1211.2, 1717.4, 2160.3, 2499.3, 4030.6 Hz, indicados en las Figuras 51, 52, 53, 54, 55 y 56 respectivamente donde se puede apreciar el modo de vibración del álabe.

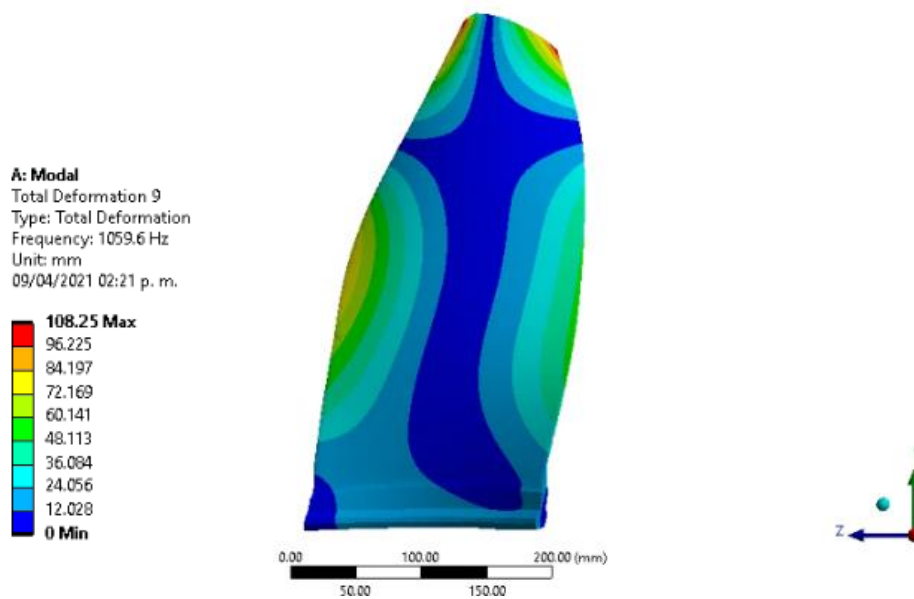


Figura 51. Modo de frecuencia a 1059.6 Hz.

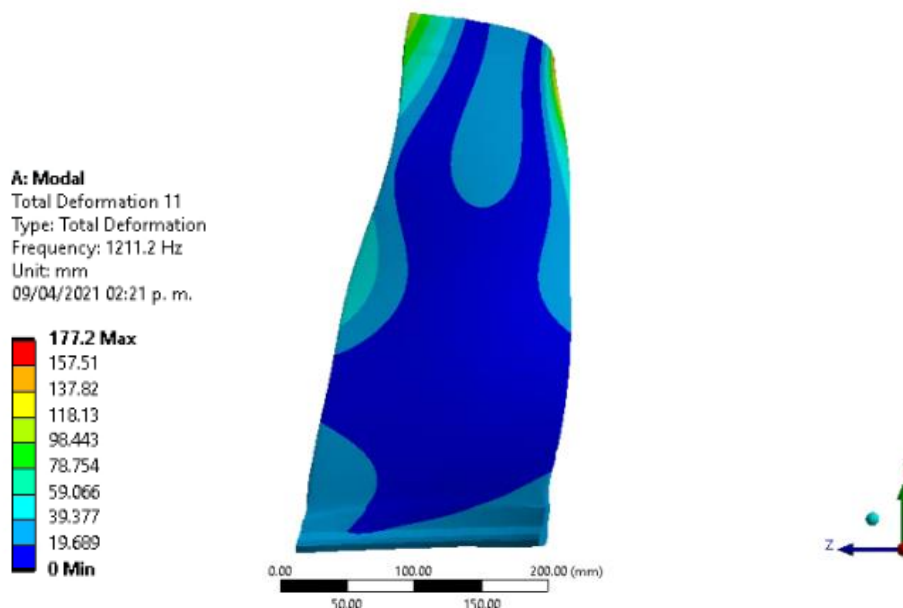


Figura 52. Modo de frecuencia a 1211.2 Hz.

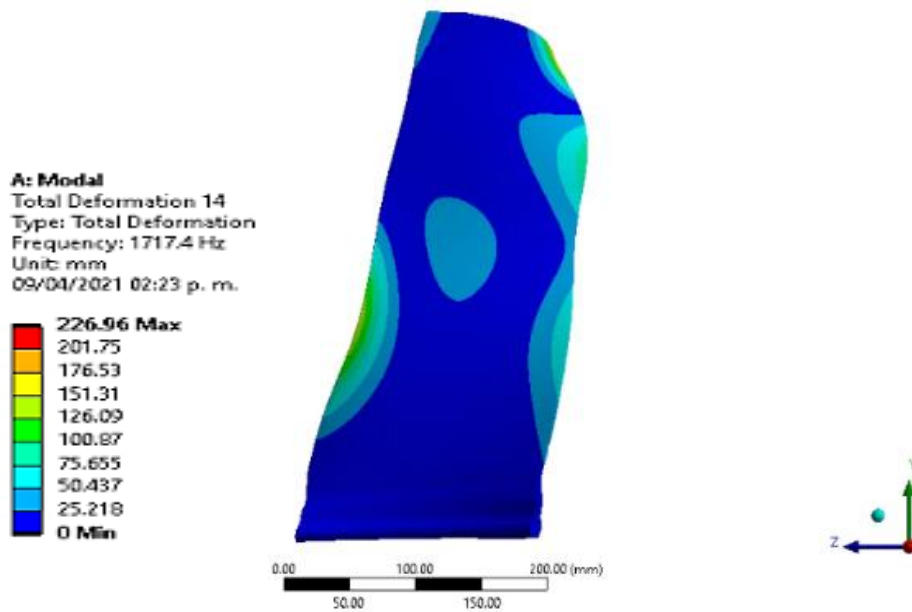


Figura 53. Modo de frecuencia a 1717.4 Hz.

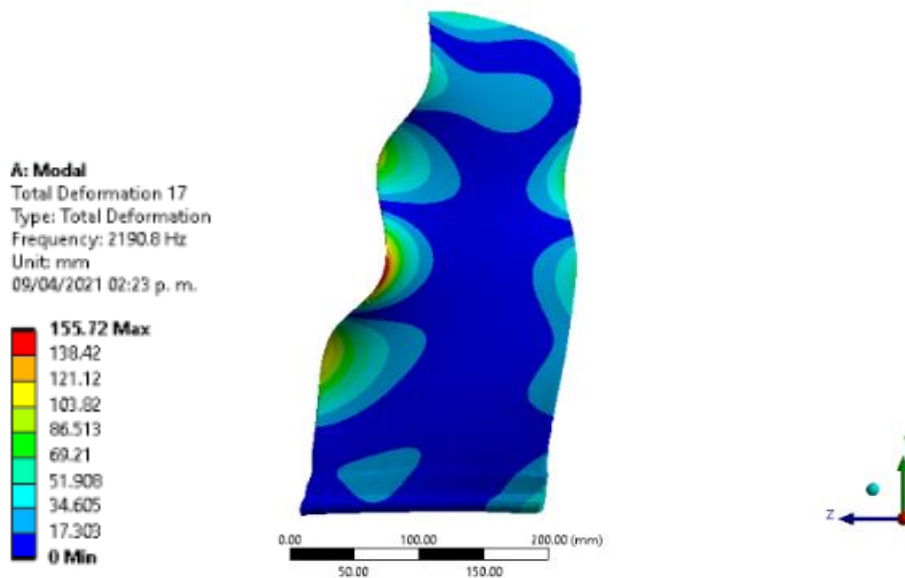


Figura 54. Modo de frecuencia a 2190.8 Hz.

Las frecuencias naturales y los modos de vibración son características inertes de la geometría y material del componente, con la finalidad de validar modelo de elemento finito desarrollado se comparan las frecuencias naturales obtenidas experimentalmente por medio del análisis de señales de audio y las obtenidas numéricamente en la Tabla 5, en una condición libre-libre, donde se puede observar una variación entre el 0.8% y el 5.1%, afirmando así, que el modelo numérico generado representa el comportamiento dinámico del álabe.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

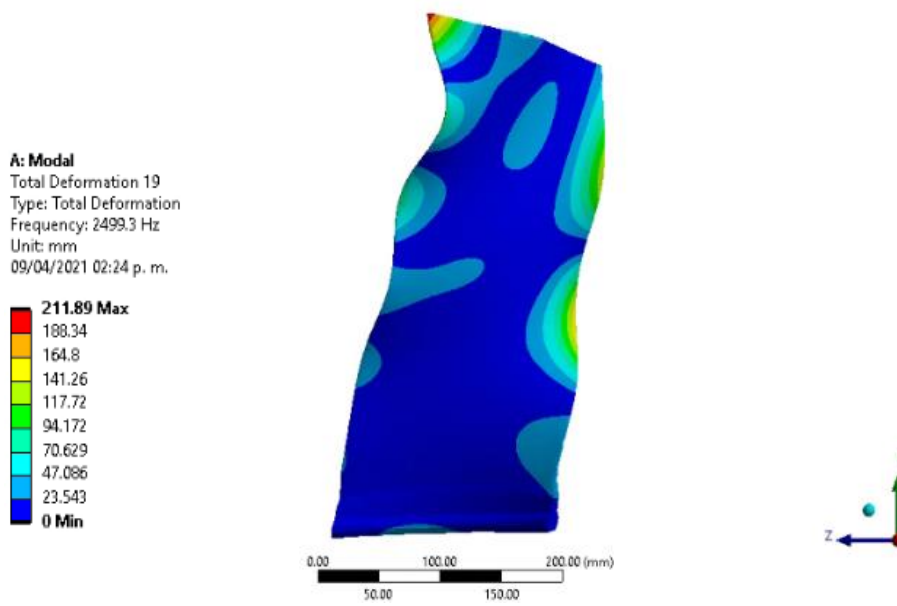


Figura 55. Modo de frecuencia a 2499.3 Hz.

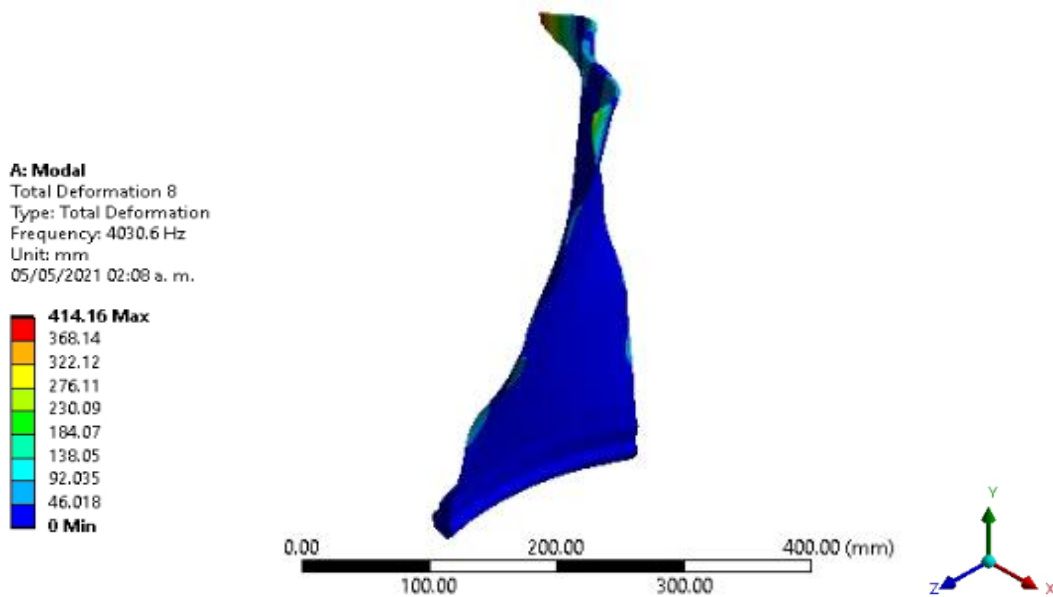


Figura 56. Modo de frecuencia a 4030.6 Hz.

Tabla 5. Comparación de las frecuencias naturales experimentales y numéricas.

| Experimental (Hz) | Numérico (Hz) | Variación (%) |
|-------------------|---------------|---------------|
| 1008 | 1059.6 | 5.119 |
| 1230 | 1211.2 | 1.528 |
| 1734 | 1717.4 | 0.957 |
| 2184 | 2160.3 | 1.085 |
| 2543 | 2499.3 | 1.718 |
| 4066 | 4030.6 | 0.871 |

5.3 Análisis estructural

Para la obtención de los esfuerzos mecánicos y las deformaciones presentes en el álabe en condiciones de operación, se desarrolló un modelo de elemento finito con ayuda del software ANSYS. Las condiciones de operación más importantes como lo son la fuerza centrífuga y la presión que se aplica en el álabe a causa del empuje se toman en cuenta.

La velocidad angular nominal del ventilador es de 665 rad/s [55].

Se creó un nuevo eje de coordenadas para ubicar el álabe en el rotor mostrado en la Figura 57. Se prosiguió a fijar las caras de la raíz del álabe en contacto con el soporte, indicado en la Figura 58. La velocidad se colocó en sentido de las manecillas del reloj en el eje de giro, como se muestra en la Figura 59.

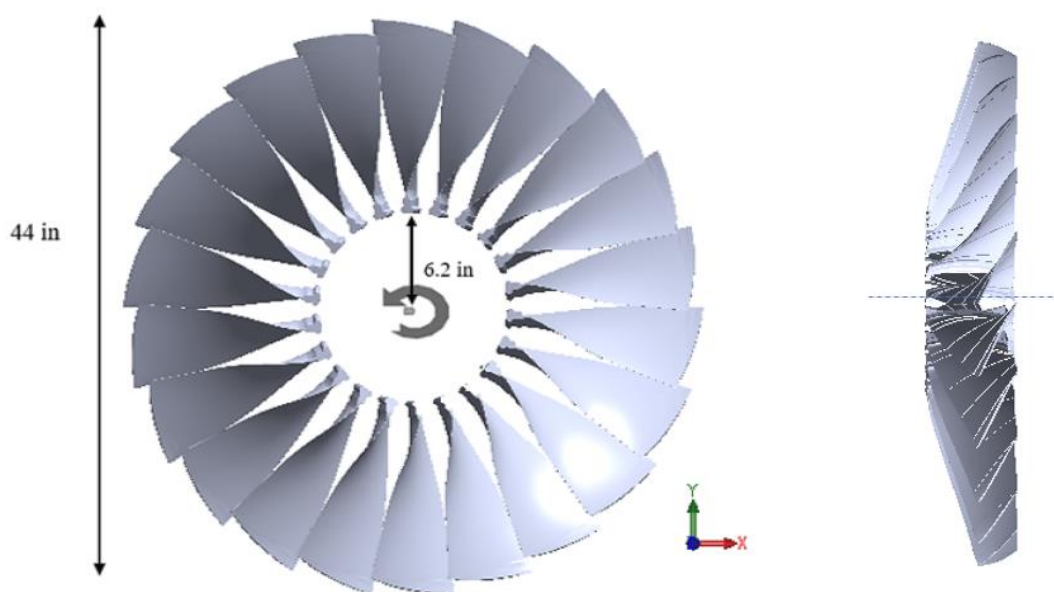


Figura 57. Posicionamiento del álabe en el rotor. a) Vista frontal. b) Vista transversal.

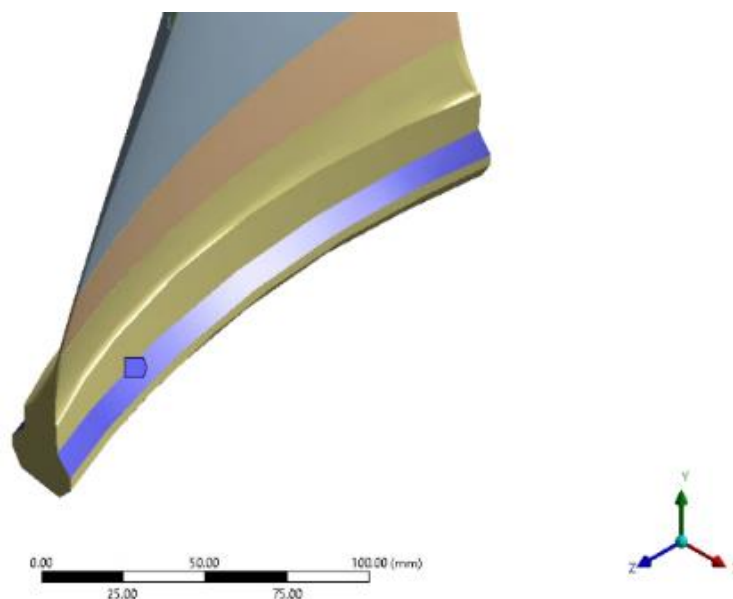


Figura 58. Soporte fijo en la raíz del álabe.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

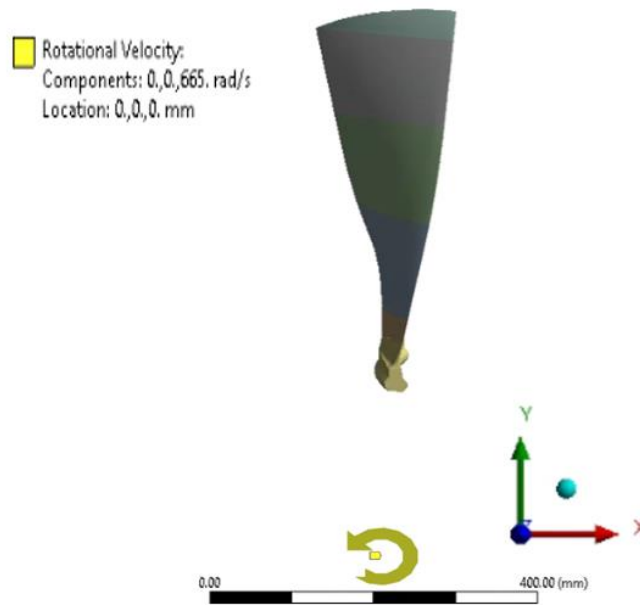


Figura 59. Aplicación de la velocidad rotacional

La fuerza proporcionada por el empuje es para este caso específico en el eje z, como se puede ver esquematizado en la Figura 60 a) representa el movimiento del avión. Esta fuerza es la responsable del movimiento del avión y para su correcto funcionamiento debe estar en equilibrio con la fuerza en sentido contrario de arrastre.

Al ser la parte del ventilador la responsable de generar la mayor parte de este empuje, su presión se ve reflejada en las superficies interiores de los álabes creando una zona de alta presión, la superficie exterior solo está expuesta a la presión ambiental, al techo de operación en comparación con gran fuerza de empuje se genera una zona de baja presión como se indica en la Figura 60 b).

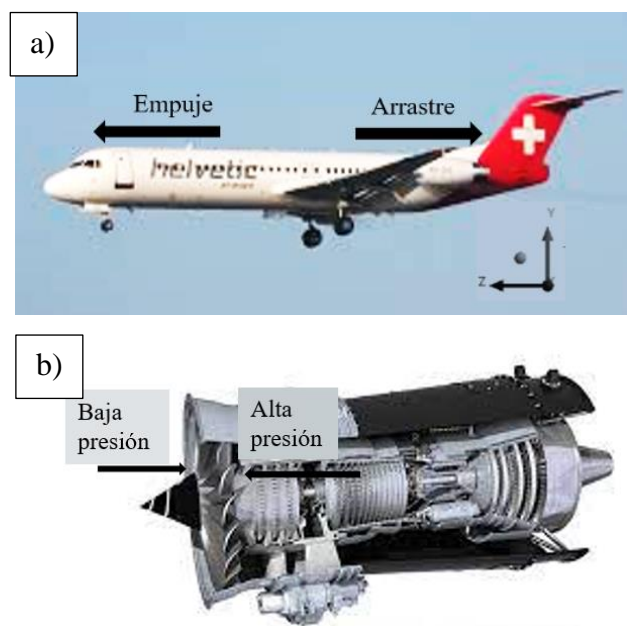


Figura 60. Fuerzas ejercidas en el motor turbo ventilador.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabes propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

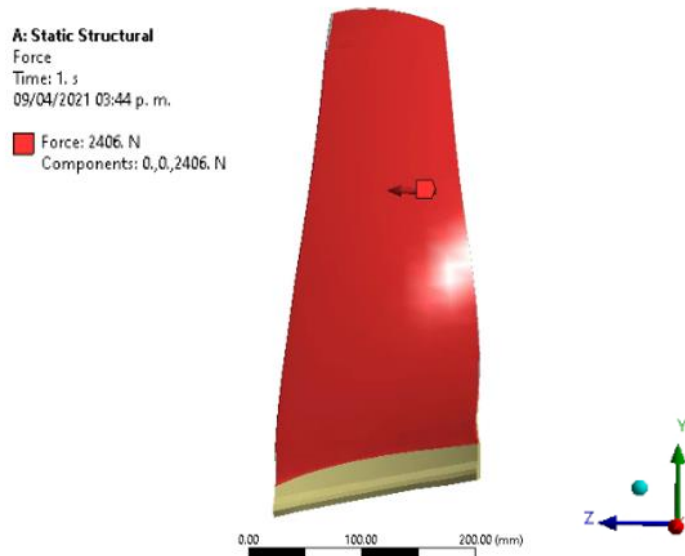


Figura 61. Aplicación de la fuerza de empuje en el álabe.

Teniendo una presión total generada por el empuje de 14000 lbf para el motor Tay 650, se obtuvo el 85% correspondiente a la etapa del ventilador y se divide entre los 22 álabes que lo componen, teniendo un valor de 2406 N. Dicha fuerza es aplicada en las caras interiores del álabe y en dirección del eje z, como se muestra en la Figura 61. Las condiciones de operación se enlistan en la Tabla 6.

Tabla 6. Condiciones de operación y del material Ti-6Al-4V.

| Material | Modulo de elasticidad (GPa) | Coficiente de Poisson | Velocidad angular (rad/s) | Fuerza de empuje (kN) |
|-----------|-----------------------------|-----------------------|---------------------------|-----------------------|
| Ti-6Al-4V | 107 | 0.323 | 665 | 2.4 |

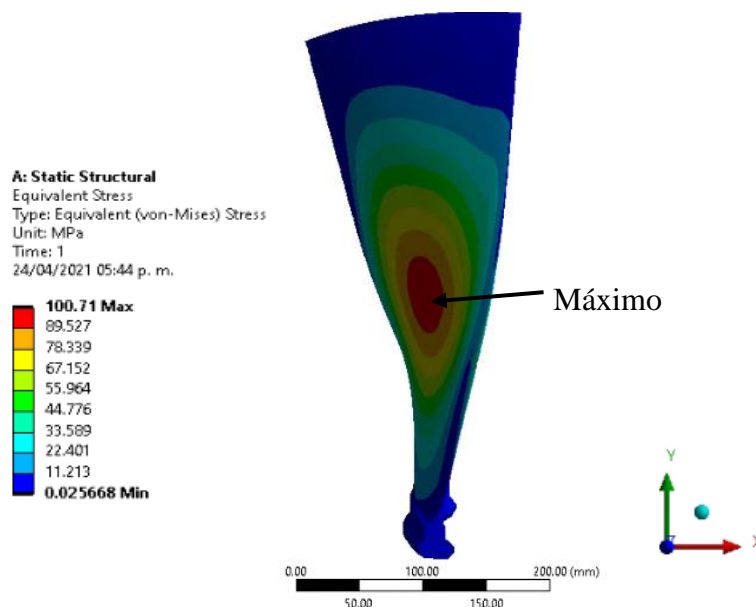


Figura 62. Resultados de esfuerzos que ejercen en el álabe.

Se obtuvo un valor de esfuerzo máximo debido a la fuerza centrífuga y el empuje sobre el álabe de 100.71 MPa el cual esta muy por debajo del esfuerzo de fluencia del material. El esfuerzo mencionado se ubica en la zona media baja del álabe donde se muestra un gran torcimiento de la geometría, mostrado en la Figura 62, para la superficie expuesta y en la Figura 63, la superficie hacia el motor. Los resultados del desplazamiento total del álabe otorgan un valor máximo de 9 mm, datos que se podrían mejorar con un refinamiento de malla, las deformaciones se concentran en la punta del álabe, específicamente en el borde de entrada, mostrado en la Figura 64.

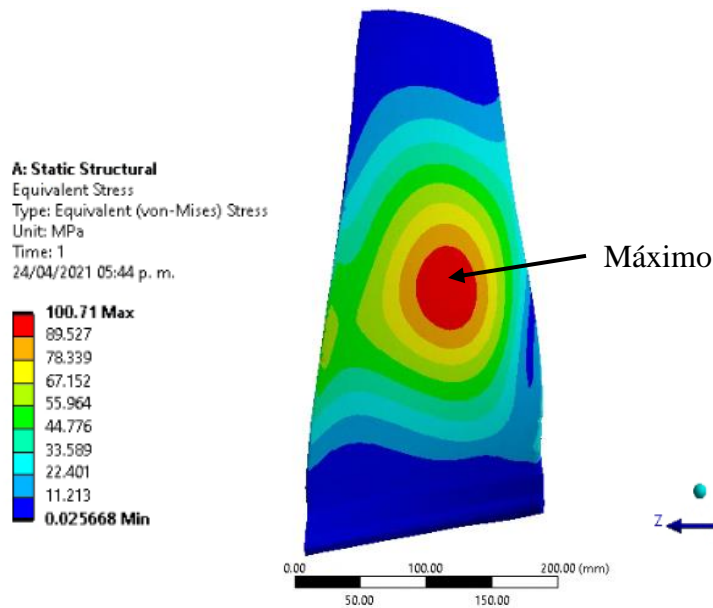


Figura 63. Resultados de esfuerzos que ejercen en el álabe.

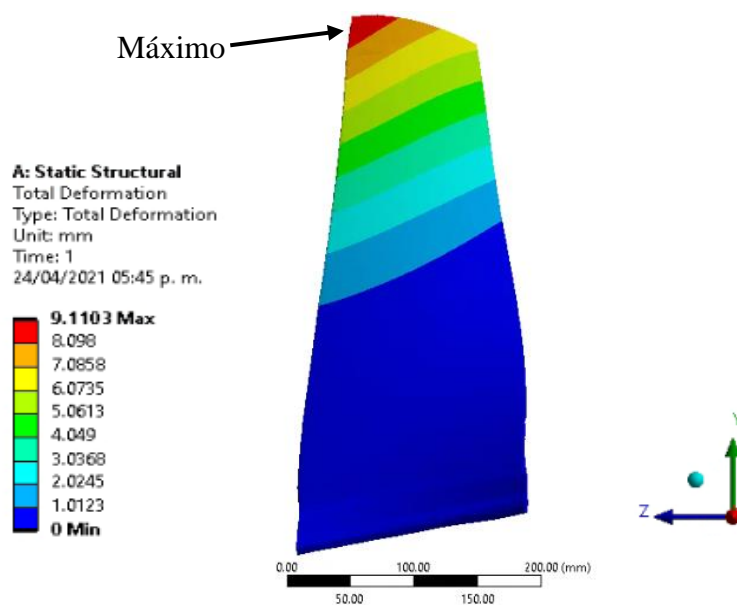


Figura 64. Desplazamiento total en el álabe.

5.4 Obtención de las velocidades críticas

Las fuerzas de excitación aplicadas sobre un rotor pueden deberse a diferentes condiciones en el funcionamiento en conjunto del sistema, provocando una vibración forzada, como lo puede ocasionar un desbalance. Esta frecuencia de excitación se vuelve crítica cuando es igual a una de las frecuencias naturales del sistema entrando en estado de resonancia. Estas frecuencias de excitación pueden ser menores o múltiplos de la velocidad del rotor [50].

Se realizó el análisis estructural antes mencionado variando la velocidad del motor de 0 RPM con 0 N de fuerza de empuje, 1587.7 RPM con 601.5N, 3175.14 RPM con 1203 N a 6350.28 RPM con 2406 N y se vinculó con un análisis modal con la finalidad de observar el comportamiento de las frecuencias a lo largo de su ciclo de operación, obteniendo 8 modos de frecuencia indicados en la Tabla 7.

Para identificar las velocidades críticas se generó el diagrama de Campbell en el cual la velocidad de rotación del rotor está en el eje x y la frecuencia del sistema está a lo largo del eje y . Al ser una excitación síncrona, el álabe gira a la misma frecuencia que la velocidad de giro del rotor y se considera la línea de excitación $1x$ (misma frecuencia que la velocidad de giro) y $2x$ (dos veces la velocidad de giro del motor). Las intersecciones de las líneas de excitación con los modos de vibración del álabe indican las velocidades críticas, las cuales se vuelve de riesgo si coinciden con la velocidad de operación del motor, volviendo al material susceptible a falla por fatiga resonante.

Tabla 7. Comportamiento de los modos de frecuencia a diferentes velocidades angulares.

| Velocidad angular (RPM) | 0 | 1587.57 | 3175.14 | 4762.71 | 6350.28 |
|--------------------------------|----------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Modo 1 (Hz) | 57.438 | 57.686 | 57.936 | 58.181 | 58.448 |
| Modo 2 (Hz) | 191.14 | 191.37 | 191.6 | 191.82 | 192.06 |
| Modo 3 (Hz) | 531.2 | 531.24 | 531 | 530.48 | 529.76 |
| Modo 4 (Hz) | 575.38 | 575.91 | 576.47 | 577.05 | 577.67 |
| Modo 5 (Hz) | 1089 | 1092.4 | 1095.5 | 1098.4 | 1100.9 |
| Modo 6 (Hz) | 1141 | 1142.5 | 1144.2 | 1145.9 | 1147.7 |
| Modo 7 (Hz) | 1250.8 | 1250 | 1249.2 | 1248.3 | 1247.4 |
| Modo 8 (Hz) | 1429.5 | 1427.8 | 1426.1 | 1424.5 | 1423.1 |
| Fuerza de empuje (N) | 0 | 601.5 | 1203 | 1804.5 | 2406 |

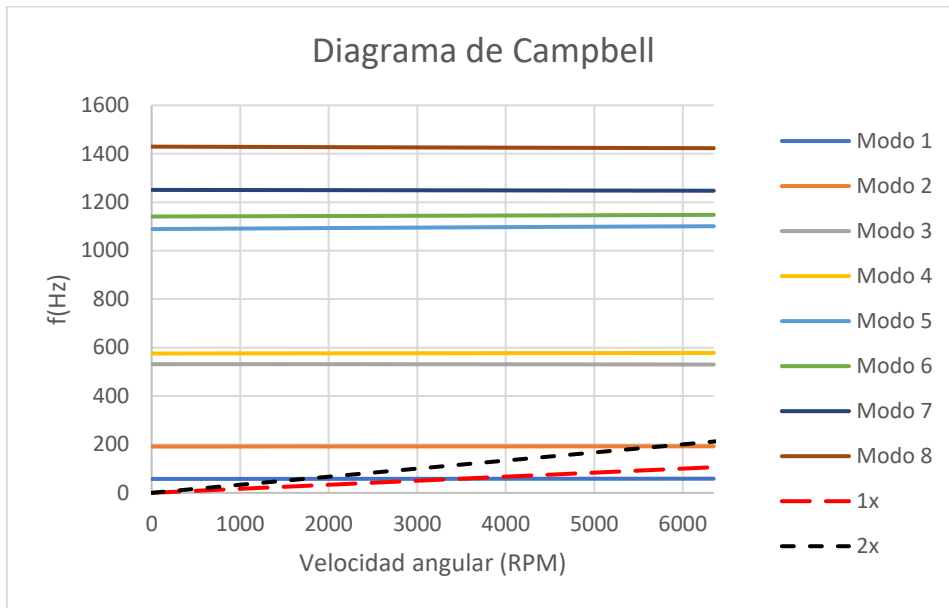


Figura 65. Diagrama de Campbell.

Se graficaron en conjunto los 8 modos de vibración del álabe en condiciones de operación encontrados numéricamente por medio de software Ansys en la Figura 65.

Por medio del diagrama Campbell generado, se identificaron 3 intersecciones con los modos de vibración 1 y 2 del álabe, indicados en la Figura 66, localizando así, 3 velocidades críticas a las que se expone el componente, a 1650 RPM, 3600 RPM y 5700 RPM, por lo que se tiene que procurar no mantener estas velocidades por tiempos prolongados ya que el estado de resonancia podría causar daños en la integridad del álabe.

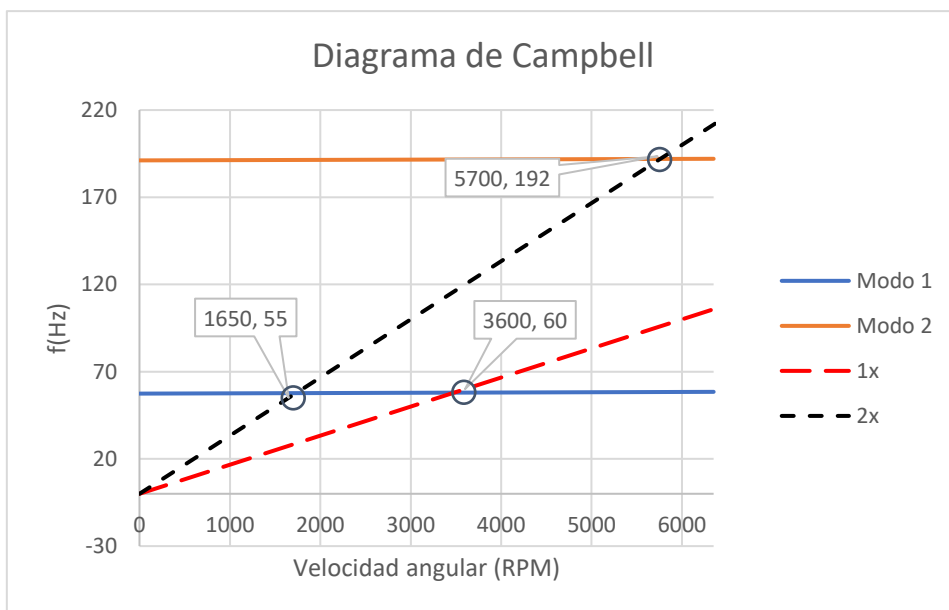


Figura 66. Diagrama de Campbell para el modo 1 y 2.

5.5 Inspección visual del álabe

Para evaluar el daño en una escala macroscópica, presente en el álabe posmortem objeto de estudio, se realizó una inspección visual en el componente. Para propósitos de describir los hallazgos el álabe se seccionó en 9 partes y 2 lados (A y B) mostradas en la Figura 67. En general, el álabe se encuentra fuertemente dañado, especialmente el lado A expuesto al ambiente, donde el cambio de color, la erosión y el desgaste es mayor. El borde de ataque presenta picaduras con la punta curvada, con cambios significativos en la tonalidad de la superficie, especialmente en zonas donde el ángulo de torcimiento es mayor y en el borde de salida. El lado B muestra un cambio de color en el material en todos sus contornos.

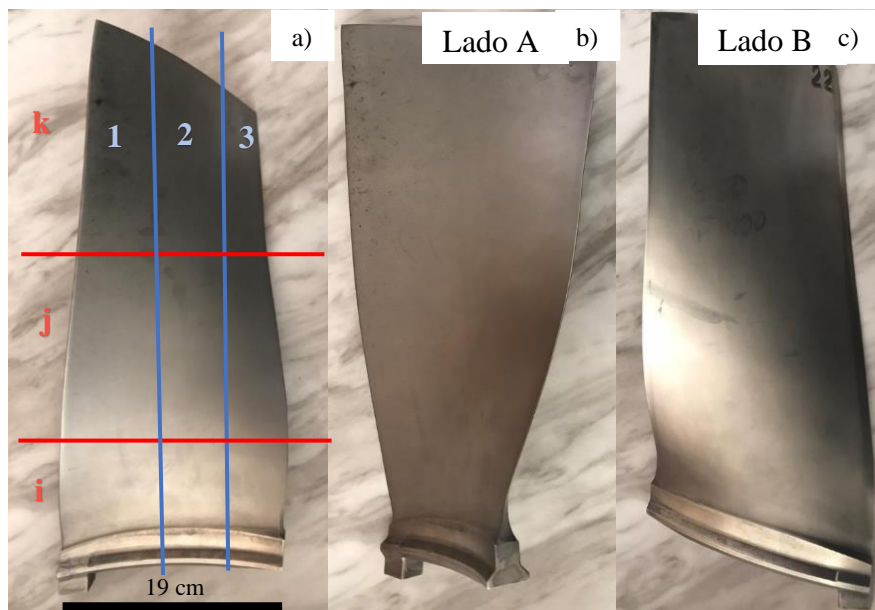


Figura 67. a) División del álabe. b) Lado A. c) Lado B.

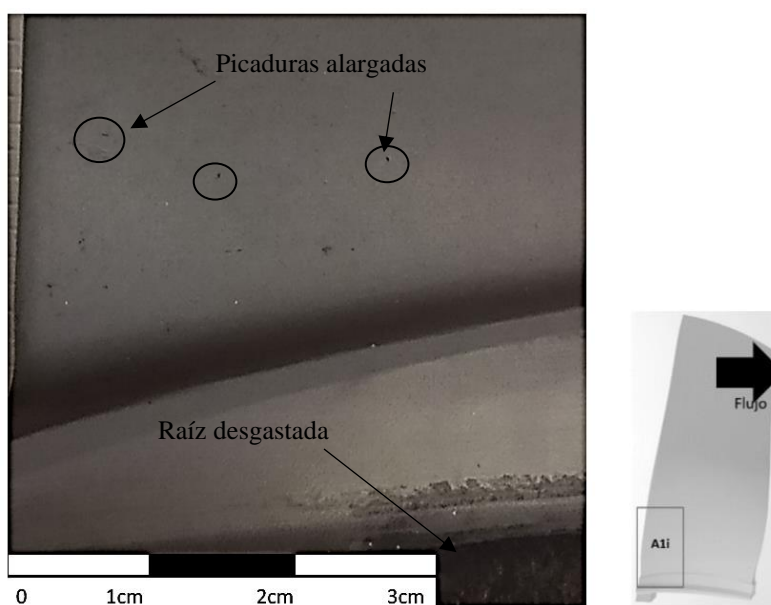


Figura 68. Zona del álabe A1i.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

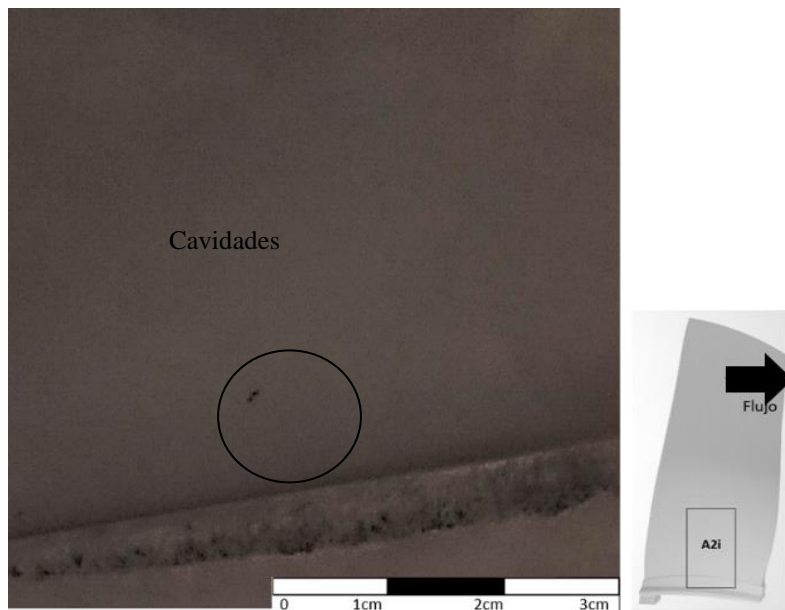


Figura 69. Zona del álabe A2i.

Una vez ubicados los daños generales se prosiguió con su evaluación a detalle.

Comenzando con la zona A1i, Figura 68, se observa un desgaste en la raíz, debido a la sujeción del álabe, el borde de entrada se encuentra erosionado y muestra picaduras en el material en forma de cometas, reflejando un impacto y arrastre del objeto extraño.

La presencia de los daños mencionados disminuye en la zona de la raíz central designada como, A2i, debido a que se encuentra en la zona media del álabe donde la geometría no presenta un gran ángulo de torcimiento y el flujo no impacta de manera directa, a escala macro solo se observa una cavidad prominente y el daño antes mencionado en la raíz, debido a la sujeción del álabe, mostrado en la Figura 69.

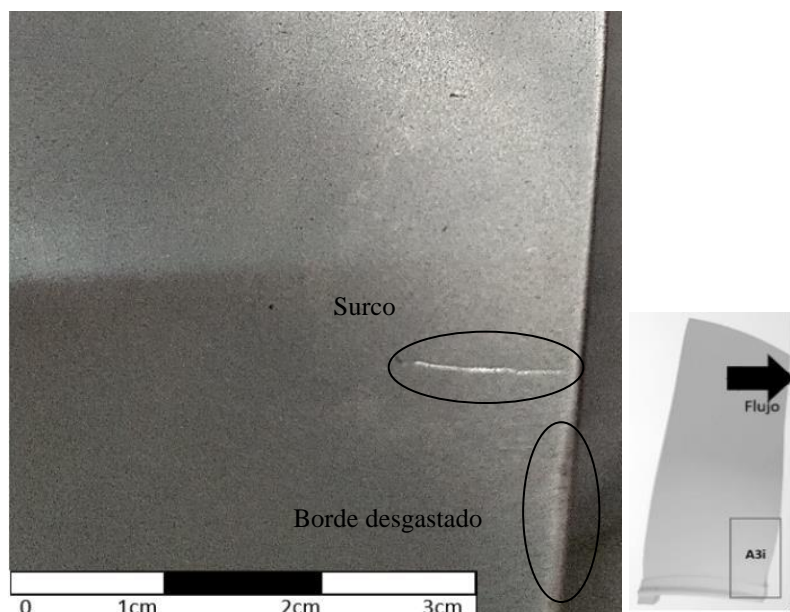


Figura 70. Zona del álabe A3i.

Las cavidades aumentan en la zona A3i, Figura 70, el borde se encuentra desgastado, se supone por falta de recubrimiento, el desgaste mencionado se vuelve más severo en la zona A1j, Figura 71, muestra un color opaco con manchas circulares, las cavidades en esta zona son más alargadas a las zonas anteriores, a diferencia de la sección A2j, Figura 72, donde el color solo se encuentra difuminado con pocas marcas de pequeños impactos. Continuando con la zona A3j, Figura 73, el borde de salida no presenta recubrimiento, muestra mayor cantidad de impactos en secciones rectas, alargadas, de forma transversal e inclinadas.

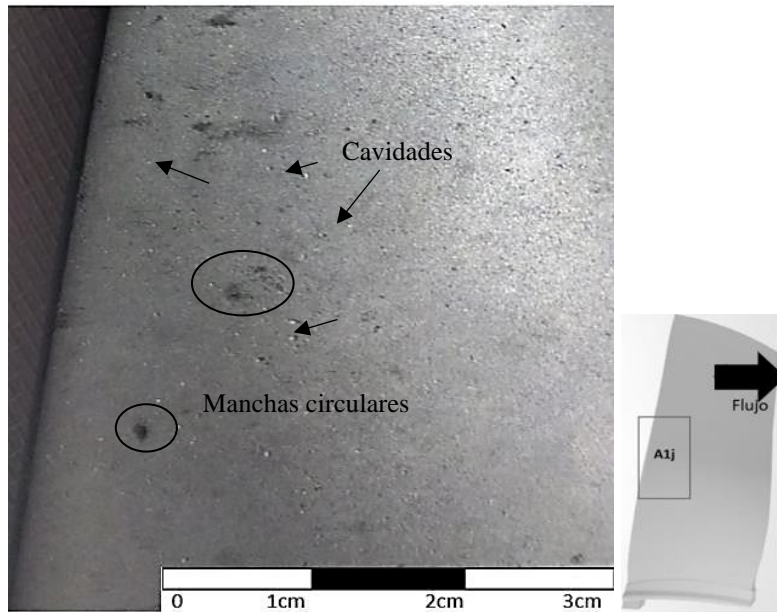


Figura 71. Zona del álabe A1j.

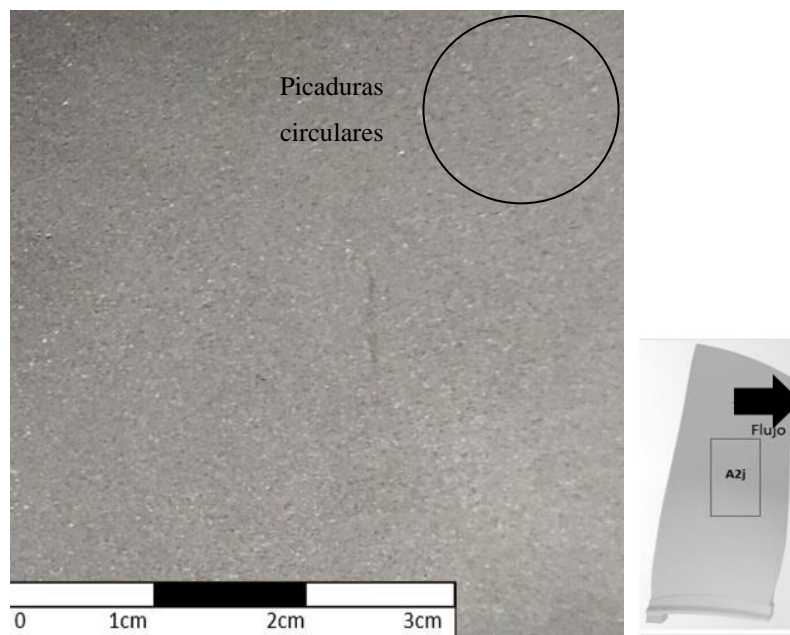


Figura 72. Zona del álabe A2j.

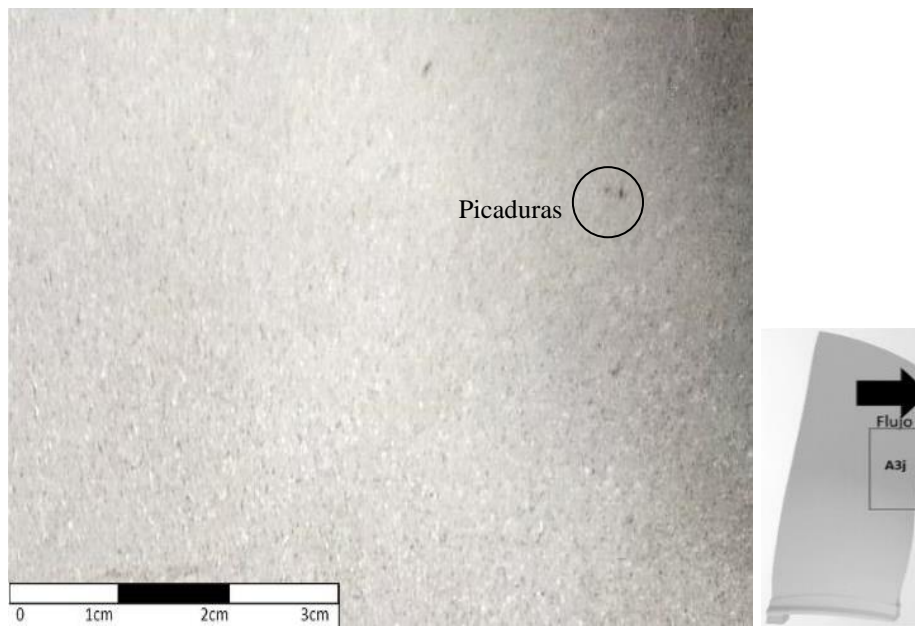


Figura 73. Zona del álabe A3j.

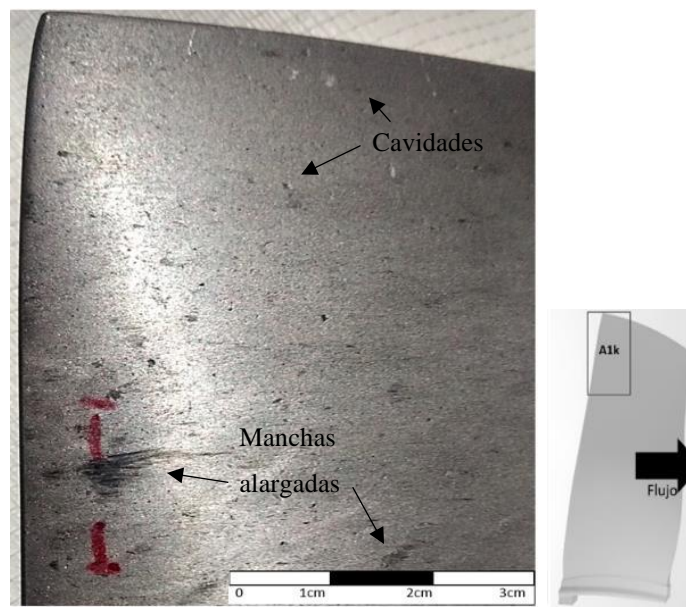


Figura 74. Zona del álabe A1k.

La zona más dañada en el álabe es A1k, Figura 74, muestra una gran cantidad de manchas circulares y alargadas, así como cavidades redondas y erosión en el perfil.

La zona A2k mostrada en la Figura 75, presenta algunas cavidades y manchas circulares, así como marcas de arado en la superficie del material de partículas arrastradas hacia la punta.

En la Figura 76 se muestra la zona de la punta del borde de salida del lado expuesto al ambiente, correspondiente a la zona A3K, donde se aprecia desgaste en el borde y cavidades alargadas en distintos sentidos.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

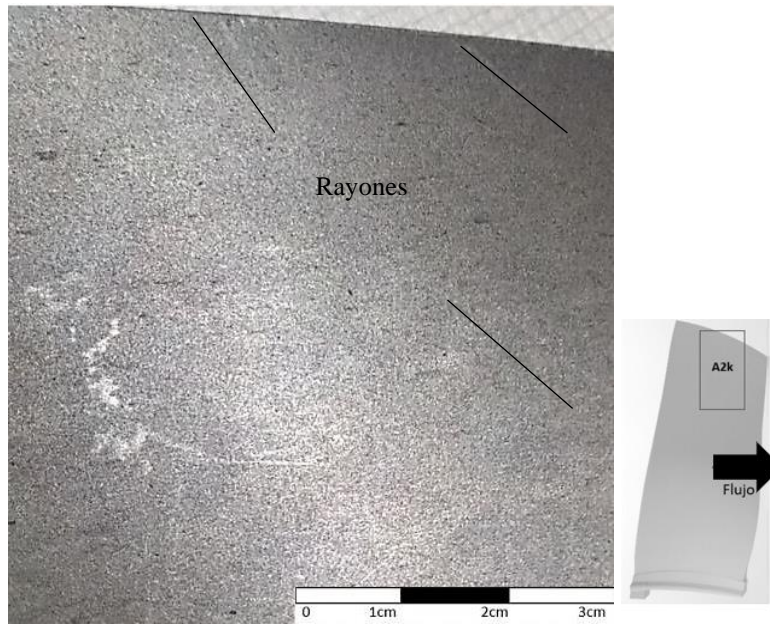


Figura 75. Zona del álabe A2k.



Figura 76. Zona del álabe A3k.

El lado *B* del álabe, objeto de estudio, se encuentra en general menos dañado, que el lado *A*, debido a que es la parte que recibe la mayor cantidad de impactos al estar expuesto al ambiente, mientras que el lado *B* a la siguiente etapa del motor que es el compresor.

La zona donde se presenta mayor cantidad de daños por medio de la inspección visual del lado *B* realizada, es la zona *B1i*, Figura 77, donde se observan desgaste del recubrimiento por un cambio de color y borde con picaduras, en la parte de la raíz del borde de salida.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

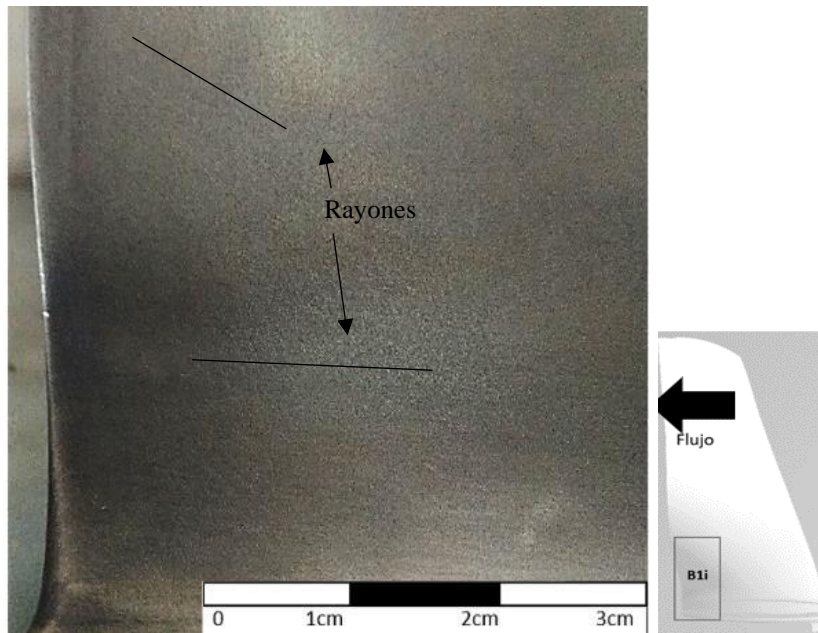


Figura 77. Zona del álabe B1i.

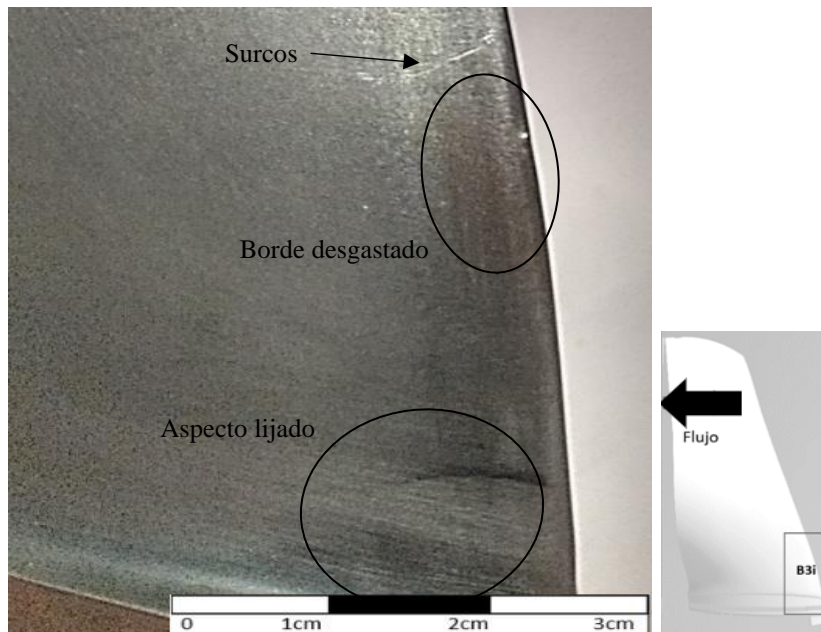


Figura 78. Zona del álabe B3i.

En la parte B3i, Figura 78, se muestra una superficie con tonalidades oscuras, con un aspecto de lijado en líneas de forma horizontal, además de la formación de surcos cerca del borde de entrada.

En la zona B1j, Figura 79 se encuentra una mancha prominente alargada y con falta en material representada con surcos en la superficie, aparentemente por impacto.

La Figura 80, representante a la zona B3j, presenta manchas negras y circulares concentradas en una pequeña zona es específico.

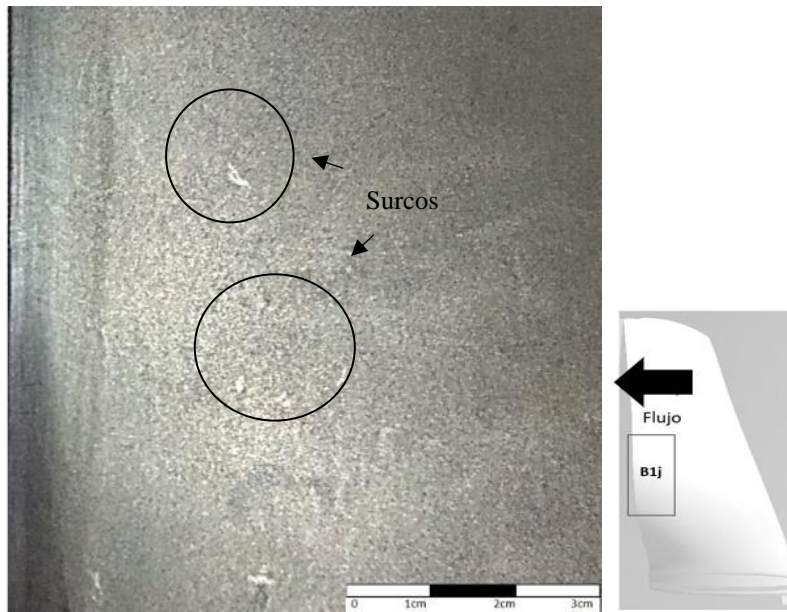


Figura 79. Zona del álabe B1j.

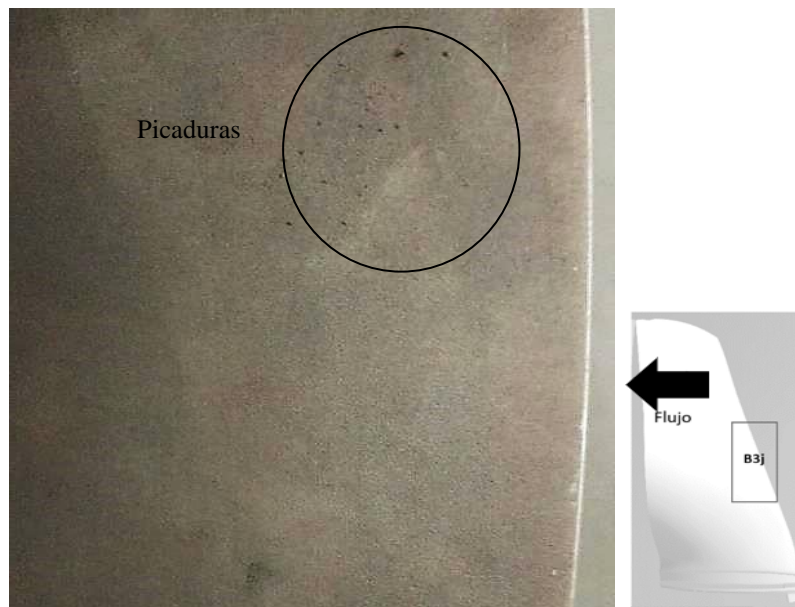


Figura 80. Zona del álabe B3j.

La punta del álabe en la superficie de succión se encuentra con un color diferente, por desgaste de recubrimiento, así como, picaduras agrupadas en colonias y manchas pequeñas circulares, especialmente en la zona B2k, mostrada en la Figura 81.

En la zona de la punta del borde de entrada, del lado expuesto al interior del motor designada como, B3k, el cambio de tonalidad en la superficie es evidente, con un color más claro en el borde de entrada cambiando a un color opaco hacia la zona media del álabe, además de, surcos y una superficie con aspecto de lijado, mostrado en la Figura 82.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

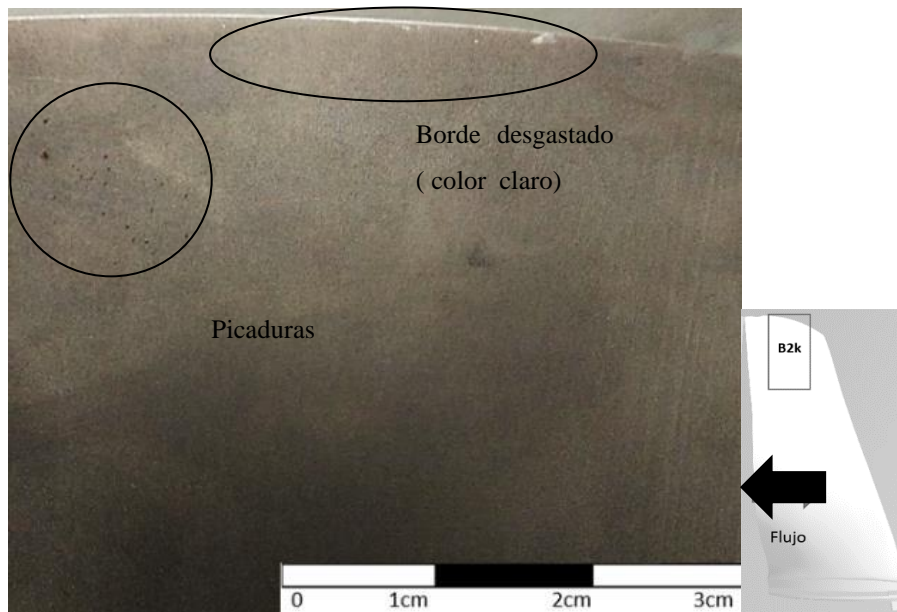


Figura 81. Zona del álabe B2k.

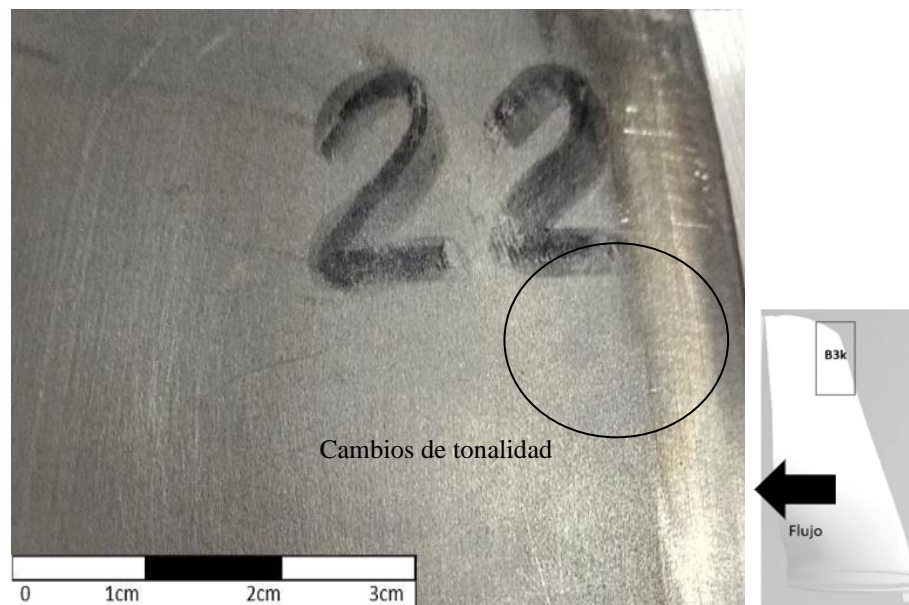


Figura 82. Zona del álabe B3k.

5.6 Obtención de microdureza Vickers

Para este análisis es necesario generar 2 caras planas en el material. Así, debido a la geometría del álabe primero se cortó el componente longitudinalmente como se mostró en la Figura 23, luego se realizaron cortes de precisión con disco de diamante sobre secciones transversales cada 2 cm. De esta forma, se identificó la dureza en la raíz y en diferentes secciones transversales a lo largo de la longitud del componente. Los resultados se muestran en la Figura 83, la cual en su eje horizontal se encuentra la longitud del álabe comenzando desde la raíz a la punta, donde se detectó un cambio en su línea de tendencia

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

de dureza Vickers. Se encontró un valor máximo de dureza de 409.6 HV en la zona de la raíz del álabe. Este valor es un poco elevado al valor común reportado de 324 ± 8 HV [44] para una aleación Ti-6Al-4V.

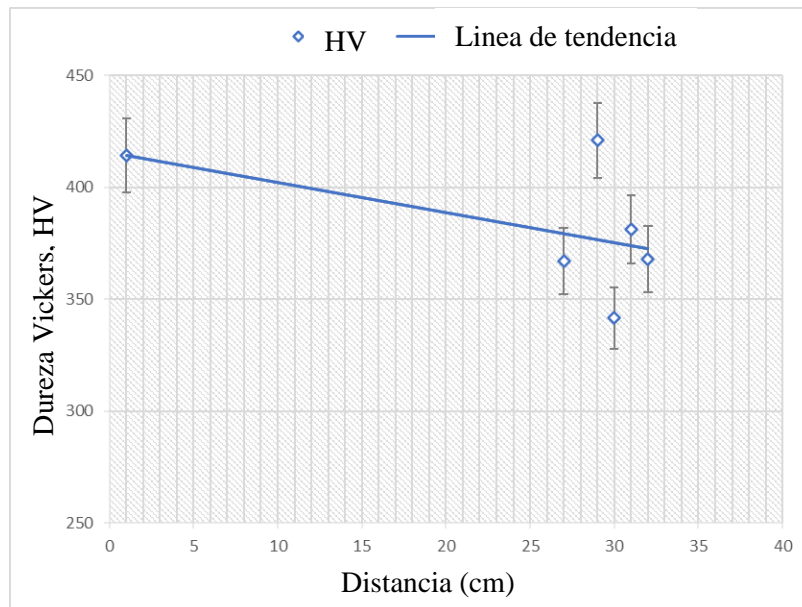


Figura 83. Valores de dureza Vickers en el álabe.

5.7 Obtención de la rugosidad en el álabe

Se obtuvo la rugosidad en 2 zonas importantes del álabe que mostraban diferencias en su superficie la primera con un menor daño superficial que es cerca de la raíz y la segunda con un mayor daño en la punta del álabe cerca del borde de salida. En ambos casos se obtuvo una rugosidad promedio (R_a) de $8.4\mu\text{m}$. Con fines de comparación se graficaron los datos obtenidos por el perfilómetro a una longitud de 2 mm para obtener el perfil de rugosidad, teniendo como referencia el eje x en 0 como superficie deseada. Así, se identificó una gran cantidad de variaciones en la superficie real para ambos casos. Es importante recordar que la Figura 23 muestra las secciones medidas por perfilometría en un recuadro rojo.

En la Figura 84 se aprecia la huella de la raíz del álabe con la línea color azul, la cual se mantiene en su mayoría cerca de la superficie de referencia mostrada en la línea recta horizontal de color negro, con poco espaciado entre los picos de rugosidad, y con poca desviación de los mismos, con una amplitud de ondulación máxima de $6.98\mu\text{m}$. El cambio en la superficie de la raíz puede ser debido a la sujeción del álabe.

A comparación con la Figura 85 que muestra el perfil de rugosidad de la zona dañada del álabe, se mantiene en general más alejada de la superficie deseada, el espaciado entre los

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

picos es mucho mayor al igual que la desviación de los mismos con respecto a la observada en la raíz del álabe, la amplitud máxima se encuentra a $9.53 \mu\text{m}$ con una anchura aproximada de 0.42 mm , lo que evidencia una gran cavidad. La zona analizada, cercana al borde de salida, mostro daños posiblemente por impactos de objetos extraños dejando una gran cantidad de microcavidades.

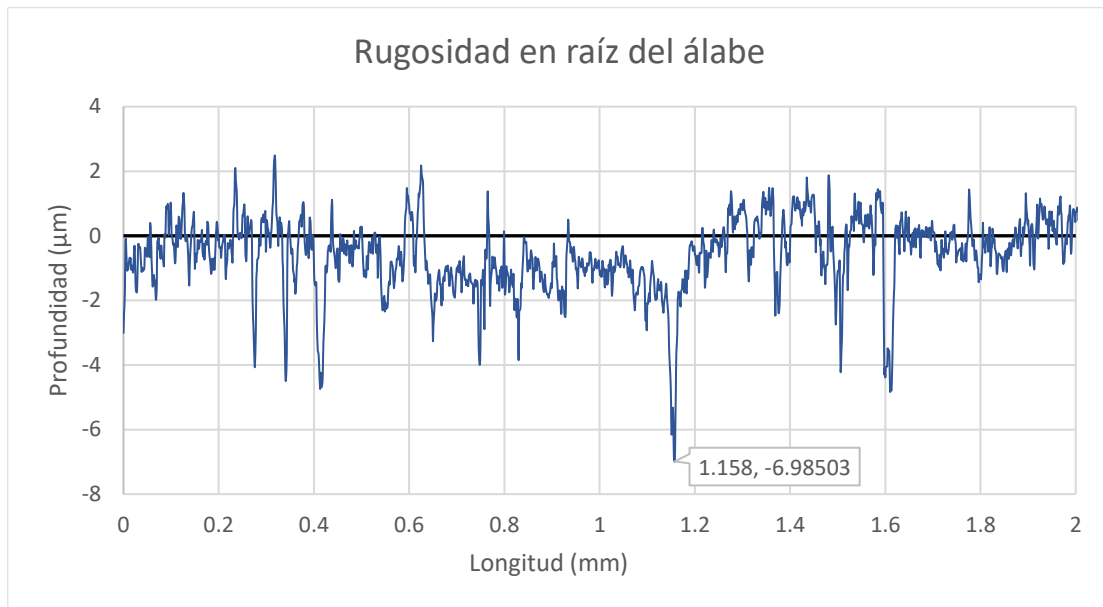


Figura 84. Perfil de rugosidad en raíz del álabe

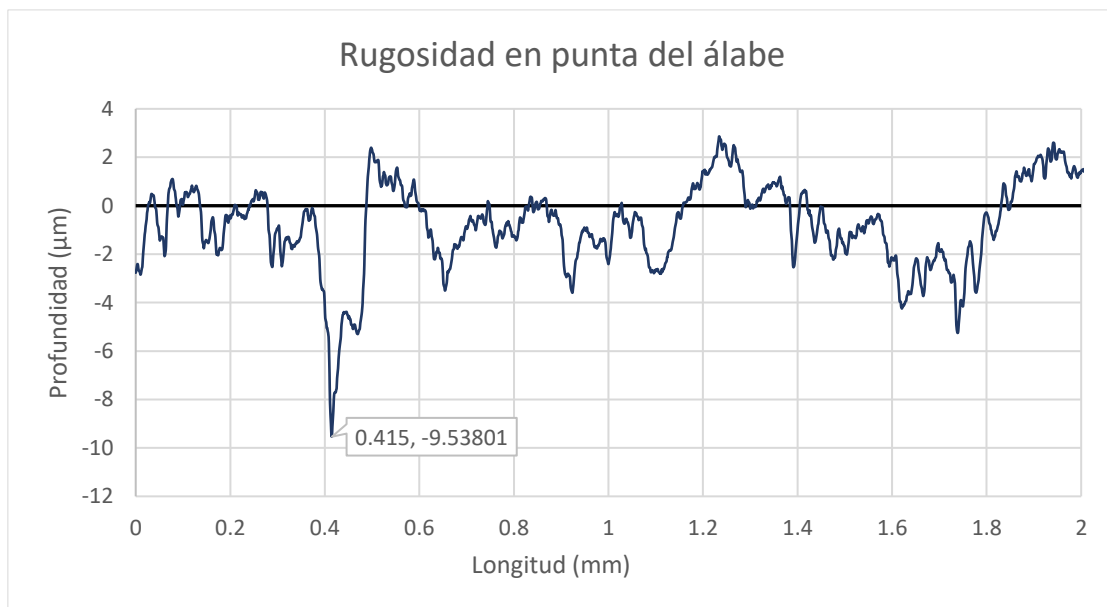


Figura 85. Perfil de rugosidad en punta del álabe

5.8 Tomografía computarizada

La sección del álabe analizada en TC fue la zona A1k, Figura 86 establecida en la IV, correspondiente a la punta del álabe del borde de entrada y una zona cercana a la raíz del álabe mostrada en la Figura 87.

Antes de continuar, se hace necesario decir que el tomógrafo proporciona imágenes del material y de su estructura interna a partir de diferencias en los valores de densidad de los microconstituyentes que le conforman. Es decir, entre más brillo, más denso es el microconstituyente. El color negro representa por lo tanto huecos, poros, microcavidades o agrietamiento.

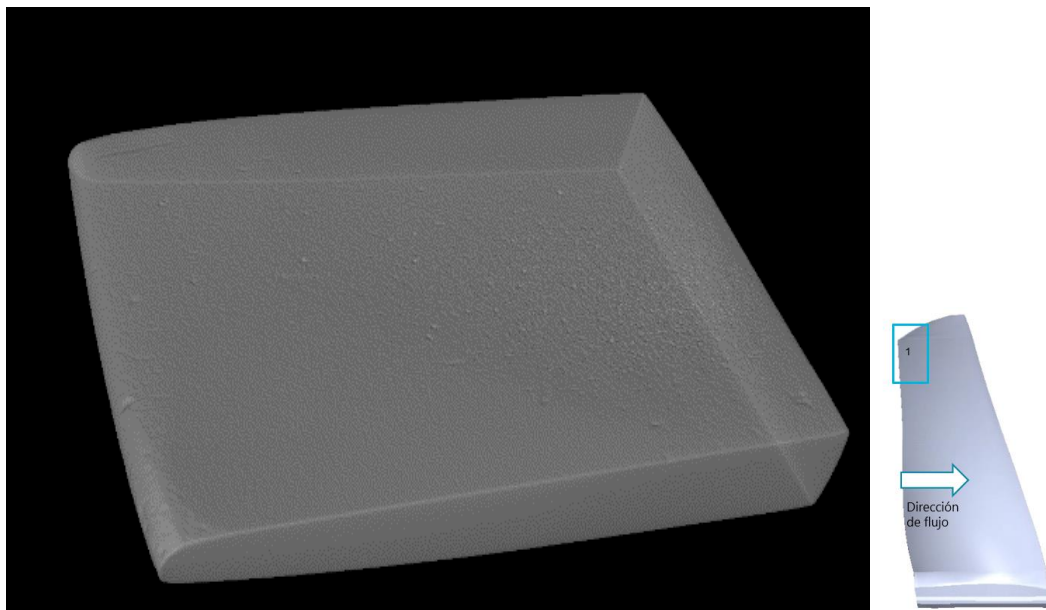


Figura 86. Sección de la punta del álabe analizada por TC.

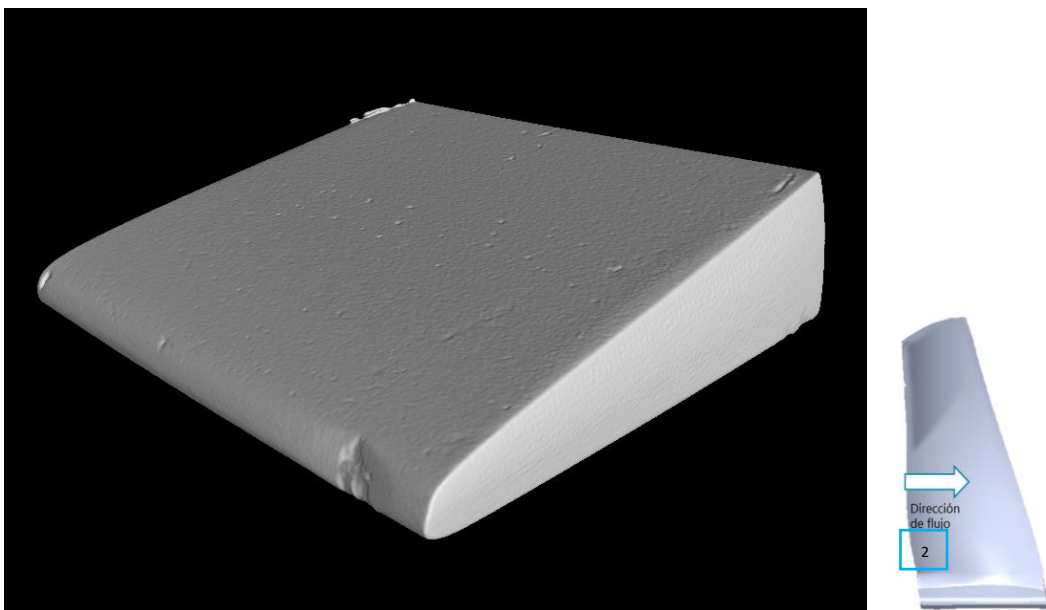


Figura 87. Sección cerca de la raíz del álabe analizada por TC.

En general en ambas secciones se observa una superficie craquelada con impactos circulares y algunos con huellas de arrastre de la partícula, también se encuentran grietas no lineares y microcavidades. Es importante señalar que el daño identificado puede atribuirse únicamente al deterioro en el recubrimiento del componente. Debido a la curvatura en la geometría de la muestra el plano del tomógrafo no alcanza a captar toda la superficie, en la Figura 88 muestra la punta del álabe y en la Figura 89 muestra la sección de la raíz, para ambos casos, se evidencia una gran cantidad de cavidades circulares agrupadas y otras dispersas alargadas, además de una posible grieta de 1.09 mm de largo, en la punta y una más pequeña de 0.4 mm en la zona cercana a la raíz del componente las cuales podría deberse a un mecanismo de fatiga por impacto.

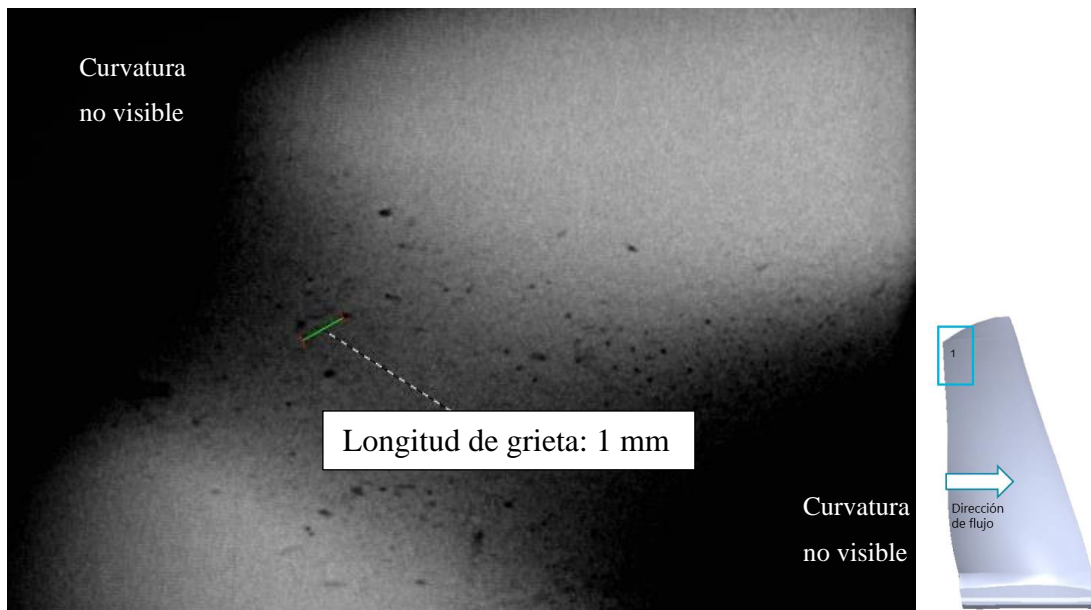


Figura 88. Grieta en el recubrimiento (zona de la punta del álabe).

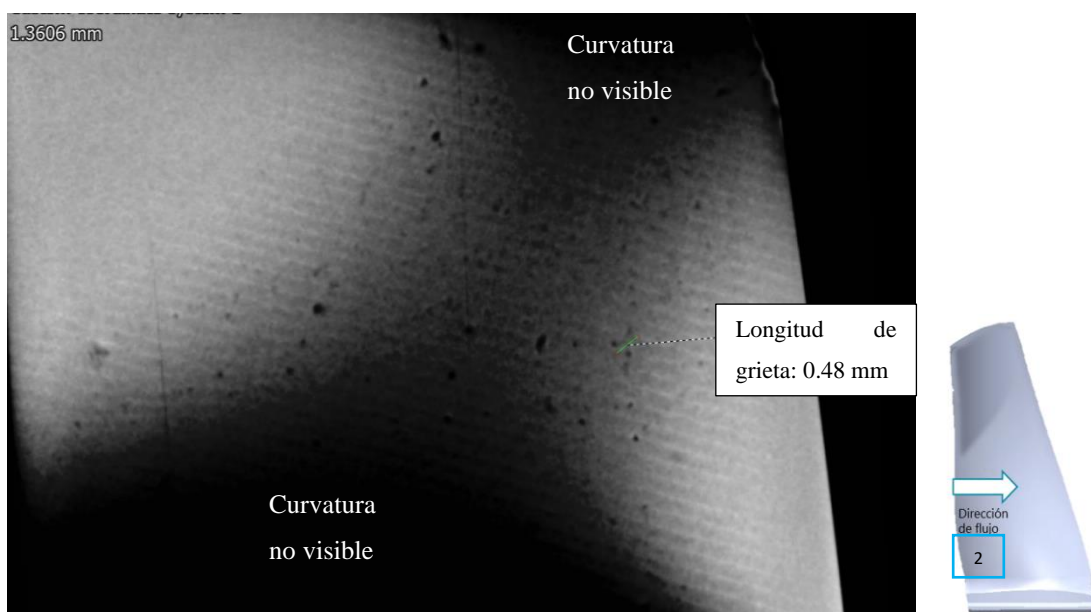


Figura 89. Grieta en el recubrimiento (zona cercana a la raíz del álabe).

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

Es posible identificar una gran cantidad de microcavidades en la superficie, aunque no hay propagación de grietas. La integridad del sustrato en la Figura 90 a) y b), no se ve afectada por lo tanto, la necesidad de prevenir la formación de daños en el recubrimiento. En la Figura 90 c) se muestran cavidades circulares de 0.29 mm de diámetro por posibles impactos a 90° y otras un poco alargadas correspondientes por impactos a ángulos bajos. La Figura 90 d) muestra los planos analizados en la probeta.

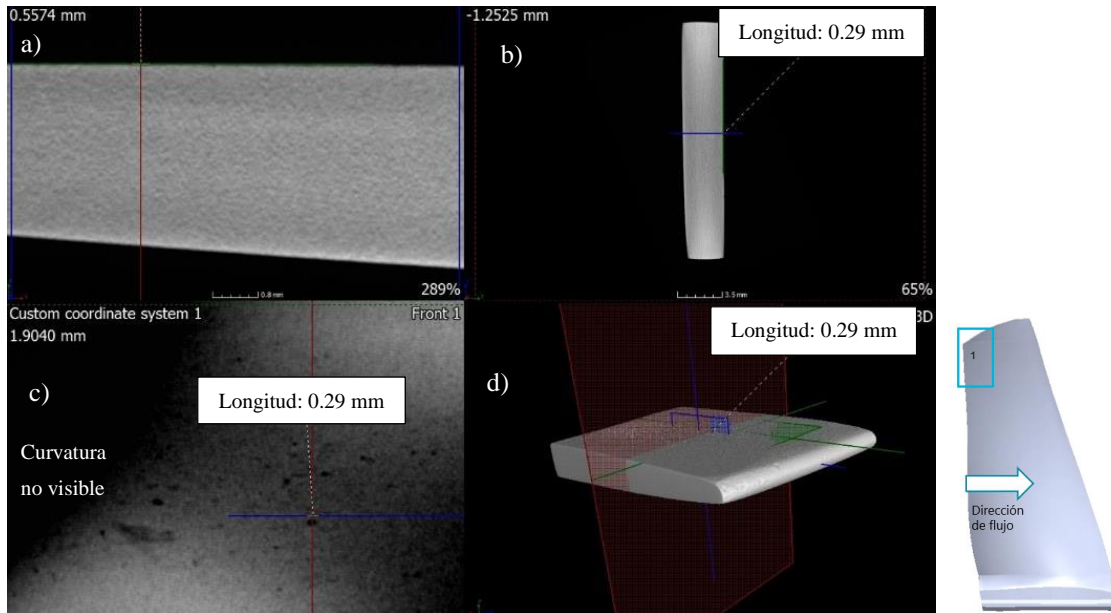


Figura 90. TC punta del álabe. a) Sección transversal. b) Sección transversal vertical. c) Daños en la superficie. d) Posicionamiento de los planos.

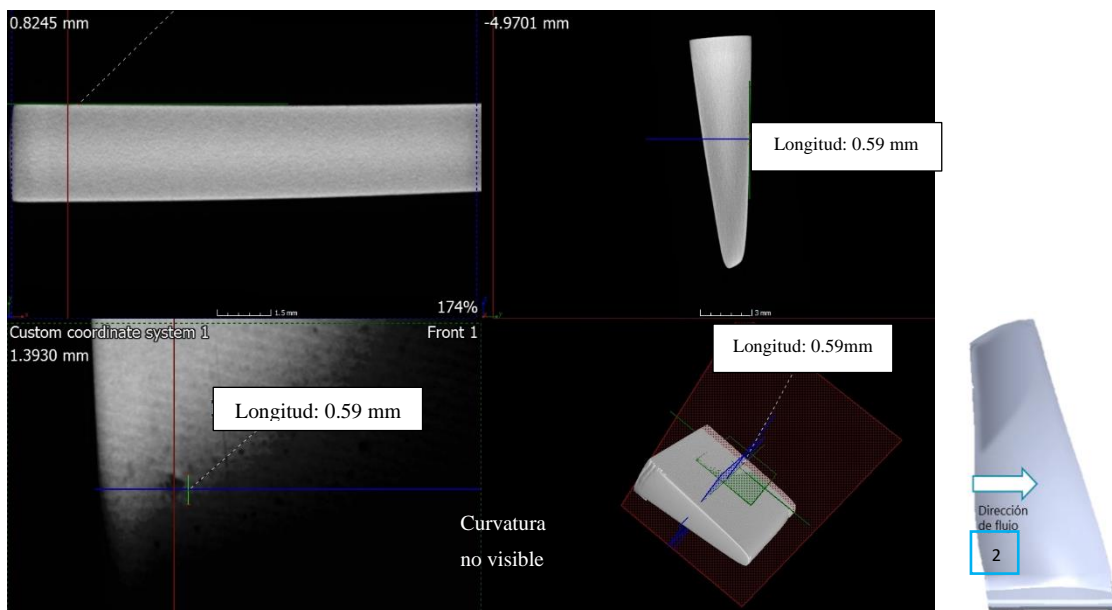


Figura 91. TC zona cercana a la raíz del álabe. a) Sección transversal. b) Sección transversal vertical. c) Daños en la superficie. d) Posicionamiento de los planos.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

Lo antes mencionado también se ve reflejado en la zona cercana a la raíz del álabe mostrado en la Figura 91 a) y b), donde la estructura interna del sustrato no se ve afectada. En la Figura 91 c) se encuentran posibles cavidades de 0.59 mm de largo. La Figura 91 d) muestra los planos analizados.

La superficie dañada en la Figura 92 y en la Figura 93, muestra mecanismos de erosión de microdesgastes y microcorte con microcavidades alargadas de 0.3 mm para la zona de la punta del álabe y de 0.43 mm en la zona cercana a la raíz.

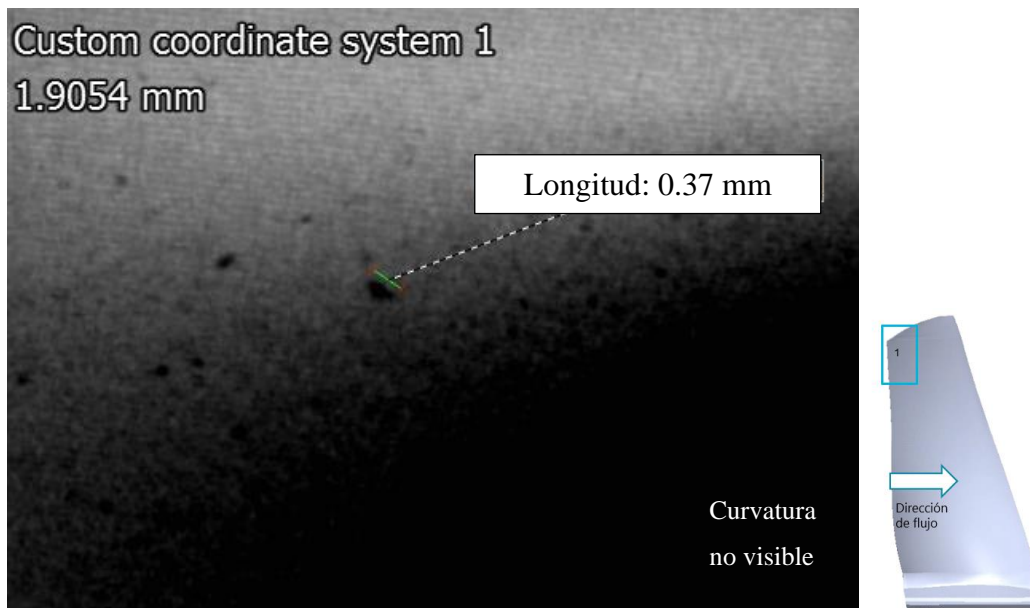


Figura 92. Daños en la superficie del recubrimiento, TC (zona de la punta del álabe).

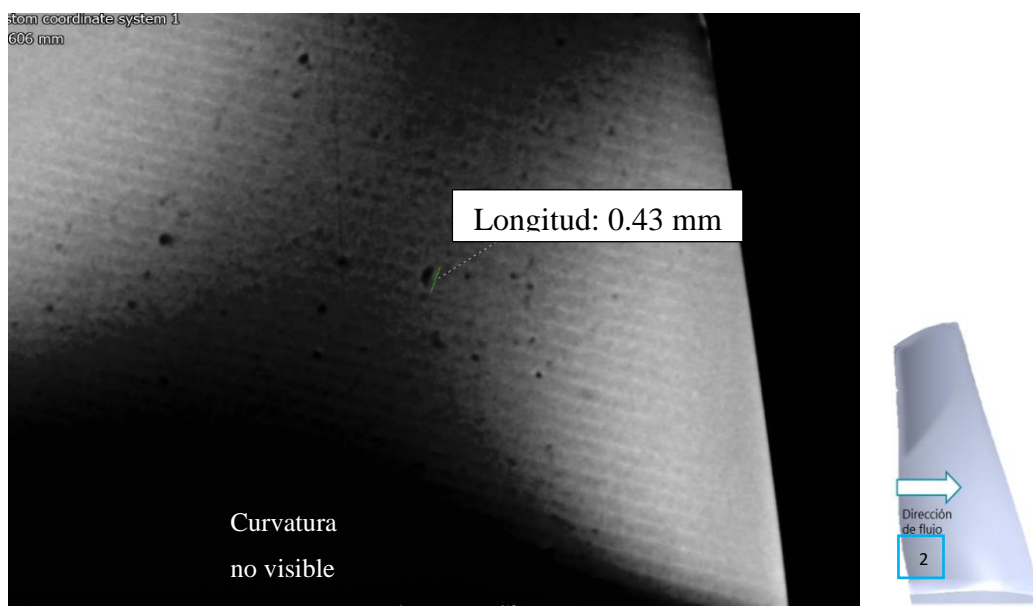


Figura 93. Daños en la superficie del recubrimiento, TC (zona cercana a la raíz del álabe).

El borde de ataque se encuentra severamente dañado, con cambios en su perfil aerodinámico por falta de material debido a la dirección del flujo, mostrado en la Figura 94 para la sección de la punta, que refleja una gran cantidad de impactos por partículas, lo que podría afectar seriamente su comportamiento dinámico.

En la Figura 95, se refleja el mismo cambio de perfil aerodinámico debido a falta de material en el borde de ataque y con una cavidad de 0.21 mm de profundidad.

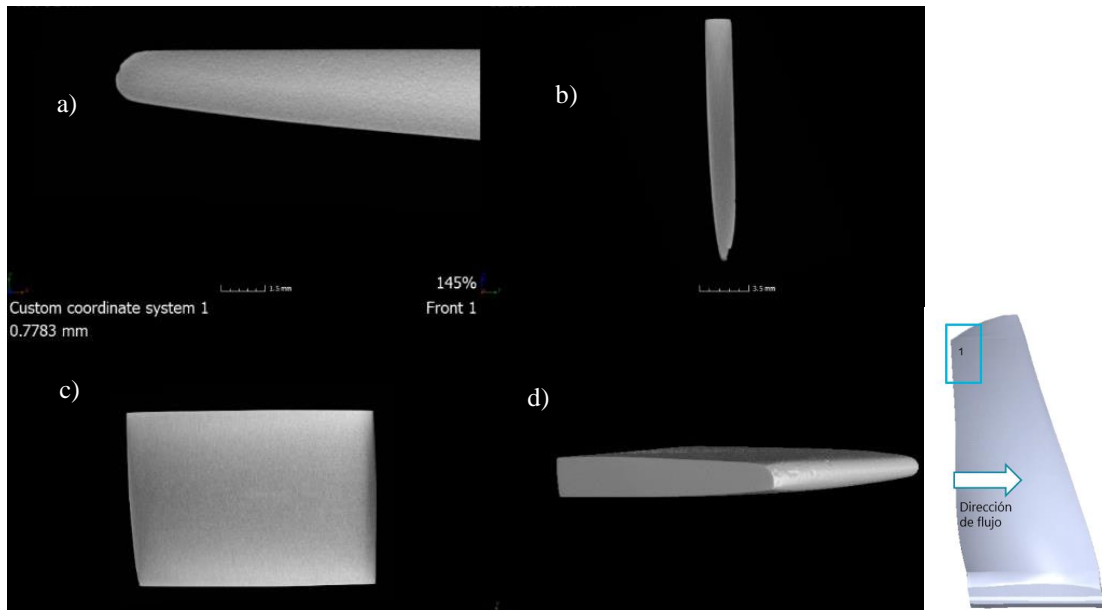


Figura 94. Borde de entrada erosionado, TC (zona de la punta del álabe).

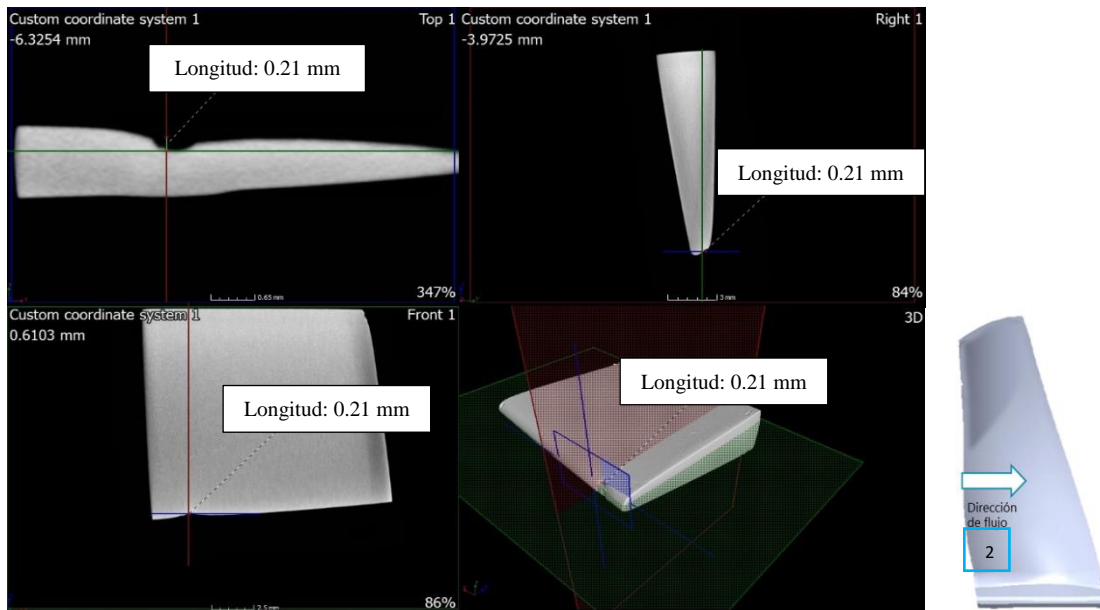


Figura 95. Borde erosionado, TC (zona cercana a la raíz del álabe).

5.9 Microscopía óptica

Se realizó la caracterización por MO en la raíz del álabe. Siendo una zona poco expuesta a esfuerzos, se espera encontrar una microestructura de referencia, Figura 96 [41]. Los resultados del estudio por microscopía del material objeto de estudio se muestran en la Figura 97. Al respecto, en la referencia [41] se describió que la ocurrencia de granos alargados, como los observados en la Figura 96, podría obedecer a un modo de falla por fatiga. Así mismo, es importante decir que los granos de color gris claro corresponden a la fase α y la estructura laminar corresponde a la fase $\alpha+\beta$, ambas características del sistema de aleación Ti-6Al-4V. De igual forma, este tipo de estructura es resistente a la fatiga de alto ciclo (HFC) [41].

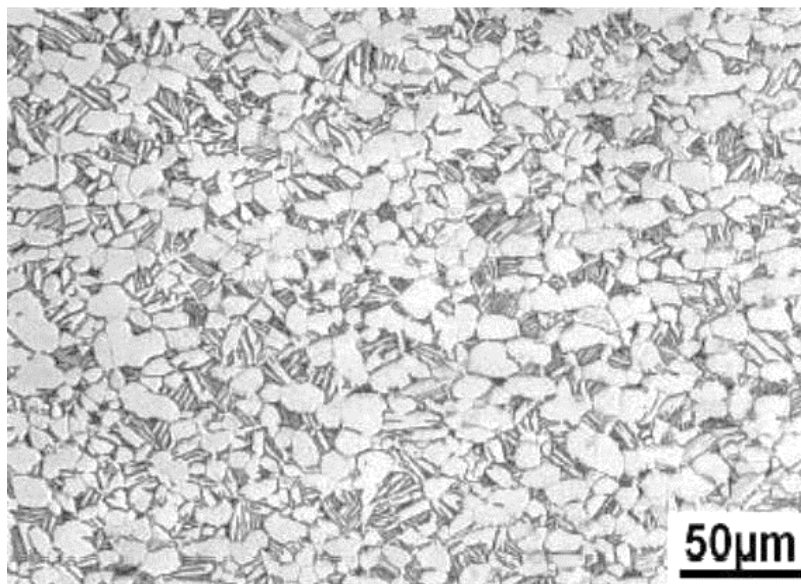


Figura 96. Microestructura Ti-6Al-4V [41].

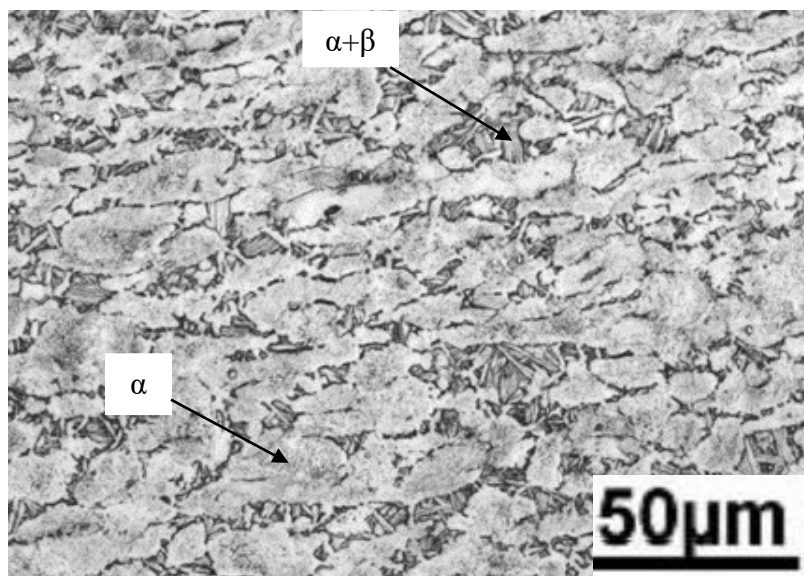


Figura 97. Microestructura de la raíz del álabe obtenida por MO.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

5.10 Caracterización por microscopía electrónica de barrido

Por medio de la técnica MEB se analizó la zona de la raíz del álabe, donde es posible visualizar un recubrimiento con una interfaz color brillante hacia el sustrato, mostrado en la Figura 98 a). Además, se realizaron análisis puntuales para encontrar los elementos presentes en el material, en la Figura 98 b) se indican los elementos presentes en el sustrato en donde se aprecia Ti, Al y V. Mientras que en el recubrimiento se encontró solo Al y Ti mostrado en la Figura 98 c).

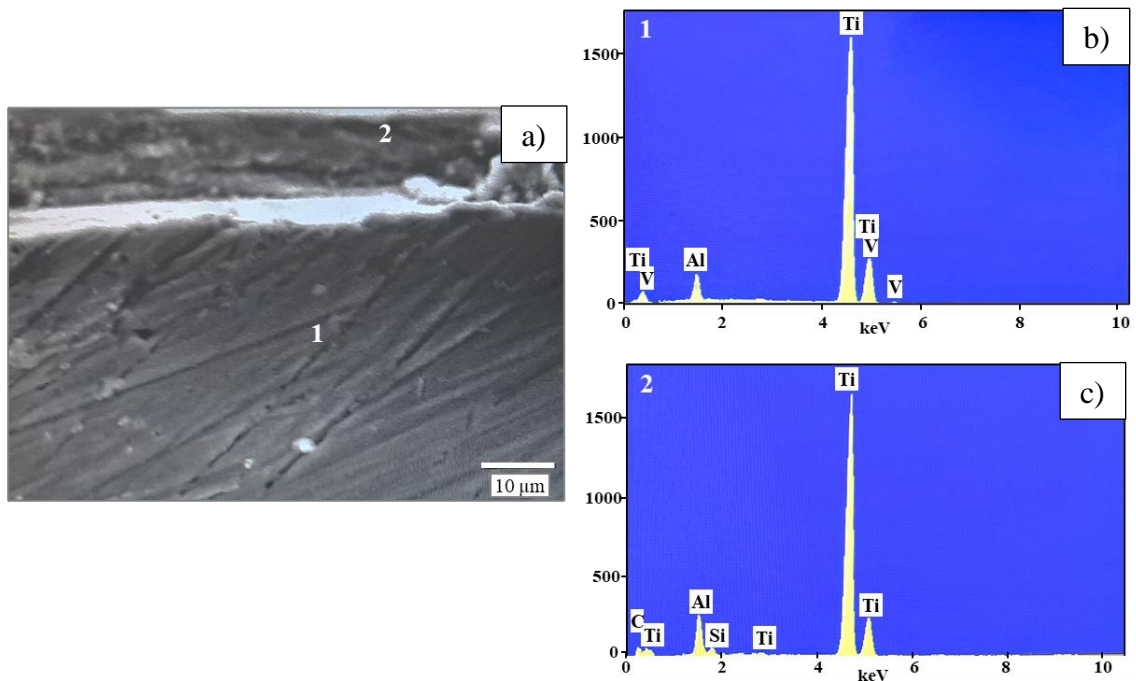


Figura 98. SEM Ti-6Al-4V a) Micrografía. b) Elementos presentes en el sustrato. c) Elementos presentes en el recubrimiento.

Conclusiones

- Se desarrolló efectivamente una metodología experimental para medir las frecuencias naturales en el álabe por medio de señales acústicas.
- Se validó el modelo computacional desarrollado, comparando resultados de análisis modal numérico en condiciones libre-libre, afirmando así, que el modelo numérico desarrollado representa el comportamiento dinámico del álabe.
- Mediante el análisis estructural se obtuvo un valor de esfuerzo máximo de 100 MPa debido a la fuerza centrífuga y el empuje sobre el álabe, el cual está por debajo de su límite elástico. El esfuerzo máximo se ubica en la zona media baja del álabe donde se observa un gran torcimiento de la geometría. El máximo desplazamiento total del es de 9 mm, en la punta del álabe, en el borde de entrada.
- Por medio del diagrama de Campbell se encontraron tres velocidades críticas del motor a 1650, 3600 y 5700 RPM, por lo que se tiene que procurar no mantener estas velocidades por tiempos prolongados para evitar fallas por resonancia.
- En referencia a los resultados de la inspección visual, se identificó que el álabe presentó algún tipo de ataque químico, debido a los cambios de color observados en su superficie. También, se observó erosión y desgaste superficial, particularmente en los bordes de ataque del componente en forma de picaduras con diferentes morfologías, en mayor proporción en las zonas de mayor ángulo de torsión y en la raíz del componente debido a la sujeción del álabe.
- Mediante tomografía computarizada de rayos X se identificaron grietas en la superficie del álabe, las cuales evidencian erosión por partículas impactadas que ocasionaron picaduras circulares, probablemente por impactos a 90°. Así mismo, se observaron microcortes en el recubrimiento confirmando la ocurrencia de impactos a bajo ángulo, cuya morfología podría ser evidencia de abrasión. Adicionalmente, se identificó un cambio en la geometría del perfil aerodinámico, que podría afectar la interacción con el flujo durante la operación de servicio de la turbina. No se observó evidencia de agrietamiento interno al interior del álabe (en el sustrato).
- Los resultados obtenidos por microscopía óptica muestran que el tipo de aleación base Titanio es $\alpha + \beta$. Por tanto, no es de extrañar que se obtengan diferentes valores de microdureza Vickers a lo largo de la sección longitudinal del componente, debido a cambios en el tamaño de grano α que se producen como consecuencia de las condiciones de funcionamiento en servicio de la turbina.

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

- Por medio de la técnica MEB se observó un recubrimiento de Ti y Al aproximadamente de 10 μm , el sustrato esta compuesto por Ti, Al y V.

Referencias

- 1 Mazur, Z., Luna-Ramírez, A., Juárez-Islas, J., & Campos-Amezcu, A. Failure analysis of a gas turbine blade made of Inconel 738LC alloy. *Engineering Failure Analysis*, 12(3), 474-486 (2005).
- 2 Ade Irfansyah, Analisis Numerik Bilah Kipas Mesin Turbofan TAY650-15 yang Mengalami Retak Menggunakan Metode Elemen Hingga, *Jurnal Penelitian Maret*, 3, No.1 (2018).
- 3 Javier A. Vargas, José E. Wilches, Humberto A. Gómez, Jovanny A. Pacheco, Roque J. Hernandez. Analysis of catastrophic failure of axial fan blades exposed to high relative humidity and saline environment. *Engineering Failure Analysis* (2015).
- 4 Nabarro, F.R.N, Raftnig in superalloys, *MMTA*, 27., 513 (1996).
- 5 M.Nikhamkin, B.Bolotov. Experimental and Finite Element Analysis of Natural Modes and Frequencies of Hollow Fan Blades. *Applied Mechanics and Materials* Vol. 467 (2014).
- 6 R.K. Nalla, B.L. Boyce, J.P. Campbell, J.O. Peters, and R.O. Ritchie. Influence of Microstructure on High-Cycle Fatigue of Ti-6Al-4V: Bimodal vs. Lamellar Structures. *Metallurgical and Materials Transactions A*. Vol 33 A, 899-918 (2002).
- 7 Mukherji, B.P.V & K, Raja & Naresh, G & Rao, V. & Kumar, I.N., An Investigation of Transient Thermal Analysis of 1st Stage Gas Turbine Blade Manufactured by Directional Solidification and Mechanically Alloyed Nickel-Based Superalloys. *International Journal of Advanced Science and Technology*, 85.,17-28 (2015).
- 8 Sato, A., Moverare, JJ, Hasselqvist, M. y Reed, RC On the Mechanical Behavior of a New Single-Crystal Superalloy for Industrial Gas Turbine Applications, *Metallurgical and Materials Transactions*, A, 43 , 2302-2315 (2012).
- 9 Reed, R. The superalloys. Cambridge, UK: *Cambridge University Press*. (2008).
- 10 Caccuri, Vincenzo & Cormier, Jonathan & Desmorat, Rodrigue, γ' -Rafting mechanisms under complex mechanical stress state in Ni-based single crystalline superalloys. *Materials & design*, 131. 487-497 (2017).
- 11 Pollock, Tresa & Tin, Sammy. Nickel-Based Superalloys for Advanced Turbine Engines: Chemistry, Microstructure and Properties, *Journal of Propulsion and Power*, 22. 361-374 (2006).
- 12 Naem, M.T., Jazayeri, S.A., Rezamahdi, N., & Toosi, K.N. Failure Analysis of Gas Turbine Blades, *Materials Science*, (2008).

- 13 A. N. Arkhipov, M. V. Volgina, A. A. Matushkin, Yu. A. Ravikovich y D. P. Kholobtsev. Analysis of the Impact of Fan Blade Geometric Deviations on the Strength Properties. *Russian Aeronautics* , Vol. 62, No. 4, pp. 535–543 (2019).
- 14 Gomez-Mancilla, Julio C & Palacios-Pineda, Luis & López Grijalba, Yunuén. Fatigue Life Consumption for Turbine Blades-Vanes Accelerated by Erosion-Contour Modification, *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, 5.,1144 (2011).
- 15 Sato, A., Moverare, JJ, Hasselqvist, M. y Reed, RC On the Mechaniccal Behavior of a New Single-Crystal Superalloy for Industrial Gas Turbine Applications, *Metallurgical and Materials Transactions*, A, 43 , 2302-2315 (2012).
- 16 Deepanraj, B., Lawrence, P., & Sankaranarayanan, G. (1). Theoretical analysis of gas turbine blade by finite element method. *Scientific World*, 9(9), 29-33 (2011).
- 17 Fretting fatigue crack analysis of the turbine blade from nuclear power plant Xue F., Wang Z.-X., Zhao W.-S., Zhang X.-L., Qu B.-P., Wei L. *Engineering Failure Analysis*, 44 , pp. 299-305 (2014) .
- 18 Somashekar , Prem Chand , Chandrashekar K , Sachin, Design and Structural Analysis of Turbine Blade. *Research in Applied Science and Engineeing Technology*, 5., 1572-1578 (2017).
- 19 Kushan, Melih & Çevik, Sinem & Uzunonat, Yagiz & Diltemiz, S.. ALLVAC 718 Plus Superalloy for Aircraft Engine Applications. 10.5772/38433. (2012).
- 20 Pushing the envelope. Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, John H. Glenn Research Center's Educational Programs Office. (2007).
- 21 Valbona Ernest, El motor de turbina, CEDSA (2011)
- 22 Liu, Feng & William, SirignanoTurbojet and Turbofan Engine Performance Increases Through Turbine Burners. *Journal of Propulsion and Power*, 17., 695-705 (2001).
- 23 Reed, R. The superalloys. Cambridge, UK: *Cambridge University Press* (2008).
- 24 Rani, S., Dr. (n.d.). Common failures in gas turbine blade: a critical review. *International journal of engineering sciences & research technology*, 7(3), 799-803 (2018).
- 25 Mattingly, J. and Von Ohain, H. Elements of gas turbine propulsion. New Delhi (India): *McGraw-Hill Education* (2014).
- 26 G 76 Standard Test Method for Conducting Erosion Tests by Solid Particle Impingement Using Gas Jets, *ASTM International*, West Conshohocken, PA, (2018).

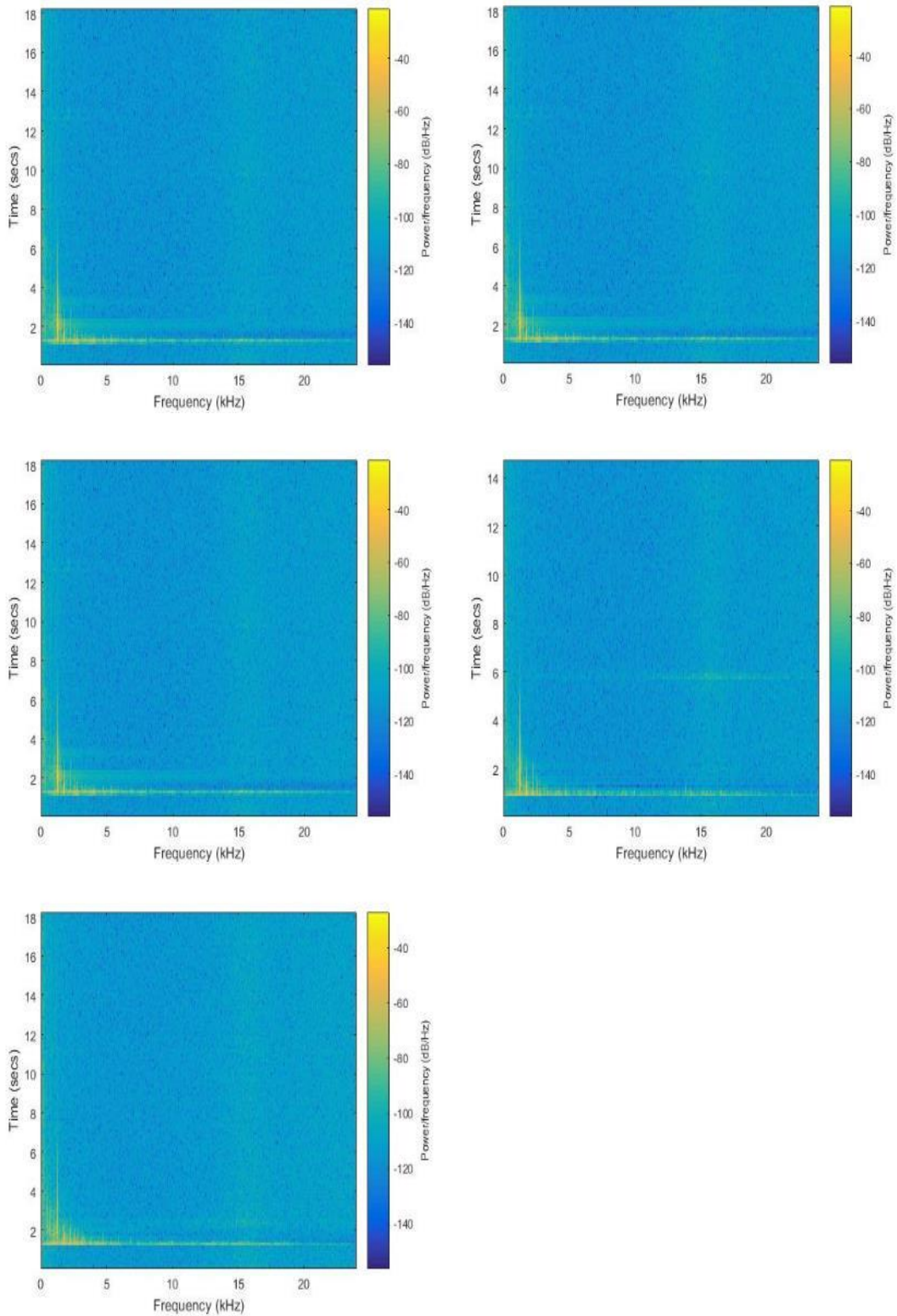
- 27 Pang H.T., Reed P.A.S., “Microstructure effects on high temperature fatigue crack initiation and short crack growth in turbine disc nickel-base super-alloy Udimet 720 Li”, *Materials Science and Engineering*, 448, 67-79 (2007).
- 28 ASM Handbook Volume 18. “Wear”. *ASM International Materials*, Park Ohio, 10th Edition (1990).
- 29 E Hutchings I.M. “Tribology Friction and Wear of engineering Materials”. Edward Arnold U.K. 1 st Edition. pp 133, 134, 135, 150-152, 171- 173, 175.177, 182-186, 194 (1992).
- 30 Treviño Acevedo Álvaro M. Tesis de Maestría “Desarrollo de una metodología para pruebas de erosión”. FIME-UANL, México (2004).
- 31 Levy Alan V. “Solid Particle Erosion and Erosion-Corrosion of Materials”. *ASM* pp 1,4,11,66,67 (1995).
- 32 Sedano C, Tesis Doctoral. SEPI, ESME. 2017.
- 33 G. Grant and W, Erosion Prediction in Turbomachinery Resulting from Environmental Solid Particles. Takeoff, *Journal of Aircraft* 12:5, 1975. doi: 10.1016/j.jpapr.2014.05.001 (1975).
- 34 Nicholls, J. & Wellman, R. Erosion and Foreign Object Damage of Thermal Barrier Coatings. *Materials Science Forum - Mater Sci Forum*. 251-254. (1997).
- 35 Mang, T., Bobzin, K., & Bartels, T. *Industrial tribology: Tribosystems, friction, wear and surface engineering, lubrication*. Weinheim: Wiley-VCH, (2011).
- 36 Such and Saka Bhushan, Bharat and Gupta, B. K *Handbook of Tribology Materials, Coatings and Surface treatments*. pp 2.1, 2.10, 2.13, 2.16, 2.17, 2.19, 2.20, 2.29.
- 37 H. Choen, GFC. Rogers y HIH. Saravanamutto. *Gas Turbine Theory*. 4ta ed., p. 305 – 373. T. J. Press. (1996).
- 38 Gamero Jose M. *Diagnostico de fallas basado en vibraciones*. LAPEM, Comisión Federal de Electricidad CTM (2017).
- 39 Yunuén López Grijalba, *Determinación de las fuerzas inducidas por el flujo que actúan sobre el álabe móvil de la primera etapa de la turbina FT-4C1*, p. 31-51, Instituto Tecnológico de Pachuca, México (2011).
- 40 Emerson Process Management Asset Optimization, CSI 2130 Machinery Health™ Analyzer, Product Data Sheet, V-2130MHA-042512 (2012).
- 41 Gerd Lütjering, James C. Williams, *Titanium Engineering Materials and Processes*, Springer Science & Business Media, (2007).

- 42 Baker H., ed.: Alloy Phase Diagrams, ASM Handbook, Vol. 3, ASM, Materials Park, USA, (1992)
- 43 ASTM F136-13, Standard Specification for Wrought Titanium-6Aluminum-4Vanadium ELI (Extra Low Interstitial) Alloy for Surgical Implant Applications (UNS R56401), ASTM International, West Conshohocken, PA (2013).
- 44 Kumar S., T.S.N. Narayanan S. , Sundara G. Raman, S.K. Seshadri, Thermal oxidation of Ti6Al4V alloy: Microstructural and electrochemical characterization, *Materials Chemistry and Physics*, Volume 119, Issues 1–2, (2010).
- 45 S. S. Bhavikatti. Finite Element Analysis. 1ra ed., p. 1 – 7. New Age International Publishers, New Delhi (2005).
- 46 Vázquez, Manuel, López, Eloisa, El método de elementos finitos aplicados al análisis estructural,. Madrid: Noela, D.L (2001).
- 47 G. S. Oliver. Caracterización dinámica de un álabe enfriado de la primera etapa de turbine de gas. Instituto Tecnológico de Pachuca, México (2012).
- 48 8-Axis QuantumS FaroArm / ScanArm V2FARO Technologies, Inc. | 250 Technology Park | Lake Mary, FL 32746 U.S.A. SFDC_04MKT_477 (2020).
- 49 Analizador CSI 2140 Machinery Health.Guía de inicio rápido MHM-97430-ES, Rev 2(2016).
- 50 The MathWorks, Inc,FFT, <https://la.mathworks.com/help/matlab/ref/fft.html> (2020).
- 51 American Society for Metals, Metals Handbook, Vol. 10, MaterialsCharacterization, 9ht ed., American Society for metals, EUA, (1986).
- 52 Petzow, G., Carle, V., & Harnisch, U. Metallographic etching: Techniques for metallography, ceramography, plastography. Materials Park: ASM International (1999).
- 53 Emerson Process Management, Manual de referencia 2130 RBMCONSULTANT Pro, (2010).
- 54 Donald R Askeland, Ciencia e Ingeniería de los materiales, Tercera Edición (2011).
- 55 Amelinckx, S. & Dyck, Dirk & Landuyt, J. & Tendeloo, G. Handbook of Microscopy: Handbook of Microscopy, Volumen 1. (2008).
- 56 P. J. Fox and McDonald's. Introduction to fluid mechanics, 8va ed., p. 235 - 276, Jhon Wiley & Sons, INC, New York (2011).
- 57 ANSYS. Fluent Theory Guide, ANSYS, Inc. Products 16.

- 58 A. Sayma. Computational Fluid Dynamics, Ventus Publishing ApS, Denmark, 1ra ed., p. 19 – 32, (2009).
- 59 Wilson, NJ. "Developing the Rolls-Royce Tay." Proceedings of the ASME 1988 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition. Volume 2: Aircraft Engine; Marine; Microturbines and Small Turbomachinery. Amsterdam, The Netherlands. June 6–9, V002T02A017. ASME. <https://doi.org/10.1115/88-GT-30> (1988).
- 60 P. Boyce, Rotor Dynamics in Gas Turbine Engineering Handbook (Fourth Edition), (2012).
- 61 Lu, W.; Huang, G.; Xiang, X.; Wang, J.; Yang, Y. Thermodynamic and Aerodynamic Analysis of an Air-Driven Fan System in Low-Cost High-Bypass-Ratio Turbofan Engine, (2019).
- 62 L.F. Liao, D. Li, Y. Cao, L.Y. Yang, Y.Y. Chen, Topology Optimization Method Research on Hollow Wide-Chord Fan Blade of a High-bypass Turbofan Engine J. MENG, *Procedia engineering* , 99., 1228 – 1233 (2015)

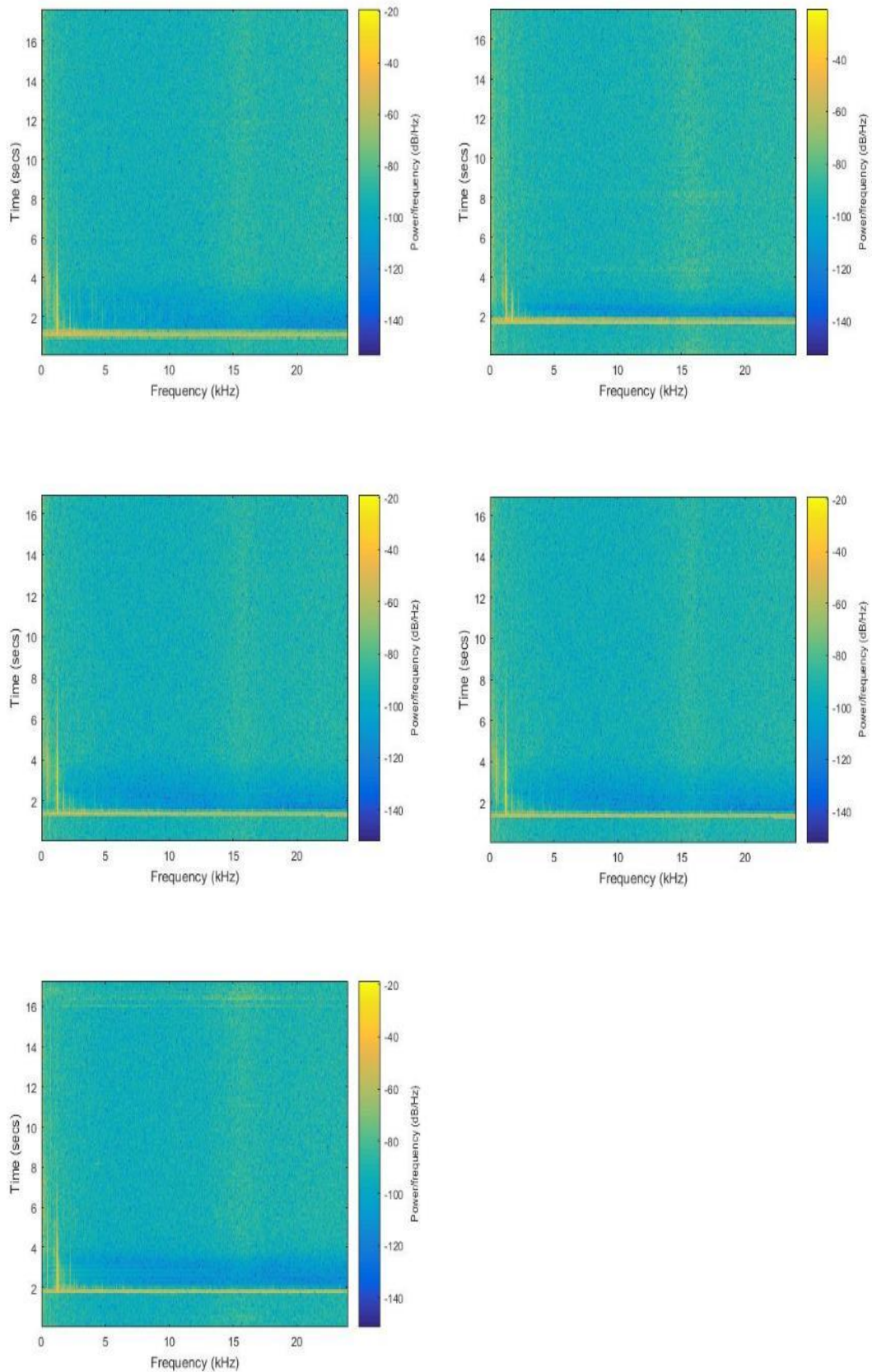
Anexo 1 Gráficas de frecuencias naturales de álabe de ventilador, obtenidas experimentalmente

A 1.1 Espectros de frecuencias del álabe obtenidos con percutor de metal



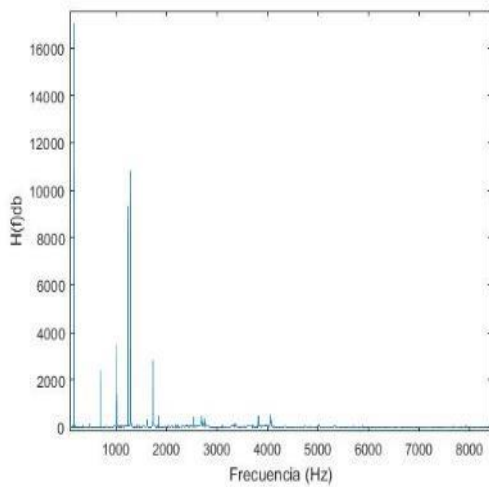
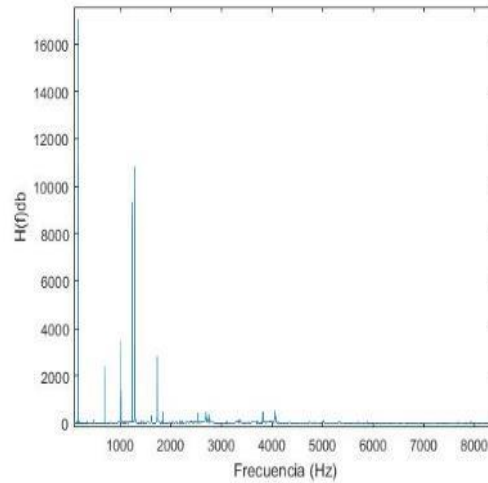
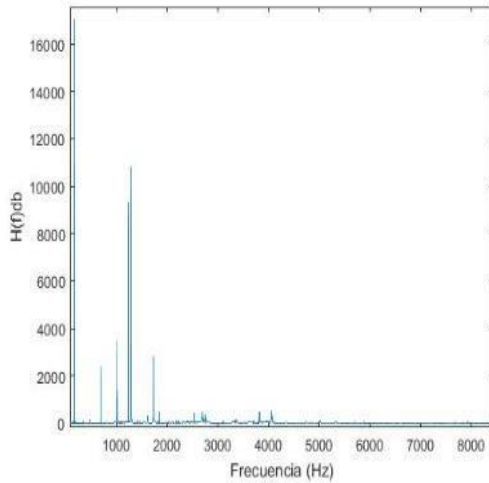
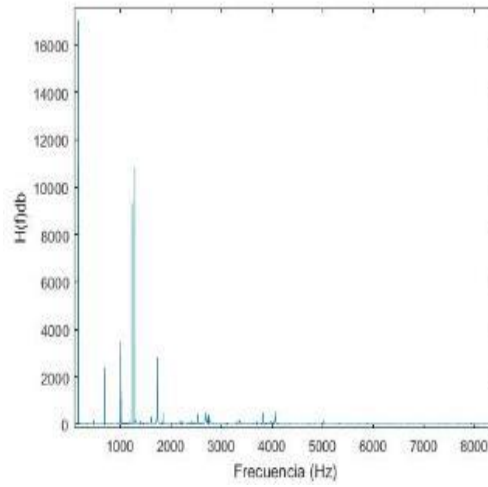
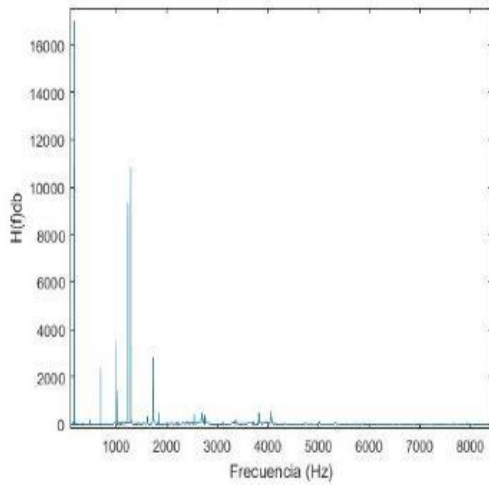
“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.2 Espectros de frecuencias del álabe obtenidos con percutor de madera



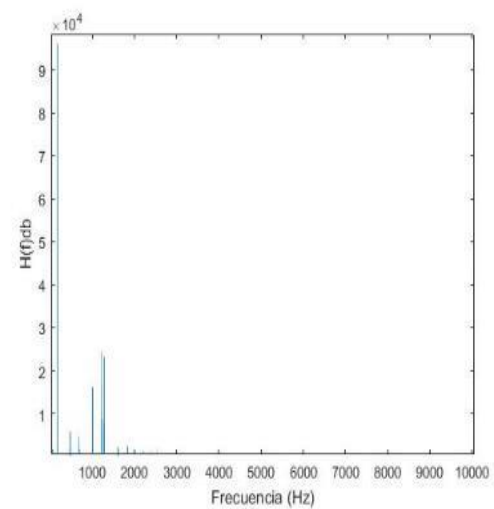
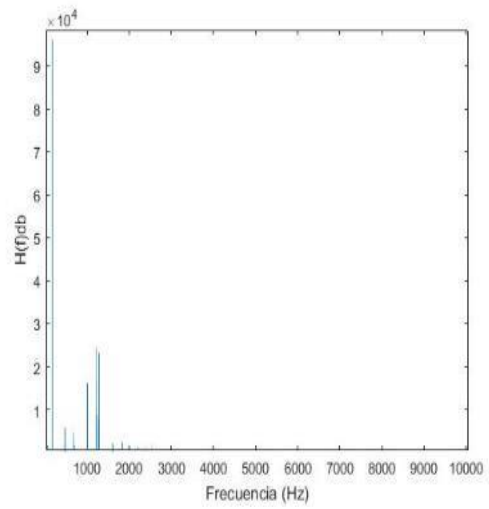
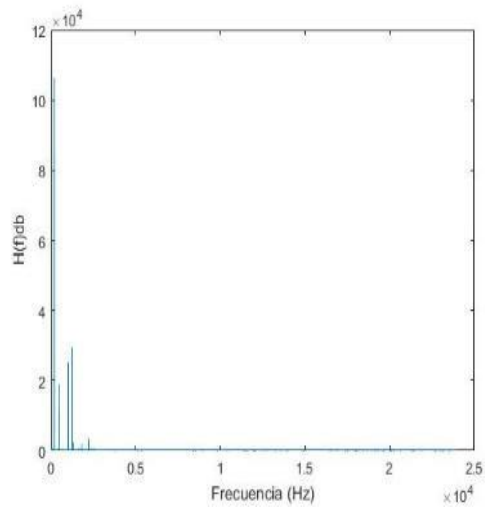
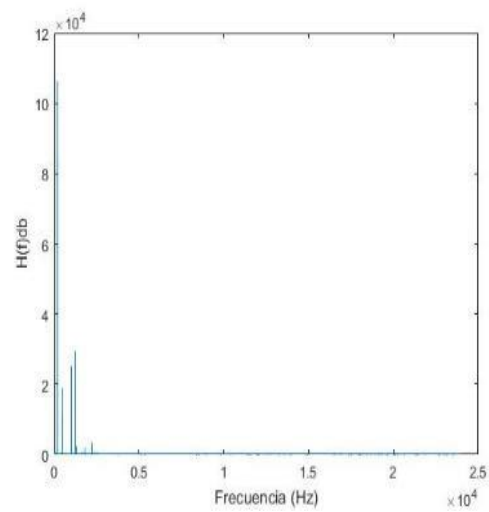
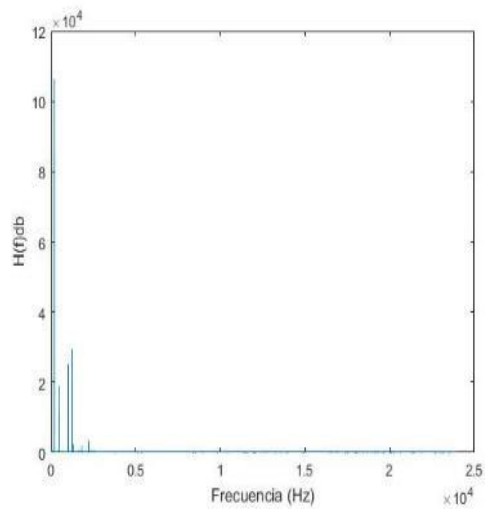
“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.3 Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de metal



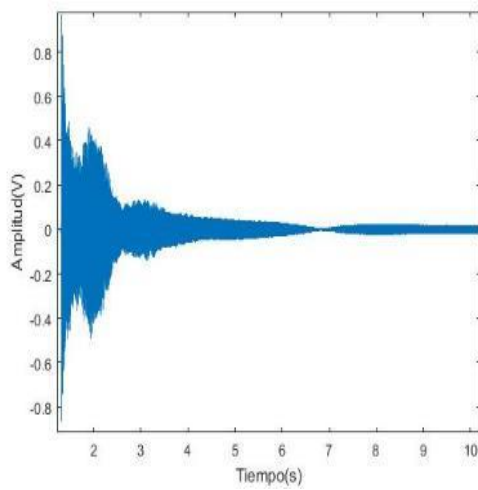
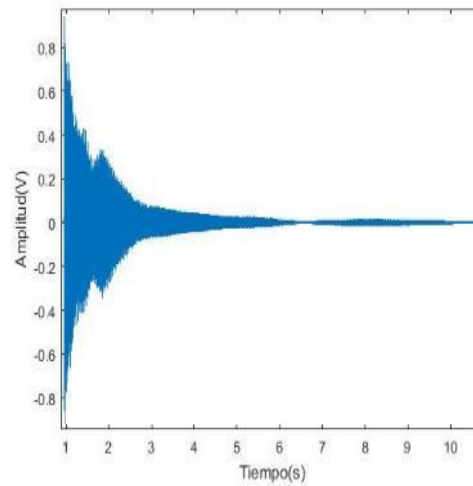
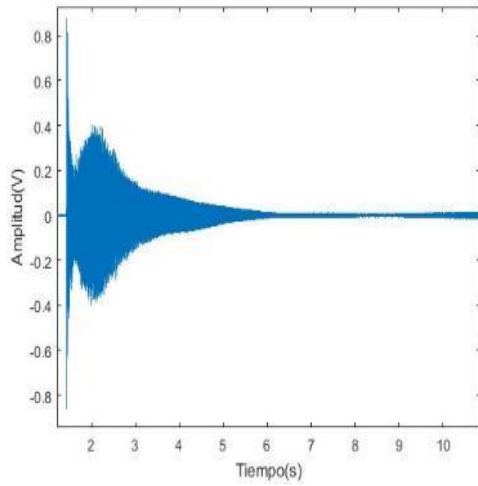
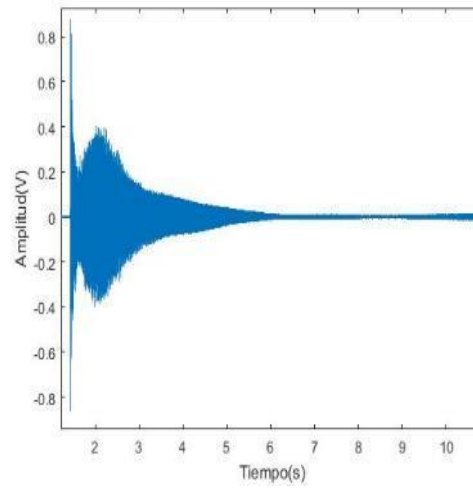
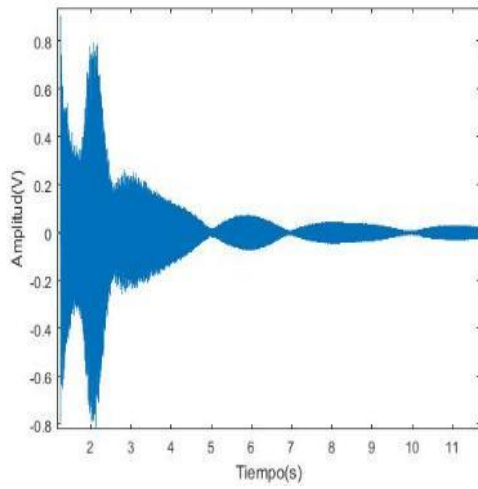
“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.4 Transformada de Fourier de la señal del álabe con percutor de madera



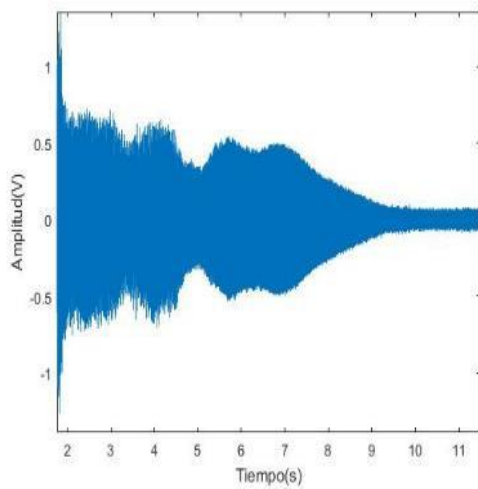
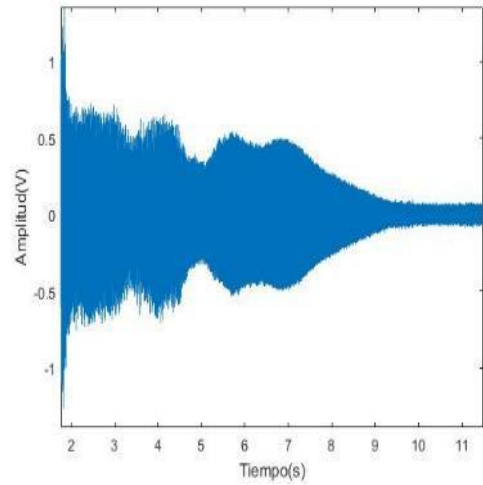
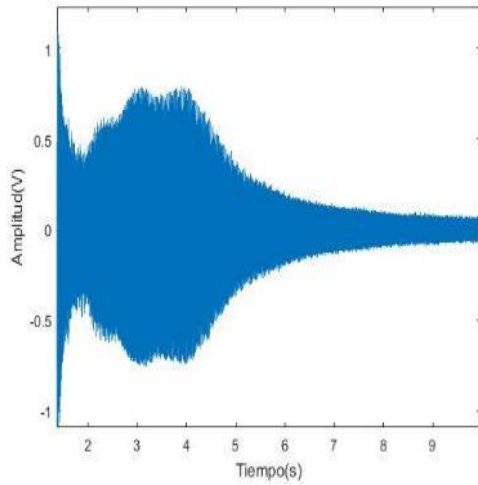
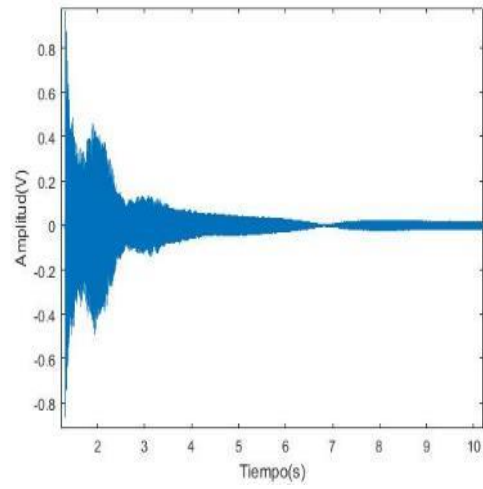
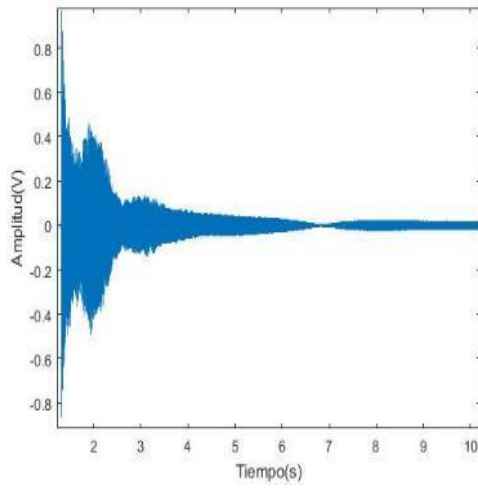
“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.5 Señal con percutor de metal en función del tiempo.

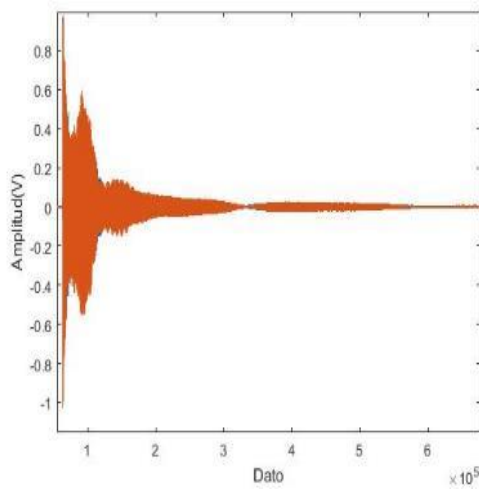
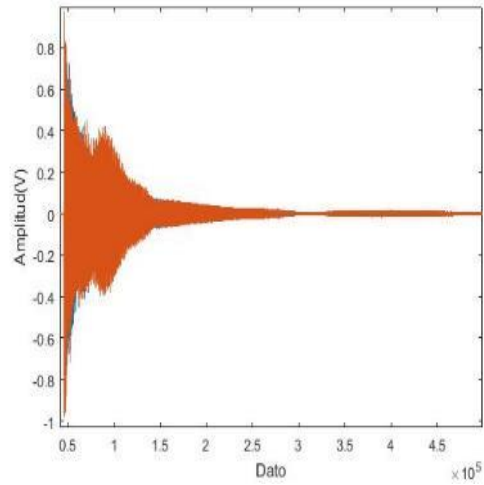
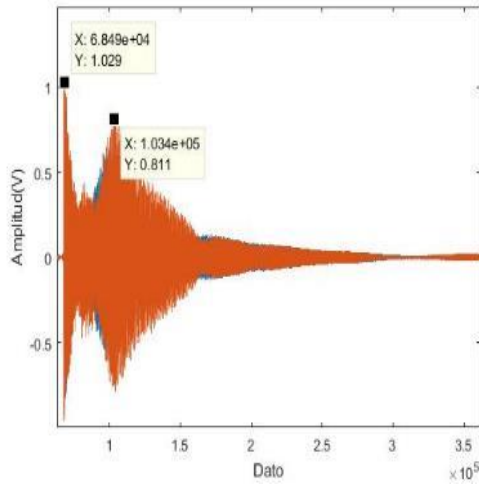
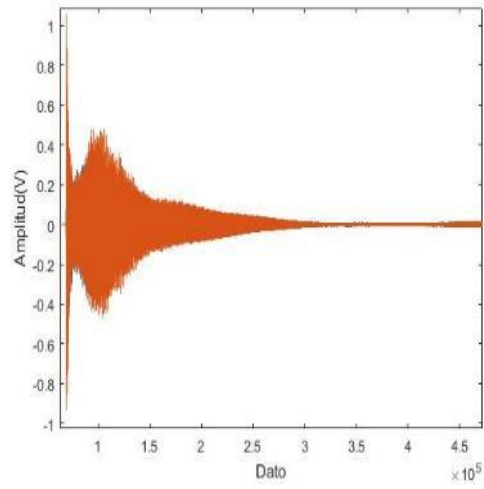
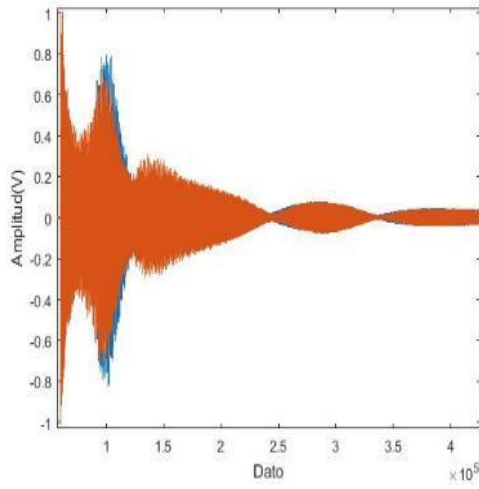


“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabo propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

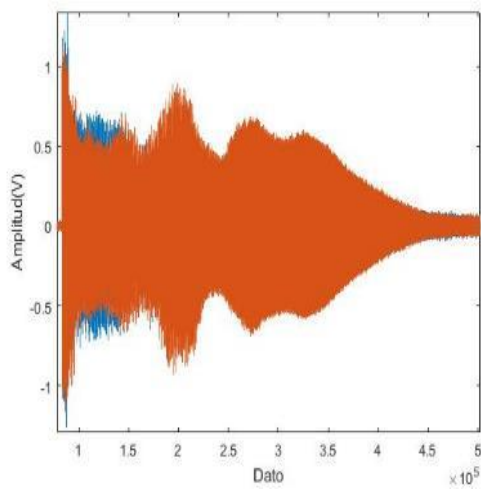
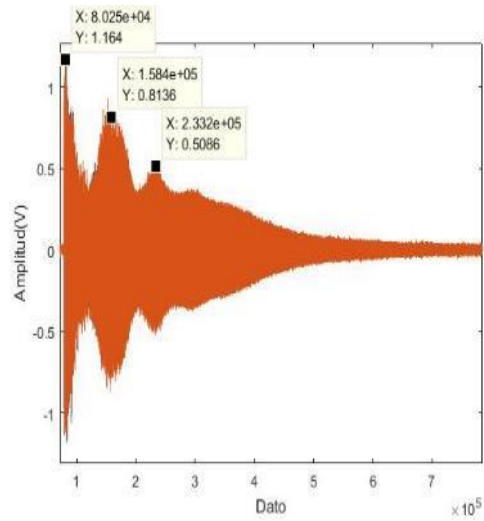
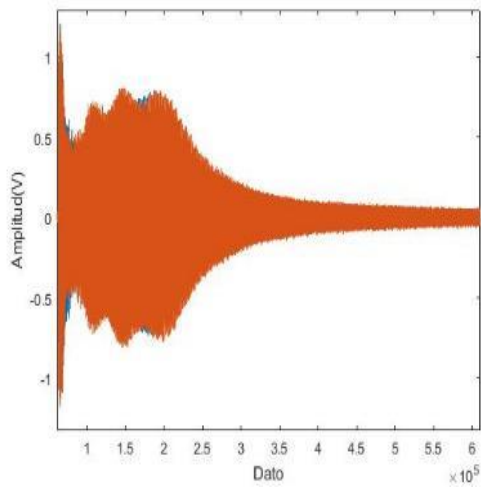
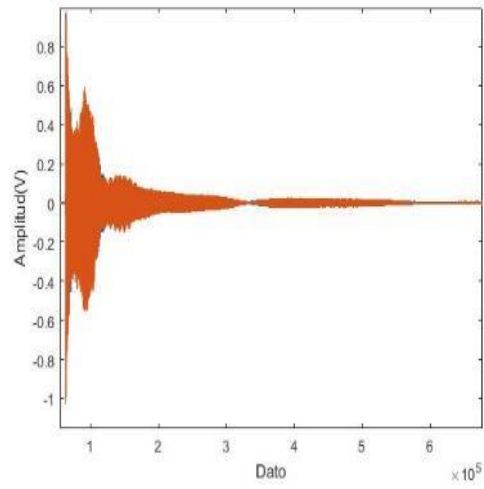
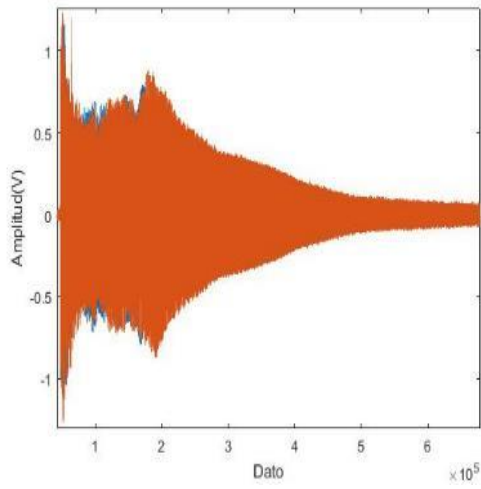
A 1.6 Señal con percutor de madera en función del tiempo.



A 1.7 Señal con percutor de metal en función al número de dato.

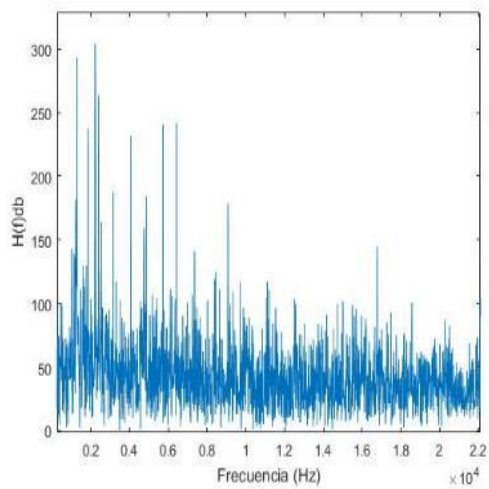
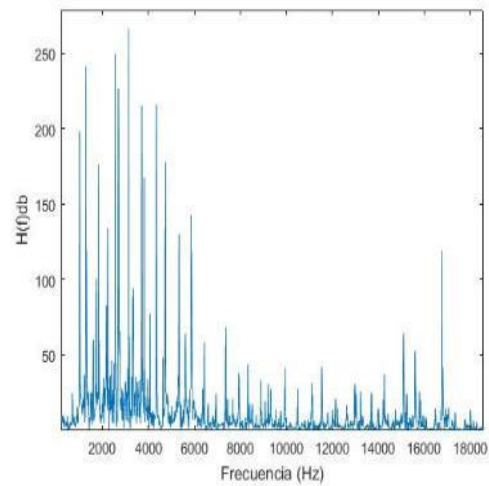
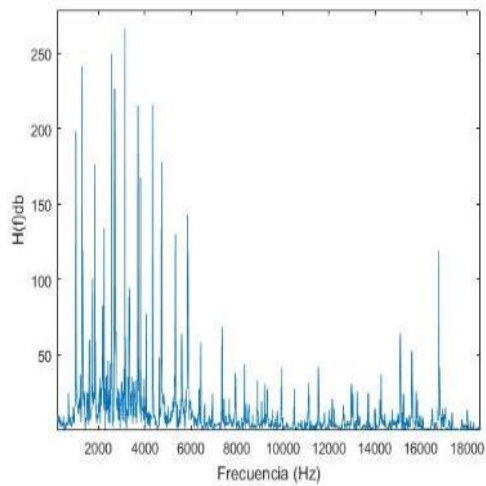
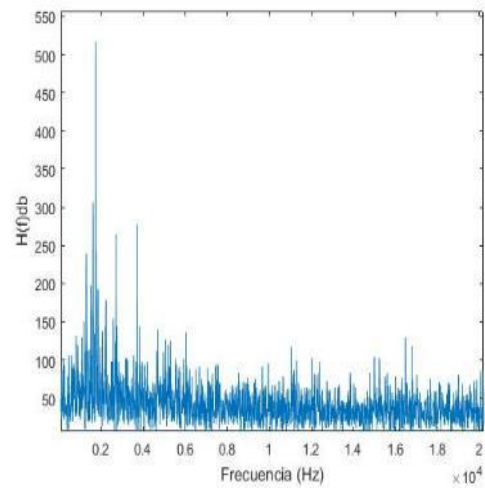
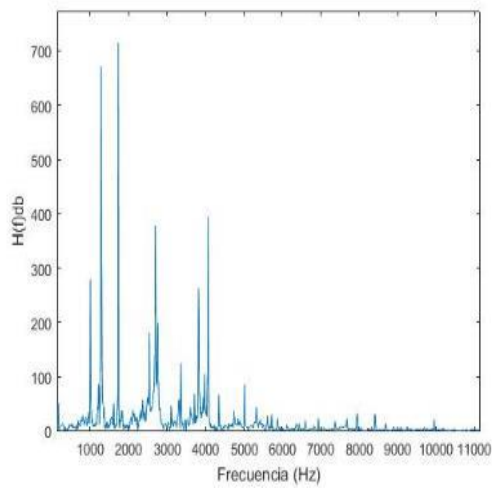


A 1.8 Señal con percutor de madera en función al número de dato.



“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

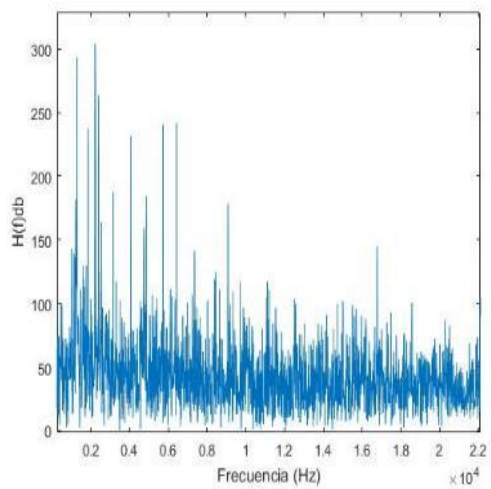
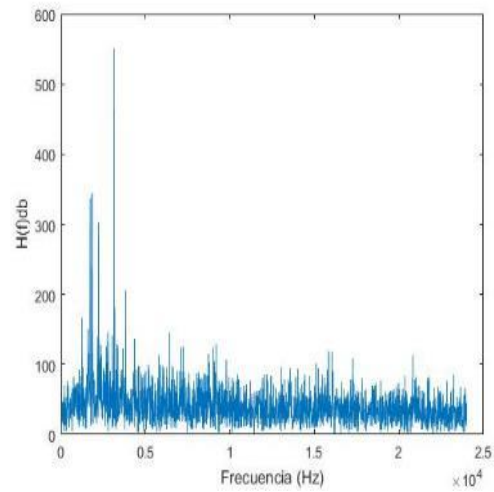
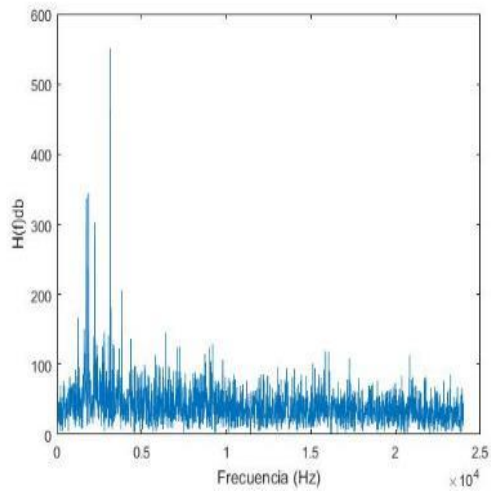
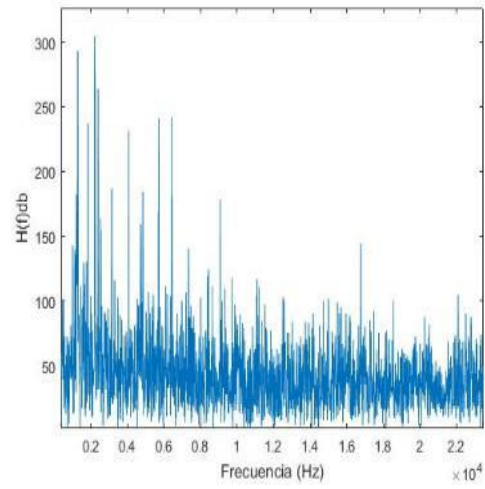
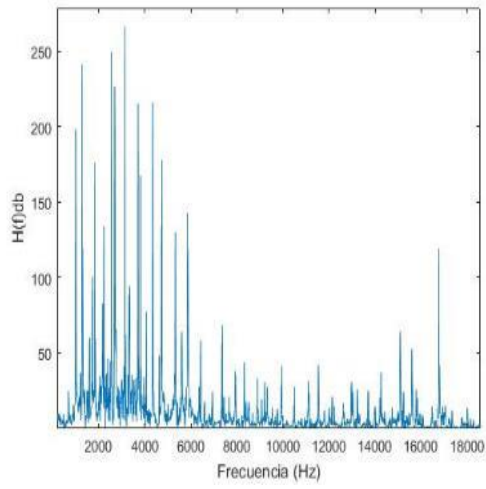
A 1.9 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento 1.



“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.10 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento

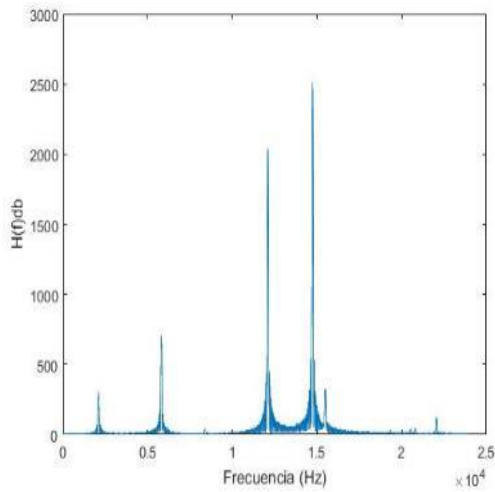
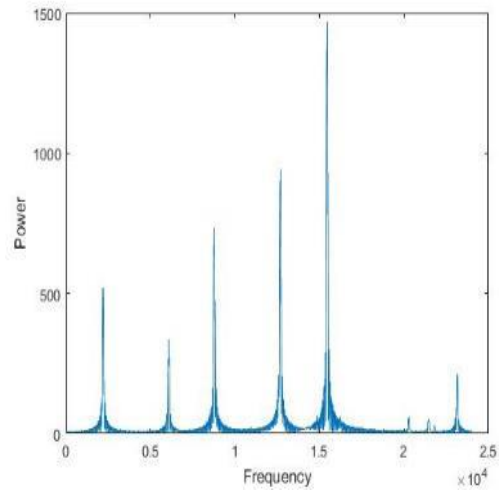
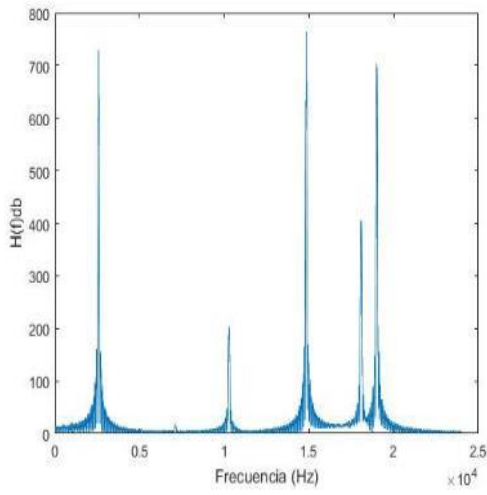
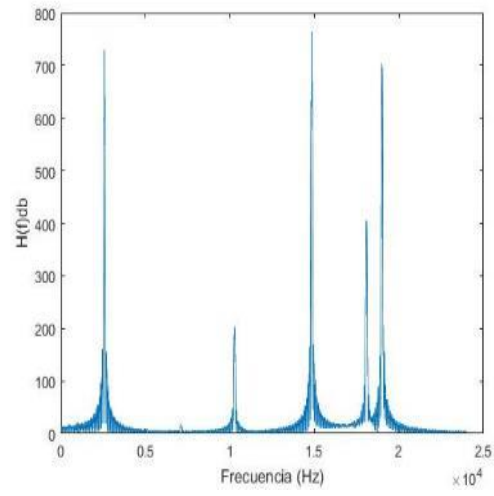
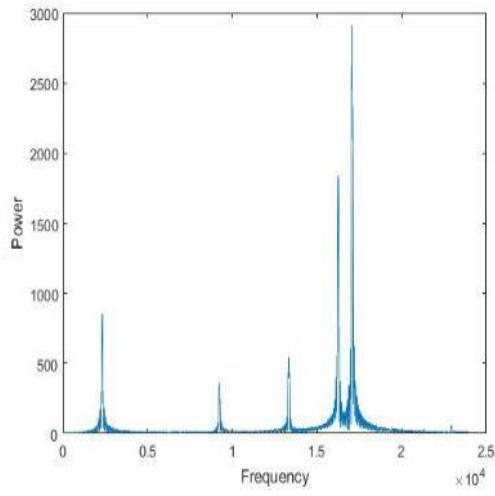
1.



“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.11 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de metal segmento

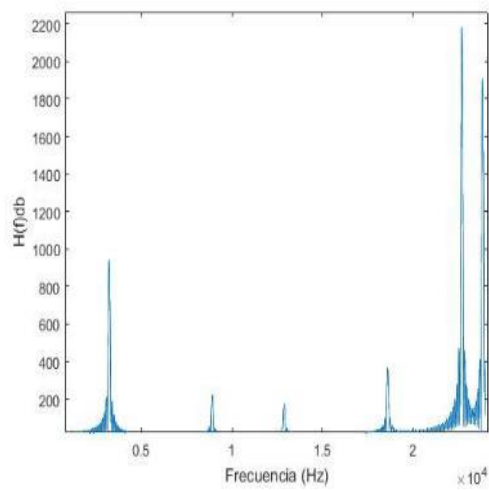
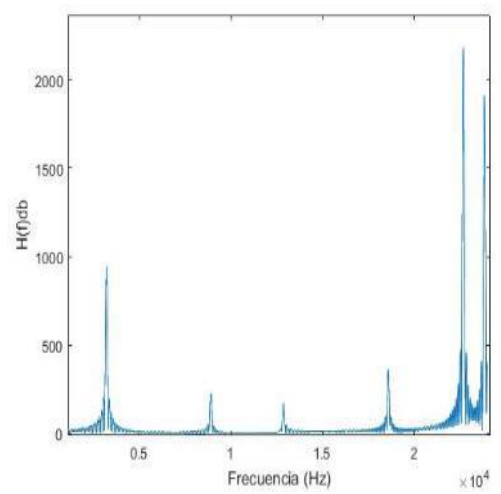
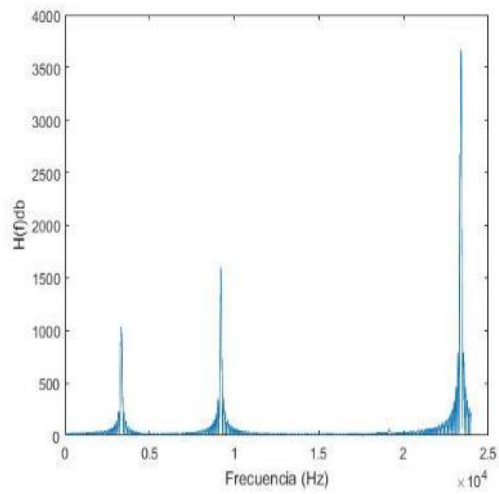
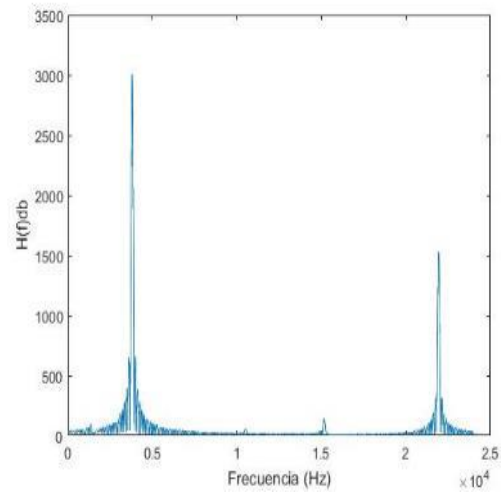
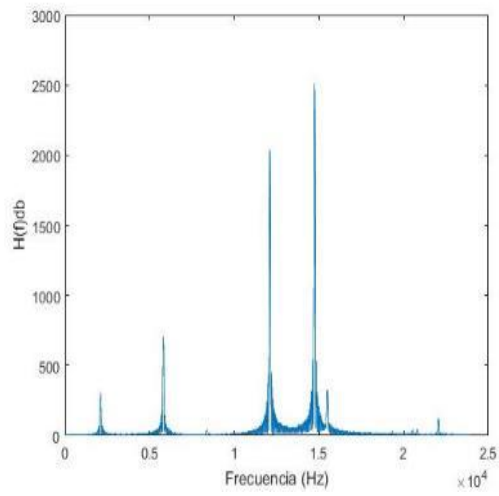
2.



“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 1.12 Transformada de Fourier de señal de álabe con percutor de madera segmento

2.



“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

Anexo 2 Datos de frecuencias naturales de álabe de fan, obtenidas experimentalmente

A 2.1 Valores de Frecuencias en el álabe usando percutor de metal

| s1 | | | | | | s2 | | | | | |
|----------------|--------|------------|-------|------------|--------|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|
| Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | | Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | |
| x | y | x | y | x | y | x | y | x | y | x | y |
| 174.8 | 170000 | 175.8 | 49.99 | 2309 | 857.5 | 174.6 | 14460 | 175.8 | 39.68 | 2566 | 729.7 |
| 699.1 | 2217 | 1008 | 277.9 | 9246 | 3645.5 | 6992 | 1702 | 691 | 25.05 | 10260 | 196.9 |
| 1230 | 9232 | 1289 | 671.8 | 13350 | 505.8 | 1614 | 388.2 | 1008 | 198.2 | 14840 | 757.8 |
| 1293 | 10820 | 1734 | 713.5 | 16250 | 1824 | 1293 | 6761 | 1289 | 240.9 | 18070 | 400.1 |
| 1735 | 2669 | 2543 | 180.7 | 17080 | 2892 | 1294 | 1895 | 1734 | 100.2 | 19000 | 702.9 |
| | | 3363 | 124.7 | | | 1735 | 838 | 1840 | 176.3 | | |
| | | 2695 | 378.1 | | | 2543 | 618.2 | 2180 | 83.03 | | |
| | | 4348 | 65.6 | | | 3715 | 361.9 | 2227 | 134.1 | | |
| | | 3820 | 263 | | | 4349 | 219.1 | 2695 | 226.8 | | |
| | | 4066 | 392.3 | | | 5326 | 213.6 | 3152 | 265.9 | | |
| | | 5016 | 85.71 | | | | | 3715 | 215.3 | | |
| | | 5320 | 43.87 | | | | | 3820 | 166.5 | | |
| | | | | | | | | 4066 | 76.54 | | |
| | | | | | | | | 4746 | 177.6 | | |
| | | | | | | | | 5332 | 130.1 | | |
| | | | | | | | | 5859 | 142.6 | | |
| | | | | | | | | 6434 | 58.13 | | |
| | | | | | | | | 7371 | 67.9 | | |
| | | | | | | | | 8320 | 44.09 | | |
| | | | | | | | | 8906 | 32.2 | | |
| | | | | | | | | 9949 | 41.5 | | |
| | | | | | | | | 11111 | 31.29 | | |
| | | | | | | | | 14260 | 36.91 | | |
| | | | | | | | | 15090 | 64.37 | | |
| | | | | | | | | 15600 | 52.9 | | |
| | | | | | | | | 16710 | 119.5 | | |

| s3 | | | | | | s4 | | | | | |
|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|
| Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | | Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | |
| x | y | x | y | x | y | x | y | x | y | x | y |
| 174.7 | 9283 | 195.8 | 41.63 | 2408 | 211.8 | 174.8 | 6179 | 1008 | 357.1 | 2045 | 93.1 |
| 483.7 | 1310 | 1008 | 194.8 | 6627 | 135.2 | 483.6 | 370.4 | 1230 | 170.5 | 8256 | 187.4 |
| 699.1 | 720.9 | 1230 | 220 | 9615 | 69.25 | 698.8 | 1296 | 1289 | 334.6 | 14460 | 551.1 |
| 1009 | 4569 | 1289 | 418.6 | 13830 | 682 | 1009 | 4755 | 1617 | 138.8 | 11910 | 588.6 |
| 1009 | 4389 | 1734 | 1026 | 16960 | 1902 | 1293 | 6466 | 1734 | 1334 | 14510 | 1185 |
| 1230 | 11220 | 1840 | 531.6 | 17720 | 1530 | 1614 | 594.5 | 1840 | 328.9 | 15230 | 555.6 |
| 1293 | 7674 | 2227 | 426 | 237000 | 62.84 | 1842 | 1020 | 2543 | 119.3 | | |
| 1736 | 2371 | 2543 | 309 | | | 2544 | 368.8 | 2707 | 119.3 | | |
| 1841 | 1942 | 2707 | 315.6 | | | 2225 | 797.2 | | | | |
| 2225 | 255.5 | 3105 | 110.1 | | | 2699 | 472.7 | | | | |
| 2239 | 552.4 | 3152 | 79.76 | | | | | | | | |
| 2701 | 708.9 | 3316 | 325.4 | | | | | | | | |
| 3318 | 482.7 | 3609 | 73.03 | | | | | | | | |
| | | 4066 | 107.4 | | | | | | | | |
| | | 4348 | 55.21 | | | | | | | | |
| | | 4746 | 103.9 | | | | | | | | |
| | | 5332 | 45.29 | | | | | | | | |

| s5 | | | | | |
|----------------|------|------------|-------|------------|-------|
| Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | |
| x | y | x | y | x | y |
| 174.8 | 9337 | 175.8 | 54.07 | 2191 | 520.4 |
| 484 | 1996 | 480.5 | 66.22 | 6082 | 335.1 |
| 698.8 | 4439 | 1008 | 591.3 | 8771 | 728.6 |
| 1230 | 6698 | 1230 | 133.5 | 12690 | 942 |
| 1615 | 1085 | 1617 | 265.7 | 15460 | 1467 |
| 1841 | 2999 | 1764 | 223.6 | 15490 | 931.3 |
| 2184 | 1626 | 1840 | 522.2 | 23160 | 203.4 |
| 2542 | 838 | 2180 | 573.7 | | |
| | | 2402 | 113.9 | | |
| | | 2543 | 229.7 | | |
| | | 3105 | 92.76 | | |
| | | 3105 | 92.76 | | |
| | | 3352 | 61.47 | | |
| | | 4348 | 111.3 | | |

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

A 2.2 Valores de Frecuencias en el álabe usando percutor de madera

| Álabe 1 | | | | | | Álabe 2 | | | | | |
|----------------|--------|------------|-------|------------|-------|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|
| Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | | Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | |
| x | y | x | y | x | y | x | y | x | y | x | y |
| 174.6 | 106300 | 386.7 | 203.2 | 2068 | 248.5 | 174.6 | 83460 | 1289 | 239.7 | 4113 | 163.6 |
| 483.8 | 18580 | 1008 | 480.9 | 5807 | 688.3 | 1009 | 14310 | 1734 | 516.8 | 11470 | 28.23 |
| 1009 | 24880 | 1230 | 47.4 | 12090 | 2006 | 1229 | 4985 | 2695 | 264 | 16510 | 187.7 |
| 1229 | 27110 | 1734 | 210.3 | 14730 | 2481 | 1293 | 2575 | 3715 | 276.3 | 23800 | 162.5 |
| | | 1840 | 449.4 | 15490 | 32407 | 1613 | 6673 | 6047 | 135.5 | | |
| | | 2543 | 203.9 | | | 1734 | 5388 | 7477 | 93.1 | | |
| | | 2227 | 1097 | | | | | 6047 | 135.5 | | |
| | | 3070 | 128.8 | | | | | 9668 | 91.48 | | |
| | | 4441 | 200.6 | | | | | 12010 | 102.5 | | |
| | | 3445 | 184.3 | | | | | 11050 | 115.7 | | |
| | | 5074 | 135.1 | | | | | 16490 | 130.2 | | |
| | | 5672 | 142.3 | | | | | 16790 | 118.1 | | |
| | | 6293 | 132.3 | | | | | 23510 | 87.67 | | |

| Álabe 3 | | | | | | Álabe 4 | | | | | |
|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|----------------|-------|------------|-------|------------|-------|
| Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | | Señal completa | | Segmento 1 | | Segmento 2 | |
| x | y | x | y | x | y | x | y | x | y | x | y |
| 174.6 | 51350 | 1230 | 165.4 | 3480 | 79.38 | 174.6 | 96100 | 1008 | 142.5 | 3234 | 922.1 |
| 483.8 | 29550 | 1734 | 336.8 | 9504 | 115.8 | 483.4 | 5782 | 1289 | 293.1 | 8918 | 226.2 |
| 1229 | 39260 | 2227 | 301.9 | 13720 | 38.59 | 1009 | 15920 | 1301 | 195 | 12880 | 173.1 |
| 1840 | 4232 | 3152 | 550.7 | 19890 | 67.28 | 1229 | 24290 | 1840 | 237.1 | 18620 | 319.4 |
| 2223 | 2285 | 6435 | 145.5 | 23870 | 133.9 | 1292 | 21580 | 2215 | 303.9 | 22640 | 1542 |
| | | 3820 | 206.3 | | | 1613 | 2102 | 2402 | 263.4 | 22690 | 2183 |
| | | 9199 | 128.1 | | | 2404 | 1022 | 4852 | 184.1 | 23790 | 1459 |
| | | 12050 | 85.79 | | | | | 6422 | 241.2 | 23820 | 1885 |
| | | 15840 | 118.9 | | | | | 9070 | 178.3 | | |
| | | 20810 | 114 | | | | | 16770 | 144.3 | | |
| | | 17270 | 108.3 | | | | | | | | |

Anexo 3 Artículo de Memorias del XXVI Congreso Internacional Anual De La SOMIM

MEMORIAS DEL XXVI CONGRESO INTERNACIONAL ANUAL DE LA SOMIM
21 al 23 DE OCTUBRE DE 2020 FORMATO VIRTUAL

Tema A2a Materiales: (*Caracterización de materiales*)

“Evaluación del daño interno en álabes fabricados por solidificación direccional retirados de servicio”

Ixchel Monroy Sánchez^a, E. O. Avila-Davila^a, V. M. Lopez-Hirata^b, Nicolás Cayetano Castro^b, Luis Manuel Palacios Pineda^a, Héctor Javier Dorantes Rosales^b

^a Tecnológico Nacional de México/ITPachuca (DEPI). Felipe Angeles Km. 84.5, Venta Prieta, C.P. 42080, Pachuca de Soto, Hgo., México.

^b Instituto Politécnico Nacional (ESIQIE) y (CNMN). Unidad Profesional Adolfo López Mateos, Zacatenco, Delegación Gustavo A. Madero, C.P. 07738, Ciudad de México, México.

*Autor contacto. ixchel.monroy.sz@gmail.com

RESUMEN

Se llevó a cabo la evaluación del daño estructural en álabes de la primera etapa de una turbina de gas terrestre, fabricada a partir de una superaleación basada en Ni solidificada direccionalmente, mediante técnicas convencionales de caracterización microestructural y por Tomografía Computarizada de rayos-X. Así, se caracterizó un álabe completo, retirado del servicio por mantenimiento preventivo. Para realizar la evaluación del deterioro interno fue necesario determinar las condiciones de operación en servicio a las que son expuestos los álabes. Para ello, se utilizaron valores calculados de la temperatura y de los esfuerzos mecánicos normales del componente obtenidos en un estudio previo, mediante el uso de software Fluent-ANSYS. Se identificó agrietamiento en la estructura interna en secciones transversales del álabe donde fueron observadas partículas de carburos, presumiblemente, desunidas de la matriz- γ de la superaleación y en la sección longitudinal del componente cerca de los canales de enfriamiento.

Palabras Clave: Caracterización microestructural, Superaleaciones basadas en Ni, Tomografía Computarizada de rayos X.

ABSTRACT

It was carried out the evaluation of the structural damage in first stage blades of a land gas turbine, manufactured from a directionally solidified Ni-based superalloy, by conventional techniques of microstructural characterization and by X-ray Computed Tomography. So, it was characterized a whole blade, retired from service due to preventive maintenance. For carried out the evaluation of the internal deterioration it was necessary determine the in-service operation conditions to which the first stage blades are exposed. Thus, they were used calculated values of the temperature and of normal mechanical stresses of the blade obtained in a study previous, by mean of Fluent-ANSYS software. It was identified cracking in the internal structure of the blade in transversal sections where they were observed particles of carbides, presumably, debonded from the γ -matrix of the superalloy. Also, cracking was observed in the longitudinal section of the component near of cooling channels.

Keywords: Microstructural characterization, Ni-based superalloys, X-ray computed tomography.

1. Introducción

Una turbina de gas es una máquina compleja que involucra el conocimiento de varios campos de ingeniería, entre ellos el estudio de materiales metálicos expuestos a severas condiciones de servicio [1]. Ha sido establecido que las

superaleaciones basadas en Ni son ampliamente utilizadas como componentes en turbinas de gas terrestres debido a su elevada resistencia a esfuerzos mecánicos y a su excelente tolerancia a elevadas temperaturas por periodos de tiempo prolongados en ambientes severos [1-5]. En particular, es sabido que los álabes de primera etapa de turbina se fabrican a partir de superaleaciones basadas en Ni y representan aquellos componentes expuestos de forma repentina a los

“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabe propulsor en un turbo-ventilador aeronáutico”

cambios más bruscos de temperatura y ambientes severos durante el encendido, apagado y operación continua de la misma [1-6]. De lo anterior, la evaluación del daño interno en álabes fabricados a partir de superaleaciones basadas en Ni, retirados de servicio – en este caso particular por mantenimiento preventivo- es de interés científico y tecnológico a fin de establecer el alcance de posibles metodologías de reparación, como el uso de tratamientos térmicos de regeneración microestructural [7]. Se han llevado a cabo varios estudios experimentales de caracterización con el propósito de identificar cambios en la estructura interna, mecanismos de deformación y el daño causado por esfuerzos mecánicos en superaleaciones basadas en Ni sometidas a elevadas temperaturas por largos periodos de tiempo [6-10]. Sin embargo, las investigaciones que muestran la evaluación del daño microestructural y lo relacionan con el mecanismo de deformación y modo de falla de estos materiales, con la finalidad de contribuir a proponer mejoras en el diseño de la superaleación ó en el diseño mecánico del componente para prolongar la vida útil del mismo, son pocas [11-12]. Lograr identificar con precisión qué mecanismo de falla ocurre antes que otro y cómo afecta el desempeño del componente requiere un minucioso análisis metalográfico, entre otros importantes estudios. Para ello, suelen utilizarse técnicas de caracterización microestructural que van desde un microscopio metalográfico convencional, hasta técnicas más caras y sofisticadas como microscopía electrónica de barrido, de transmisión y difracción de neutrones. También, actualmente es muy importante el uso de software especializado (como ANSYS) y la simulación por computadora para predecir las condiciones de servicio a las que se somete un componente, con base en los parámetros de operación, y lograr relacionar esta importante información con cambios en la estructura interna y con el daño en un componente después de ser retirado de servicio. Lo anterior, dado que la operación continua de turbomaquinaria dificulta la obtención de parámetros de operación reales como temperatura de trabajo y esfuerzos mecánicos a los que los álabes de primera etapa se exponen durante su vida útil [11-12]. Es importante considerar que, un álabe de turbina se expone durante la secuencia de encendido y apagado a una fuerza centrífuga con una velocidad variable y, a una carga y temperatura que cambian con el tiempo. Durante el estado estacionario se mantienen parámetros de operación a la entrada y a la salida de los álabes constantes que implican mantenerse en servicio a elevadas temperaturas por tiempos prolongados y su exposición a largas y constantes fuerzas centrífugas debidas a la elevada velocidad rotacional de la turbina. A este respecto, en el presente estudio se usaron datos calculados con software ANSYS de estudios previos [7,13], en condiciones de estado-estacionario, específicamente de temperatura de operación del álabe y de esfuerzos normales. Se espera que los resultados obtenidos den claridad para entender el efecto de las severas condiciones servicio de la turbina en el álabe y, en consecuencia, en la estructura interna y daño de una superaleación basada en Ni. Así

mismo, se llevó a cabo la caracterización de la estructura interna en muestras de álabes post mortem por una técnica de análisis poco reportada en literatura especializada, conocida como Tomografía Computarizada de rayos-X. Se espera que los hallazgos identificados ayuden a determinar el modo de falla de este componente. Finalmente, el propósito de esta investigación es evaluar el daño interno en álabes fabricados de una superaleación basada en Ni, los cuales componen una turbina de gas terrestre.

2. Metodología

El material a partir del cual se fabricaron los álabes es una superaleación basada en Ni cuyo estudio de caracterización microestructural y deterioro mecánico se mostró en [13]. Algunas de sus propiedades físicas se muestran en la Tabla 1.

Tabla 1 – Propiedades físicas de la superaleación basada en Ni estudiada [2].

| Densidad (g/cm ³) | Esfuerzo último de Tensión a 21 °C (MPa) | Resistencia a la cedencia 0.2 % a 21 °C (MPa) | % de Elongación a 21 °C |
|----------------------------------|---|--|-------------------------------|
| 8.25 | 1170 | 1060 | 4 |

En un estudio previo se identificaron las fases de esta superaleación mediante un análisis post mortem de muestras de álabes retirados de servicio por mantenimiento preventivo [7]. Se identificó así la ocurrencia de: fase matriz- γ , precipitado endurecedor- γ' , carburos del tipo MC y M23C6, Ni3Ti y una fase TCP, que se espera sea μ . Para clarificar el efecto de la microestructura antes mencionada sobre la integridad estructural del álabe, e identificar el modo de falla de la superaleación, se llevó a cabo un análisis por microscopía óptica (MO), con un Axiobserver D1m-Carl Zeiss, y por microscopía electrónica de barrido (MEB), con un equipo Jeol Thermo Scientific-JSM-6300 a 20 kV, equipado con análisis EDX. Tres secciones transversales de un álabe fueron caracterizadas a distintas alturas a lo largo de la longitud del componente. Cada corte transversal se hizo en relación a la temperatura de operación de la superficie del álabe: 817.5, 889.4 y 937.4 °C (la más baja, media y la más alta temperatura de operación del componente), calculada en estudios previos como antes se mencionó. Se realizó una inspección general del álabe para la detección de agrietamiento por Tomografía Computarizada de rayos-X en un Phoenix v|tome|x m GE, nano CT. Las condiciones de operación fueron: tubo de rayos-X con micro-enfoque de 300 kV y un blanco de wolframio-berilio, con un detector DRX-250. El número de imágenes obtenidas fue 5000 a 150 kV, 180 μ A y el modo de escaneo fue Cone Beam.

3. Resultados y Discusión

3.1 Caracterización por Microscopía Óptica (MO)

Es importante mencionar que externamente no se observó daño superficial en los álabes de este estudio. Con el propósito de identificar de forma general el daño en una escala micrométrica se analizaron por MO secciones transversales del componente que se sabe fueron expuestas a temperaturas de servicio diferentes, según estudio previo [7].

Fue identificada con ésta técnica la ocurrencia de la fase matriz- γ y la fase endurecedora- γ' , Figura 1. Además, se distinguió la ocurrencia de carburos, presumiblemente del tipo MC, Figura 1. Su tamaño fue desde unos pocos micrómetros hasta 20 μm y se distinguieron algunas diferencias morfológicas en referencia a su ocurrencia a lo largo de la sección longitudinal del componente.

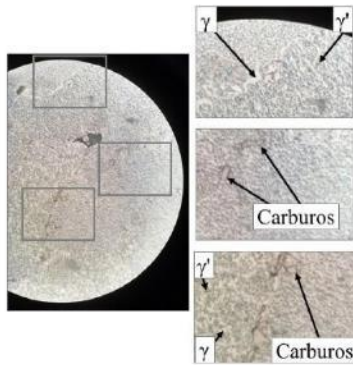


Figura 1 – Izquierda: Imagen obtenida por MO de la sección del álabes sometida a una temperatura superficial baja. Derecha: Ampliaciones de la imagen a la izquierda.

3.2 Caracterización por Microscopía Electrónica de Barrido (MEB)

La Figura 2 muestra un análisis elemental químico cualitativo, que corresponde al corte transversal de la temperatura superficial media de operación del componente. Se observa, claramente, la ocurrencia de la fase matriz- γ y la fase endurecedora- γ' , característica de éste material. Es importante señalar que, la forma de la fase endurecedora suele ser cuboidal. En este caso, se aprecia cierto engrosamiento de esta fase. Este fenómeno suele preceder la ocurrencia de rafting (término en idioma inglés que se utiliza en literatura especializada para mencionar una morfología de tipo balsa o viga, alargada) debido a las altas temperaturas de operación, pero también, debido a los elevados y complejos esfuerzos mecánicos a los que se expone el material durante su vida de servicio [14].

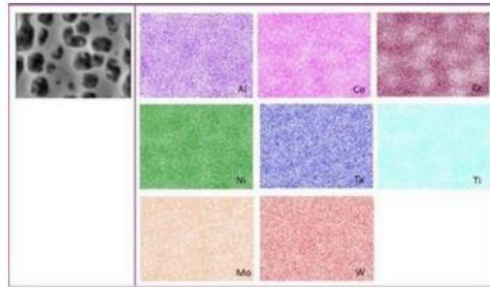


Figura 2 - Análisis elemental químico cualitativo de la sección del álabes sometida a una temperatura superficial media.

Es importante mencionar que el álabes objeto de estudio es hueco, es decir, tienen tres canales de enfriamiento. En un estudio previo [13] se identificó que los canales de enfriamiento del álabes representan las secciones expuestas a los más altos valores de esfuerzos normales en los ejes X, Y y Z. Igualmente, se sabe que los álabes de este estudio fueron recubiertos con una barrera térmica [7]. De lo anterior, se llevó a cabo una exploración por MEB desde zonas cercanas a la pared externa del recubrimiento de barrera térmica del álabes hasta las cercanías de sus canales de enfriamiento. El propósito de esta exploración fue identificar si hubo interacción con el ambiente y en consecuencia oxidación del sustrato (superaleación) debido al deterioro del recubrimiento, que influyera en la identificación del mecanismo de falla de la superaleación. De lo anterior, se identificó agrietamiento en el recubrimiento que llegó hasta el sustrato. A su vez, se observó que el grado de degradación del recubrimiento a lo largo de la longitud del álabes no es el mismo, es menor cerca de la raíz del componente y aumenta gradualmente hacia el extremo superior del álabes. No se identificó, por MEB, alguna sección agrietada del sustrato completamente sin algún resto de capa del recubrimiento de barrera térmica. Al respecto, es posible que el recubrimiento se agriete tanto por su interacción con el ambiente altamente corrosivo de operación, como debido a evolución de la estructura interna del propio recubrimiento, lo que en un estudio futuro podría identificarse apoyado en la técnica de difracción de rayos-X.

La Figura 3 muestra micrografías obtenidas por MEB, también correspondientes al corte transversal de la temperatura superficial media a la que se somete el componente. En este caso, además de las fases matriz- γ y la fase endurecedora- γ' , es clara la ocurrencia de carburos identificados como del tipo MC, cerca de límites de grano y al interior del material. Particularmente, llama la atención que se observó la presencia de microcavidades rodeando los carburos ó en zonas con alta cantidad de carburos, con tamaños próximos a 10 μm . También, se evidencia un cambio en la morfología de la fase endurecedora- γ' . Esta dejó de ser cuboidal y cambio a estructuras tipo rafts. Cabe señalar que este tipo de estructura suele obtenerse cuando el modo de falla en el material es Termofluencia. No obstante,

la ocurrencia de microcavidades rodeando carburos tipo MC promueve la posibilidad de identificar un posible segundo modo de falla mediante esta técnica de caracterización.

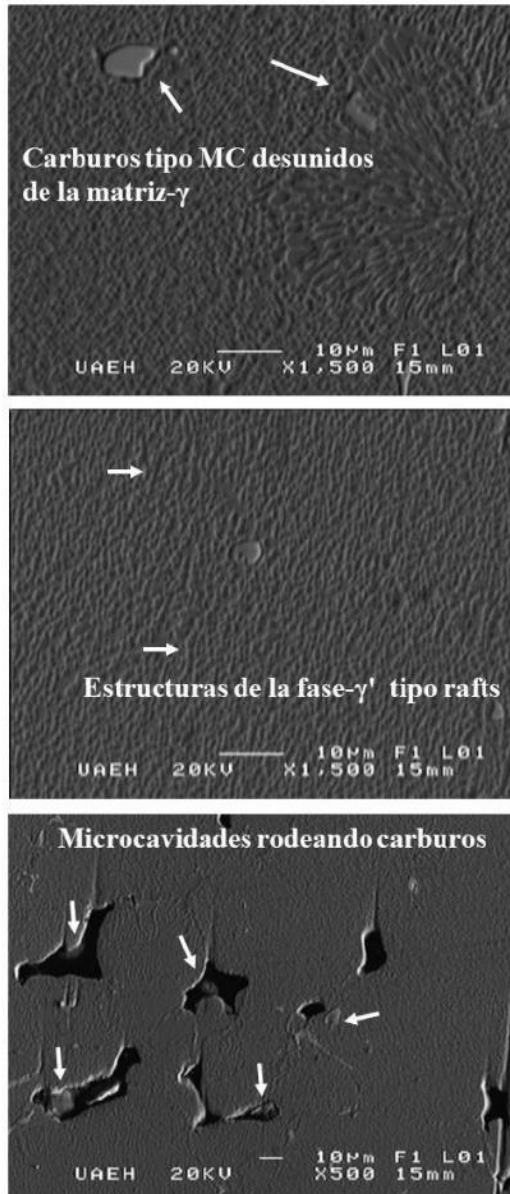


Figura 3 - Micrografías obtenidas por MEB, sección sometida a una temperatura superficial media del componente.

En [15] se estudió el efecto de diferentes fenómenos responsables del crecimiento de grietas y se describe la combinación de fatiga, termofluencia y oxidación en una superaleación base Ni. En el primer caso, fatiga,

identificaron que a elevadas frecuencias el tipo de falla es transgranular, observaron la presencia de estriaciones dúctiles sobre la superficie de fractura, la formación de bandas de deslizamiento planar, o maclas, y la formación de canales libres de precipitados. También, indicaron que a bajas frecuencias predomina la ocurrencia de termofluencia y oxidación.

En [15] los autores describen que el principal mecanismo de fractura por termofluencia ocurre por el crecimiento de huecos y su coalescencia en límites de grano bajo un esfuerzo aplicado, y, que los dos principales tipos de huecos son: redondos y cilíndricos con secciones transversales en forma de cuña. Se hace importante decir que, en la Figura 3 se observan microcavidades rodeando carburos tipo MC, señalados con flechas blancas, sin que se observe su fractura sino decohesión. Entonces, a partir de las observaciones en [15] y debido a las condiciones de operación a las que se expone el álabe en este estudio, a elevadas temperaturas, se espera que el principal mecanismo de daño ocurra por termofluencia. Sin embargo, durante el estado estacionario las turbinas de gas funcionan en servicio a muy altas frecuencias, por tanto, es muy posible que ocurra una combinación de modos de falla como: fatiga-termomecánica, en las regiones cerca de canales de enfriamiento, en donde fueron identificados los valores más bajos de temperatura y los valores más altos de esfuerzos normales [13]; y, termofluencia cerca de las secciones expuestas a mayor temperatura (es decir, cerca de la superficie del álabe), misma que presentó los más bajos valores de esfuerzos mecánicos normales. De igual manera, no se descarta la ocurrencia de oxidación en áreas sometidas a elevada temperatura y con severo deterioro del recubrimiento.

3.3 Caracterización por Tomografía Computarizada de rayos-X

La Figura 4 muestra el arreglo experimental para el análisis por Tomografía Computarizada.

En la Figura 5 se presentan algunas imágenes de cortes de distintos planos del álabe (transversal, longitudinal, etc.). Es importante mencionar que, las imágenes obtenidas con esta técnica se forman a partir de diferencias entre densidades de compuestos al interior del componente. Así, tienen regiones de color negro, lo que representa que no hay nada en esa sección y, por tanto, se refiere a la ocurrencia de microcavidades, grietas, etc. En tanto que, las zonas de color más claro representan la ocurrencia de compuestos más densos. En la Figura 5, es evidente el severo daño a la integridad del componente, lo que confirma la ocurrencia de diferentes modos de falla, anteriormente mencionados, que no se identificaron con claridad mediante el uso de técnicas de caracterización microestructural convencional.



Figura 4 - Arreglo experimental del álabe para el análisis por Tomografía Computarizada de rayos-X.

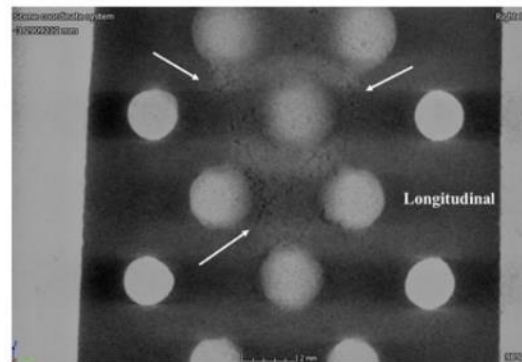


Figura 6- Imagen ampliada de sección longitudinal del álabe obtenida por Tomografía Computarizada de rayos-X.

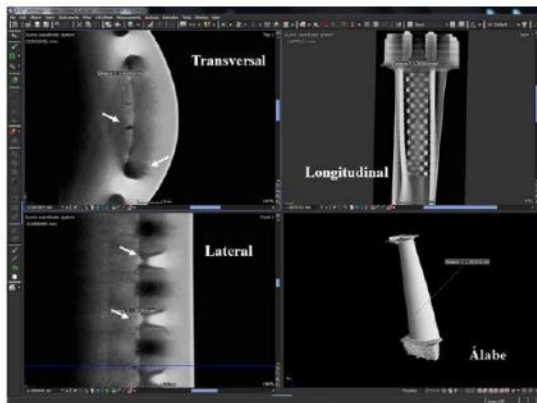


Figura 5 - Imágenes de secciones: transversal, longitudinal y lateral del álabe obtenidas por Tomografía Computarizada de rayos-X.

Simplificando resultados, en la Figura 5 se observa que, el componente presenta agrietamiento. Claramente, se distingue la ocurrencia de grietas en los canales de enfriamiento en la sección transversal del álabe. También, las imágenes longitudinal y lateral muestran la presencia de elementos al interior de los canales de enfriamiento, propios del componente. No obstante, la imagen lateral presenta lo que parecen ser productos de oxidación en el material, señalado con flechas blancas.

La Figura 6 muestra una imagen ampliada de la sección longitudinal del álabe. En este momento se hace importante mencionar que la superaleación basada en Ni fue obtenida por solidificación direccional. De lo anterior, muy posiblemente lo que se observa en la Figura 6 es un tipo de fractura transgranular, lineal y ramificada en alguna dirección de propagación relacionada con la dirección del frente de grieta.

En varias secciones las grietas se observan paralelas y en algunas otras perpendiculares entre sí. También se identificó que las grietas rodean elementos redondos, propios del álabe, en los canales de enfriamiento. El tamaño más grande de grieta observado fue próximo a 2 mm, y la ocurrencia de fracturas muestra una morfología relativamente lineal, paralela en dirección del borde de entrada al borde de salida, en algunas secciones y con apariencia de zig-zag del lado de succión al lado de presión. De manera general, no fue posible identificar el daño global en el álabe en estudios previos [7, 13] debido al área de estudio tan pequeña con la técnica de MEB. Esta importante ventaja de la Tomografía Computarizada permite aclarar que el álabe tiene severo daño estructural. En particular, los canales de enfriamiento muestran, presumiblemente, oxidación. Este fenómeno puede afectar la transferencia de calor desde el sustrato (superaleación) hacia la superficie interna del álabe, es decir, en los canales de enfriamiento es muy posible que el valor de la transferencia de calor cambie debido a productos de corrosión, identificados por Tomografía Computarizada. Esto, indudablemente, puede promover que se incremente el gradiente de temperatura en una sección del componente. En consecuencia, estos cambios promueven la ocurrencia de fatiga-termomecánica cerca de los ductos de enfriamiento del álabe. Además, si se toma en cuenta el supuesto de que se creen dislocaciones, debido al fuerte choque térmico al que se expone el componente; no sería una sorpresa observar gran cantidad de agrietamiento debido al endurecimiento adicional del material, mediante la obstaculización de desplazamiento por otras dislocaciones y el poco tiempo para que la deformación plástica se acomode en zonas donde el gradiente de temperatura es abrupto.

4. Conclusiones

A partir de la evaluación del daño interno en álabes fabricados a partir de una superaleación basada en Ni,

retirados de servicio por mantenimiento preventivo, mediante técnicas de caracterización microestructural convencionales fueron identificados:

- Cambios morfológicos en la fase endurecedora- γ' . Se observó la ocurrencia cuboidal característica de esta fase, además de engrosamiento y formación de estructuras tipo rafts (lo que evidencia la ocurrencia del mecanismo de falla por Temofluencia en el material)
- Se observaron las fases características de la superaleación basada en Ni objeto de estudio.
- Se observó decohesión de carburos del tipo MC y la ocurrencia, en algunos casos, de microcavidades rodeándolos.

Finalmente, mediante el uso de Tomografía Computarizada de rayos-X fue posible confirmar la ocurrencia de diferentes modos de falla en el álabe: Fatiga termomecánica- evidenciada por el agrietamiento del componente, en particular, observado en secciones sometidas a los cambios más bruscos de temperatura y con los valores más altos de esfuerzos normales; y, Oxidación-evidenciada por la presencia de productos de oxidación en los canales de enfriamiento del álabe.

Agradecimientos

Los autores agradecen el apoyo del CONACyT por beca nacional de estudiante, al CENTA por su apoyo en el análisis con Tomografía Computarizada de rayos-X y a la UAEH por su apoyo en el análisis con MEB.

REFERENCIAS

- [1] Roger C. Reed, *The Superalloys Fundamentals and Applications* (1st ed.). Cambridge University Press, New York, USA, (2006).
- [2] Davis J.R., *ASM Specialty Handbook: Heat-Resistant Materials* (1st ed.). ASM International, Materials Park, OH, USA (1997).
- [3] Tresa M. Pollock and Sammy Tin. *Journal of Propulsion and Power* **22** (2006) 361.
- [4] Sanam Gorgannejad, Ernesto A. Estrada Rodas and Richard W. Neu. *Materials at High Temperatures* **33** (2016) 291.
- [5] Juraj Belan. Study of Advanced Materials for Aircraft Jet Engines Using Quantitative Metallography, Recent Advances in Aircraft Technology, Ramesh K. Agarwal, IntechOpen, DOI: 10.5772/37254.
- [6] H.M. Tawancy, Luai M. Al-Hadhrani. *Engineering Failure Analysis* **46** (2014) 76.
- [7] Maria M. Cueto-Rodríguez, Erika O. Avila-Davila, Victor M. Lopez-Hirata, Maribel L. Saucedo-Muñoz, Luis M. Palacios-Pineda, Luis G. Trapaga-Martinez and Juan M. Alvarado-Orozco. *Advances in Materials Science and Engineering*, **4535732** (2018) 1.
- [8] Jan Kanesund, Johan Moverare and Sten Johansson. *Procedia Engineering*, **10** (2011) 189.
- [9] M.M. Kirka, K.A. Brindley, R.W. Neu, S.D. Antolovich, S.R. Shinde and P.W. Gravett. *International Journal of Fatigue* **81** (2015) 48.
- [10] E.M. Francis, B.M.B. Grant, J. Quinta da Fonseca, P.J. Phillips, M.J. Mills, M.R. Daymond and M. Preuss. *Acta Materialia* **74** (2014) 18.
- [11] Z. Mazur, A. Luna-Ramírez, J.A. Juárez-Islas, A. Campos-Amezcu. *Engineering Failure Analysis* **12** (2005) 474.
- [12] L. Yang, Q.X. Liu, Y.C. Zhou, W.G. Mao, C. Lu. *J. Mater. Sci. Technol.* **30** (2014) 371.
- [13] Erika O. Avila-Davila, Victor M. Lopez-Hirata, Maribel L. Saucedo-Muñoz, Luis M. Palacios-Pineda, Ignacio Ramirez-Vargas, Maria M. Cueto-Rodríguez, Luis G. Trapaga-Martinez and Juan M. Alvarado-Orozco. *Materials Science Forum* **941** (2018) 1248.
- [14] Vincenzo Caccuria, Jonathan Corniera and Rodrigue Desmorat. *Materials & Design* **131** (2017) 487.
- [15] D.G. Leo Prakash, M.J. Walsh, D. Maclachlan and A.M. Korsunsky. *International Journal of Fatigue* **31** (2009) 1966.

Anexo 4 Certificado de presentación poster XXIX International Materials Research Congress



Sociedad Mexicana
de Materiales A.C.

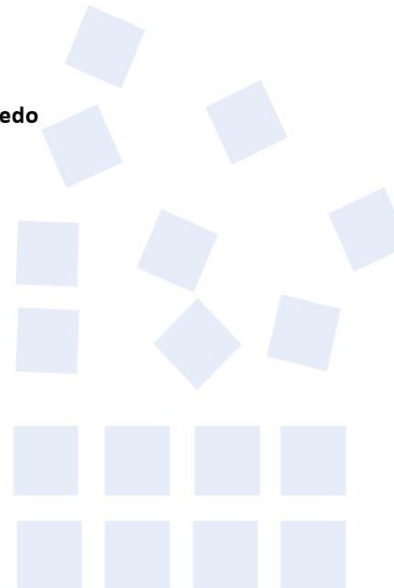
August 2021

TO WHOM IT MAY CONCERN
P r e s e n t

This is to certify that *Ixchel Monroy-Sánchez, Erika Osiris Avila-Davila, Víctor Manuel Lopez-Hirata, Marisa Moreno-Rios, Luis Manuel Palacios-Pineda, Nicolás Cayetano-Castro* presented the contribution: **STUDY OF THE STRUCTURAL INTEGRITY IN A FAN BLADE OF AN AERONAUTICAL ENGINE** as **Poster** modality, in the *A1. Aeronautical and Aerospace Processes, Materials and Industrial Applications* Symposium at the **XXIX International Materials Research Congress** held in Cancun, Mexico from August 15th to 20th, 2021.

Sincerely,

Patricia del Carmen Zambrano Robledo
President



SAL-P015

*“Análisis de la integridad estructural y caracterización dinámica del álabo propulsor
en un turbo-ventilador aeronáutico”*

Anexo 5 Carta de nominación a mejor poster XXIX International Materials Research Congress

XXIX INTERNATIONAL MATERIALS RESEARCH CONGRESS



Sociedad Mexicana
de Materiales A.C.

August 9, 2021

Student Best-Poster Award Nomination

Monroy-Sánchez, Ixchel
SA1-P015

Dear Monroy-Sánchez, Ixchel,

The Organizing Committee of the International Materials Research Congress 2021 congratulates you on your **NOMINATION** to participate in the student best-poster award contest at the 2021 IMRC.

Posters nominated will be presented on the assigned day, according to the congress program, at the IMRC Poster Session Hall or virtually and will be evaluated by an international judge panel.

There are four main topics that the jury will evaluate:

- Technical Content: Introduction, Experimental Description, Results, Conclusions
- Visual Appearance
- Graphic excellence
- Quality of English Oral Presentation

We invite you to prepare your oral description (in English) the best as possible since the jury will evaluate your ability to answer questions, guide viewers through the poster and communicate the essential elements of the research.

- **Register your Poster on time, so it is placed together with those corresponding to your symposia.**
- **Do not leave your poster unattended.**
- **The decision of the judges will be final and unappealable.**

Should you have any questions, please get in touch with the Coordinator of the XXIX IMRC Best-Poster Award Contest:

Sandra Rodil srodil@unam.mx.

Sincerely yours

The Organizing Committee
International Materials Research Congress 2021

Anexo 6 Certificado de presentación oral XXIX International Materials Research Congress



Sociedad Mexicana
de Materiales A.C.

August 2021

TO WHOM IT MAY CONCERN
P r e s e n t

This is to certify that *Ixchel Monroy-Sánchez, Luis Manuel Palacios-Pineda, Erika Osiris Avila-Davila, Víctor Manuel Lopez-Hirata, Héctor Javier Dorantes Rosales, Felipe Hernandez-Santiago* presented the contribution: **COMPUTATIONAL AND EXPERIMENTAL STUDY OF VIBRATIONAL MODES AND NATURAL FREQUENCIES OF A TI-ALLOY FAN BLADE** as **Oral** modality, in the *A1. Aeronautical and Aerospace Processes, Materials and Industrial Applications* Symposium at the **XXIX International Materials Research Congress** held in Cancun, Mexico from August 15th to 20th, 2021.

Sincerely,

Patricia del Carmen Zambrano Robledo
President



SA1-0026