

eman ta zabal zazu



Universidad
del País Vasco

Euskal Herriko
Unibertsitatea

Departamento de Tecnología Electrónica

Arquitectura para la medida del *Tip Clearance* y el *Time of Arrival* en motores aeronáuticos

José Miguel Gil-García Leiva

Directores

Gerardo Aranguren Aramendía

Joseba Zubia Zaballa

Bilbao, 2018

A Izaskun, Irune e Iratxe

AGRADECIMIENTOS

En primer lugar, debo agradecer a mis directores, los doctores Gerardo Aranguren y Joseba Zubia por su paciencia y aliento. Por compartir sus sugerencias e ideas facilitando el desarrollo de un criterio propio y, sobre todo, por haber sabido guiarme en los momentos más duros del desarrollo de la tesis.

Una parte fundamental del desarrollo de esta tesis se la debo al doctor Iker García. De su generosidad y disponibilidad han surgido algunas de las ideas claves que se han desarrollado en esta tesis. También quiero expresar mi agradecimiento a Steve Boardwell por su labor desinteresada en las correcciones de los artículos publicados.

No quiero terminar sin mostrar un profundo agradecimiento a mis compañeros de la Sección de Vitoria del Departamento de Tecnología Electrónica por su apoyo y consuelo en el día a día del desarrollo de esta tesis.

ABSTRACT

Turbines and compressor stages of jet engines have to withstand forces of different sources, which, in turn, are the origin of vibrations. Each stage consists of a disk with several identically designed blades attached to it. However, there are deviations from the ideal design due to manufacturing, tolerances, operation and wear. These deviations were not taken into account during the original design phase, causing vibration modes at a higher response than originally planned. The effects of this can have catastrophic consequences and jeopardize the structural integrity of the engine.

Not all vibrations of a bladed disk have the same cause. The features of each type of vibration are different as are their respective detection methods. Some of the applications of being able to measure vibration can be cited as follows: structural health monitoring, component stress detection, foreign object detection, active control of the distance between the blades and the casing to improve performance, validation of prototypes designed by finite elements model, etc. Some of these applications need to measure the blade vibrations in an onboard engine.

All these applications need techniques to monitor the blade vibrations. Intrusive systems based on strain gauges adhered to some blades have been traditionally employed in the test of manufactured engine stages. Due to the complexity and fragility of such systems, solutions based on sensors allocated inside the casing have been developed.

From the analysis of the data obtained from these non-intrusive sensors, a set of methods grouped under the term Blade Tip Timing have been researched. These techniques pursue the extraction of the vibrational amplitude and frequency features by measuring the Time of Arrival of each blade. This parameter reflects the difference between the instant a blade free of vibration would have arrived at the sensor position and the moment it has actually reached it.

Another parameter related to the performance and integrity of the engine is the Tip Clearance. It is the distance between the blade tip and the engine casing. The shorter this parameter is, the more efficient the engine will be. However, should too much vibration cause the blade to deviate more than expected, it could rub the casing leading to engine malfunction or even to its destruction.

Tip Clearance measurement has been carried out traditionally by employing sensors that are able to characterize the closest blade only. Non-intrusive sensors, developed to measure the Time of Arrival, can also be employed in measuring the Tip Clearance thus allowing individual blade assessment.

At the moment, the application area of the mentioned parameters is restricted to prototype validation or quality assessment of manufactured stages of compressors and turbines of jet engines in a test rig.

The development of advanced sensors allows, with the proper processing, for obtaining the behavior of each individual blade. This processing depends on the waveforms generated by the sensors and, finally, on the technology it is based on. Each type of

sensor requires a type of analogue circuitry to amplify and adapt its signal, but once it is conditioned and digitalized, its processing will be implementable by following the architecture proposed in this thesis.

This architecture allows the creation of specific processors to extract the Tip Clearance and Time of Arrival parameter for almost any sensor technology employed in this field. The proposed architecture can be implemented in programmable logic devices such as FPGAs. Therefore, it is possible to escalate the measurement of several sensors simultaneously. This is an indispensable feature to allow the application of this technology not only to study the vibration of a bladed disk, but also to fully monitor working engines in real-time.

Simultaneous extraction of these parameters belonging to several sensors needs to be synchronized to set a common origin. Usually, a sensor located in the shaft is installed. This sensor is asserted on each revolution. However, this sensor adds complexity and uncertainty to the measurements. The proposed architecture is able to generate a synchronization signal shared among all the processors. It can be used as a relative origin for every blade in the disk.

In order to test the feasibility of the architecture, real waveforms recorded in a wind tunnel test have been used. The signals were originally obtained to test the capability of a trifurcated optic sensor developed in other thesis.

The sensors measurements were validated off-line using MATLAB scripts that were not suitable for hardware processing. New algorithms to obtain the Tip Clearance and Time of Arrival are proposed and validated. These algorithms suit better the hardware nature of the FPGAs. Therefore, the external circuitry dedicated to detect the change of blade employed in Blade Tip Timing systems has been eliminated.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

1	Introducción.....	1
1.1	Contexto científico	3
1.2	Definición de los parámetros monitorizados.....	5
1.2.1	Tip Clearance.....	5
1.2.2	Time of Arrival.....	5
1.3	Punto de partida de la tesis.....	6
1.4	Objetivos	8
1.5	Metodología.....	9
1.6	Estructura de la tesis	9
2	Monitorización de motores de aeronave.....	11
2.1	Introducción a los sistemas de monitorización de motores de aeronave.....	13
2.2	Rango de los parámetros monitorizados	15
2.3	Tipos de sensores.....	15
2.3.1	Sensores basados en microondas.....	16
2.3.2	Sensores capacitivos	17
2.3.3	Sensores inductivos.....	18
2.3.4	Sensores de corrientes de Foucault.....	19
2.3.5	Sensores ópticos	21
2.3.6	Otros sensores.....	25
2.4	Resumen de las principales características de los sensores.....	25
2.5	Obtención de los parámetros a partir de las señales de los sensores.....	26
2.5.1	Extracción del <i>Tip Clearance</i>	28
2.5.2	Extracción del <i>Time of Arrival</i>	29
2.6	Técnicas <i>Blade Tip Timing</i>	30
2.7	Características del sensor óptico trifrucado.....	32
2.7.1	Curva de calibración	33

2.7.2	Procesado Off-line.....	34
3	REQUERIMIENTOS DE LA MEDIDA	37
3.1	Ancho de banda.....	39
3.2	Digitalización	40
3.2.1	Frecuencia de muestro.....	40
3.2.2	Resolución del ADC.....	41
3.3	Elección del tipo de procesador.....	42
3.4	Etapas analógicas.....	42
3.5	Necesidad de tratamiento <i>on-line</i>	46
4	ARQUITECTURA PARA EL PROCESADO DEL TC y ToA	49
4.1	Diagrama de bloques.....	51
4.2	Adaptación a un sensor óptico trifurcado.....	52
4.2.1	Calculador de TC.....	52
4.2.2	Detector de álabe.....	53
4.2.3	Controlador de memoria.....	57
4.2.4	Sincronización entre procesadores	59
4.3	Implementación	59
4.4	Resumen de las características de la arquitectura propuesta.....	64
5	METODOLOGÍA DE LOS ENSAYOS	67
5.1	Señales de los ensayos.....	69
5.2	Simulación.....	70
5.3	Emulación de ensayos.....	70
5.4	Sincronización entre procesadores.....	71
6	RESULTADOS	75
6.1	Medida del <i>Tip Clearance</i>	77
6.2	Medida del <i>Time of Arrival</i>	79
6.3	Sincronización entre procesadores.....	81
6.4	Análisis de los resultados de la implementación.....	82

6.5	Resumen	82
7	CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	85
7.1	Conclusiones	87
7.2	Trabajo futuro	88
7.3	Publicación de resultados.....	89
7.3.1	Artículos en revistas internacionales.....	89
7.3.2	Conferencias en congresos internacionales	89
8	APÉNDICE.....	103

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1. Representación del <i>Tip Clearance</i>	5
Figura 2. Representación del <i>Time of Arrival</i>	6
Figura 3. Diagrama de bloques del conjunto de áreas involucradas en la tesis.....	8
Figura 4. Partes de un turborreactor.....	13
Figura 5. Prototipo del sistema de prognosis basado en presión y temperatura de un carro de combate M1 Abrams. Imagen tomada de [28].....	14
Figura 6. Respuesta frecuencial en magnitud (a) y fase (b) de un sensor basado en microondas al paso de álabes a diferentes distancias. Imagen tomada de [40].....	17
Figura 7. Forma de onda de la salida de un sensor capacitivo al detectar un álabe. Imagen tomada de [49].....	18
Figura 8. Formas de onda de un sensor inductivo en un Compresor de Alta Presión. Imagen tomada de [51].....	19
Figura 9. Formas de onda de un sensor inductivo instalado en una Turbina de Alta Presión. Imagen tomada de [51].	19
Figura 10. Formas de onda de un sensor basado en corrientes de Foucault. En (a) se ve la variación de la forma de onda con variaciones del TC. En (b) se muestra variaciones en los ToA. Imagen tomada de [58].	20
Figura 11. Principio de funcionamiento de la reflectometría óptica. Imagen tomada de [60].....	21
Figura 12. Principio de funcionamiento del sensor Doppler. Imagen tomada de [64]. ..	22
Figura 13. Principio de funcionamiento de la modulación de fase de la intensidad luminosa. Imagen tomada de [66].....	22
Figura 14. Diagrama de bloques de sensor óptico basado en modulación de intensidad reflejada (a). Sección del sensor de fibra (b). Imagen tomada de [67].....	23
Figura 15. Esquema del sensor óptico trifurcado.....	23
Figura 16. Formas de onda V1 (amarillo) y V2 (verde) del sensor trifurcado midiendo a 3148 rpm.....	24
Figura 17. Forma de onda de salida de un sensor magnetorrestivo al detectar la presencia de un álabe. Imagen tomada de [73].	25
Figura 18. Forma de onda de sensores tipo 1 según el PIWG. El punto de referencia para la detección de la presencia del álabe se determina en el paso por cero de la señal. Imagen tomada de [75].	27

Figura 19. Formas de onda de sensores tipo 2 según el PIWG. El punto de referencia para la detección de la presencia del álabe se determina en un punto del flanco de la señal. Imagen tomada de [75].	27
Figura 20. Ejemplo de curva de calibración para un sensor basado en corrientes de Foucault. Imagen tomada de [58].	28
Figura 21. Ejemplo de curva de calibración de un sensor de tipo capacitivo. Imagen tomada de [44].	28
Figura 22. Curva de calibración del sensor de un sensor óptico trifurcado. Imagen tomada de [76].	29
Figura 23. Ejemplo de instantes que pueden ser usados en la determinación de la detección del álabe.	29
Figura 24. Ejemplo de distribución de sensores para la obtención de los parámetros de vibración a partir de los desplazamientos medidos en diversos puntos. Imagen tomada de [10].	31
Figura 25. Formas de onda V_1 y V_2 del sensor óptico trifurcado.	32
Figura 26. Pruebas del sensor realizadas en un motor S0-3 con el sensor instalado en la carcasa. Imagen tomada de [110].	34
Figura 27. a) Señal original filtrada. b) Derivada segunda de la señal filtrada. c) Instantes de cambio de álabe. Imagen tomada de [106].	35
Figura 28. FFT de V_2 para una forma de onda capturada para un disco girando a 3226 rpm.	39
Figura 29. Detalle de las formas de onda adquiridas a una velocidad de giro de 3225 rpm. El osciloscopio muestra el tiempo de dos álabes consecutivos.	40
Figura 30. Interfaz analógico para adaptación de señales amplificadas.	43
Figura 31. PCB para adaptación analógica.	44
Figura 32. Configuración vía SPI de DAC en placa de adaptación analógica.	45
Figura 33. Amplificador de transimpedancia.	46
Figura 34. Tarjeta de adaptación analógica con entrada óptica.	46
Figura 35 Diagrama de bloques de alto nivel de la arquitectura propuesta.	51
Figura 36. Diagrama de bloques detallado del procesador para TC y ToA.	52
Figura 37. Ejemplo de forma de onda e instantes de cambio de álabe.	54
Figura 38. Tipos de detección de cambio de álabe.	55
Figura 39. Máquina de estados para la búsqueda de un cambio de álabe.	55
Figura 40. Detección del cambio de álabe por sobrepasamiento de umbral.	56
Figura 41. Secuencia de detección del cambio de álabes.	57
Figura 42. Pseudo-máquina de estados del controlador de memoria.	58

Figura 43. Diagrama de bloques de un sistema de medida de varios sensores.	59
Figura 44. Prototipo para la medida del TC y ToA basada en KC705.....	60
Figura 45. Tarjeta de desarrollo Red Pitaya.....	61
Figura 46 Mapa de memoria del procesador	62
Figura 47. Parámetros de inicio de la aplicación de visualización del TC y ToA.....	64
Figura 48. Visualización de los parámetros medidos.	64
Figura 49. Imágenes de los ensayos del sensor.....	69
Figura 50. Banco de emulación de ensayos.....	71
Figura 51. Generación de formas de onda desplazadas.....	72
Figura 52. Simulación de la medida de dos sensores simultáneamente.....	73
Figura 53. Mínimo TC [mm] para el juego de señales una-vuelta-original.	77
Figura 54. TC mínimo con el juego de señales una-vuelta-filtradas.....	78
Figura 55. TC mínimo [mm] detectado con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.	79
Figura 56. Media de TC mínimos obtenidas con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.	79
Figura 57. Tiempo de álabe para 1460 álabes en 10 vueltas consecutivas al girar a 3226 rpm.	80
Figura 58. Desplazamientos de 1460 álabes (diez vueltas consecutivas).	80
Figura 59. Deflexiones de quince álabes en diez vueltas.....	81
Figura 60. Comparación de los contenidos de memoria de los dos procesadores.....	82
Figura 61 Sistema de medida completo	83

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla I Resumen de las características de las tecnologías de los sensores	26
Tabla II Resolución de las deflexiones (μm).....	41
Tabla III TC máximo en μm obtenido en las señales de test para ADCs de diferente número de bits.	42
Tabla IV Velocidades de transmisión de estándares de comunicación actuales	47
Tabla V Distribución de la memoria para cada álabe.....	58
Tabla VI Recursos necesarios para implementar un procesador para 256 álabes.....	61
Tabla VII Porcentaje de recursos usados en diversas familias de FPGAs de Xilinx	61
Tabla VIII Rangos de memoria del procesador	62
Tabla IX Registros de control del procesador.....	63
Tabla X TC mínimo [mm] obtenido con el juego de señales una-vuelta-original.....	77
Tabla XI TC mínimo [mm] obtenido con el juego de señales una-vuelta-filtradas	78
Tabla XII TC mínimo [mm] con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.....	78
Tabla XIII Media de TC mínimos con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.....	79
Tabla XIV Velocidad media de rotación obtenida en 10 vueltas	80

NOMENCLATURA

BTT Blade Tip Timing

CMOS Complementary Metal Oxide Semiconductor

DAC Digital to Analog Converter

FFT Fast Fourier Transform

FMC FPGA Mezzanine Card

FOD Foreign Object Damage

FPGA Field Programmable Field Array

HCF High Cycle Fatigue

HPC High Pressure Compressor

I2C Inter Integrated Circuit

LCF Low Cycle Fatigue

LSB Least Significant Bit

LVDS Low Voltage Differential Signaling

NSMS Non-intrusive Stress Measurement System

OPR Once Per Revolution

PIWG Propulsion Instrumentation Working Group

RD Read

SPI Serial Peripheral Interface

ToA Time of Arrival

WR Write

1 Introducción

En este capítulo se introduce el contexto científico y la motivación de las que parte esta tesis. Se definen los parámetros que se pretenden medir. Se expone la relación de esta tesis con otras realizadas previamente y se relacionan con los grupos de investigación implicados. A partir de todo ello se formulan los objetivos de la tesis y se describe la metodología empleada durante su realización.

1.1 Contexto científico

En la aviación moderna existe una demanda para volar cada vez más lejos y más rápido de forma segura. Este triple objetivo se puede conseguir a partir de diseños de turborreactores más eficientes con tareas de mantenimiento más espaciadas en el tiempo, pero sin que lleguen a comprometer la integridad de las aeronaves.

El incremento de la eficiencia de los motores consigue un menor uso de combustible para un trayecto dado. La reducción del consumo no sólo tiene un impacto económico, sino que también reduce las emisiones de CO₂ al ambiente. En 2001 el transporte aéreo era el causante del 2.5 % de emisiones mundiales de este gas [1]. La Comisión Europea ha planteado una reducción de sus emisiones del 75 % para el año 2050 [2]. No sólo se beneficia el medio ambiente del desarrollo de motores más eficientes. También las temperaturas de trabajo de las diferentes partes del motor son más bajas, lo que provoca unos regímenes de funcionamiento menos agresivos que, a la postre, originan que el tiempo de servicio entre paradas para operaciones de mantenimiento se pueda prolongar [3].

Los mecanismos por los que se degrada el funcionamiento de un motor son múltiples: el motor está sometido a cargas, aceleraciones, tanto internas como externas, y a desgaste debido a la erosión y fatiga térmica.

El incremento del estrés mecánico en los álabes al incrementar las exigencias de funcionamiento puede producir deformaciones indeseadas que originen un funcionamiento defectuoso de los motores. Una de las condiciones más comunes se denomina *High Cycle Fatigue (HCF)* debida a pequeñas vibraciones de alta frecuencia de los álabes. Es un fenómeno que produce el fallo prematuro de componentes del motor (ya sean turbina o compresor) y que, en ocasiones, ha resultado en la pérdida de la aeronave. Entre 1982 y 1996 el HCF fue responsable del 56 % de los fallos relacionados con el motor, lo que supuso un sobrecoste de 400 millones de dólares anuales [4]. Otras fuentes de deformación de los álabes son el daño por objetos extraños (*Foreign Object Damage, FOD*), erosión por agua o arena, o por deformaciones plásticas de baja frecuencia, denominada *Low Cycle Fatigue (LCF)* [5]. Estos efectos, junto con las tolerancias propias de los procesos de fabricación, pueden activar modos de vibración resonantes no previstos en las etapas de diseño. Todos los efectos mencionados limitan la vida de los álabes, cuando no los ponen en peligro, y hace aconsejable la monitorización de su estado vibratorio durante el funcionamiento.

Para medir el esfuerzo soportado por los álabes de un disco se han empleado desde los años 30 galgas extensiométricas adheridas a unos cuantos álabes de referencia [6]. Se instalan en la zona del álabe que es considerada crítica y las señales generadas se pasan al estator mediante anillos deslizantes. Su tamaño, sensibilidad, así como la mejora en las técnicas de adhesión al metal, combinado con la sencillez del acondicionamiento y procesado de la señal, la convirtieron en un método simple y fiable para la medición de las vibraciones a las que se ve sometido un álabe.

Aunque miden de forma continua el estado de un álabe, sólo miden las vibraciones de aquellos álabes en los que se instala. El sistema de medida tiene una baja vida operativa útil debido a los anillos deslizantes necesarios para la telemetría y a las altas

Introducción

temperaturas y flujos en los que se encuentran inmersos. Además, el mero hecho de tener adherido un cuerpo ajeno a la estructura del álabe, junto con la presencia del cableado, afecta a la respuesta mecánica del disco en estudio así como al flujo del aire alrededor [7].

No es hasta la década de los 60, donde aparecen trabajos como el de Zablotskiy *et al.* [8], presentando un dispositivo que abre la posibilidad de analizar la vibración de los álabes de turbinas de gas mediante elementos que no se encuentren en contacto directo con los álabes.

Los métodos para la medida de las deflexiones del extremo de los álabes mediante sensores no intrusivos se engloban dentro de un campo denominado en inglés: *Non-contact Stress Measurement System (NSMS)* o alternativamente *Blade Tip Timing (BTT)*.

El tipo de respuestas vibratorias que se pueden encontrar son síncronas o asíncronas. Las primeras son vibraciones cuya frecuencia es múltiplo de la frecuencia de rotación del disco. El origen de estas vibraciones se encuentra en pequeños desequilibrios en la simetría de los rotores o en efectos aerodinámicos como la distribución irregular de la presión de flujo de aire debido a la geometría del motor. Las vibraciones asíncronas tienen lugar cuando la respuesta frecuencial del álabe es un múltiplo no entero de la velocidad de rotación del disco. Puede ser causado por alabeo o pérdidas en el compresor.

Para la medida de las respuestas asíncronas, la amplitud y la frecuencia de la respuesta de un disco hasta la frecuencia ω_{max} viene dada por la expresión

$$\omega_{max} = \frac{\Omega \cdot M}{2} \quad (1)$$

Donde M es el número de sensores y Ω la velocidad de giro [9]. Según la ecuación (1) para un disco girando a 5000 rpm y para la detección de vibraciones de 0 a 3000 Hz serían necesarios 72 sensores, lo que es impracticable. Los métodos propuestos en la literatura intentan ajustar ese número de sensores para obtener resultados fiables. En función del método elegido, se necesitarán más o menos sensores para poder determinar las vibraciones del disco. Por ejemplo, Janicki *et al.* [10] indican que son $2m+2$ siendo m el número de todas las posibles excitaciones que se puedan dar para múltiples modos. También establecen un número habitual de 8 sensores. Sin embargo, el método propuesto por Pan *et al.* [11] necesita al menos cuatro sensores para determinar las propiedades de las vibraciones síncronas, y tres sensores para las asíncronas. También se logra reducir el número de sensores si se distribuyen de forma no uniforme alrededor de la carcasa, según describen Hu *et al.* [12].

Las respuestas síncronas son más complejas de medir ya que la deflexión del álabe al pasar frente al sensor es siempre la misma. Para poder medirlas se puede usar métodos directos o indirectos. Los métodos directos usan los datos obtenidos por varios sensores (típicamente cuatro) recogidos a una velocidad constante. Los métodos indirectos se basan en los datos obtenidos por uno o dos sensores variando la velocidad de rotación

de tal forma que la frecuencia de excitación barra un rango de frecuencias alrededor de la frecuencia natural del disco [13].

1.2 Definición de los parámetros monitorizados

Las vibraciones en un disco con álabes pueden clasificarse en tres tipos: radiales, tangenciales y axiales. Las vibraciones radiales van a originar que los álabes se estiren y se encojan acercándose o alejándose de la carcasa del motor. Las vibraciones tangenciales tienen lugar en un plano perpendicular al flujo del aire tangencialmente al giro del motor. Las vibraciones axiales, que hace que los álabes vibren en la misma dirección del aire, quedan fuera del alcance del estudio en esta tesis.

1.2.1 Tip Clearance

Las vibraciones radiales originan variaciones del parámetro denominado *Tip Clearance* (TC) que representa la distancia que existe entre la pared interna de la carcasa del motor y la punta del álabe (Figura 1). El *Tip Clearance* es determinante en la eficiencia del motor. Cuanto más pequeño sea ese espacio, más eficiente será el motor. Según Holeski *et al.*, la eficiencia de una turbina decrece en un 20 % al incrementar el *Tip Clearance* un 8.0 % [14].

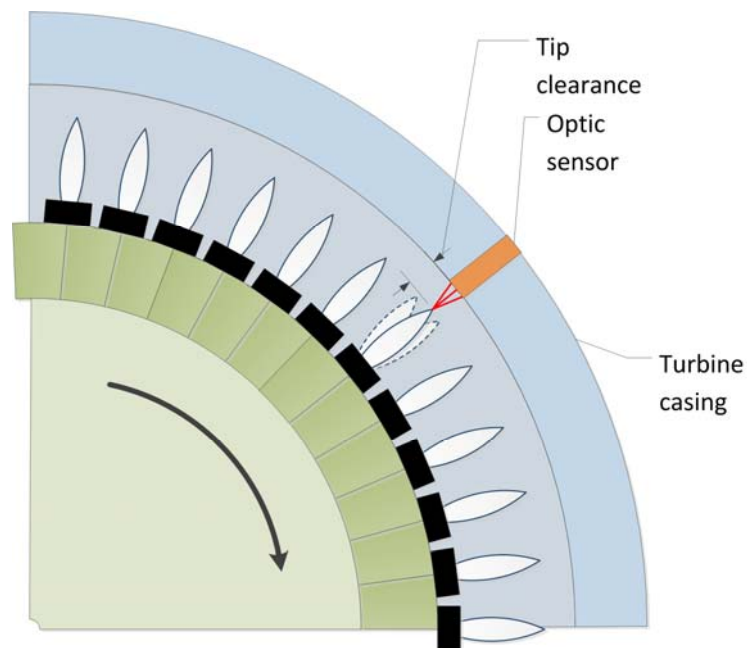


Figura 1. Representación del *Tip Clearance*.

Tradicionalmente la medida del *Tip Clearance* se realiza mediante un sensor de descarga electromecánico [15]. Su principio de funcionamiento consiste en acercar un electrodo de forma controlada hacia los álabes que giran en el interior de un motor y determinar el punto en el que salta el arco entre el sensor y un álabe. En ese momento se determina cuál es el TC del álabe más cercano que caracterizará a todo el disco de álabes. No permite conocer, por tanto, el valor TC de cada álabe individual.

1.2.2 Time of Arrival

Los diversos métodos que se emplean en las técnicas BTT se basan en que, a consecuencia de las vibraciones y para un punto de control dado, los álabes llegan antes

o después del instante en que habrían llegado si no hubiera ningún tipo de vibración. A esa diferencia de tiempo se le denomina *Time of Arrival* (ToA) (Figura 2).

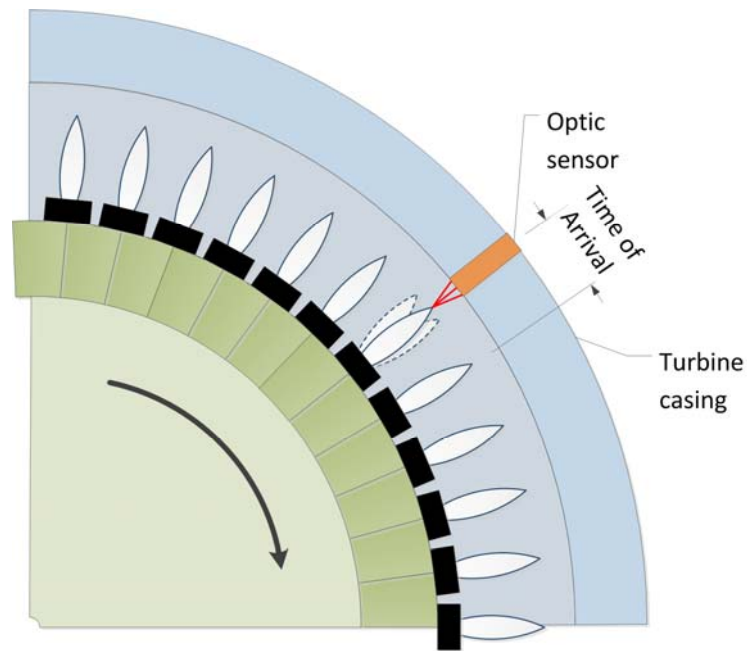


Figura 2. Representación del *Time of Arrival*.

Para una velocidad de giro y radio del disco dados, se puede calcular la deflexión a la que está sometido un álabes en el momento en que pasa por delante del sensor mediante la ecuación (2).

$$d_i = \frac{2 \pi r}{T} \Delta t_i \quad (2)$$

Donde r representa el radio del disco con álabes, T el periodo de giro e Δt_i representa la diferencia entre el tiempo de llegada ideal del álabes si no hubiera vibración, y el que se ha medido realmente.

Las técnicas BTT intentan calcular los valores de amplitud y frecuencia de las vibraciones bajo las cuales está funcionando un motor a partir de esas deflexiones. Para el cálculo de los esfuerzos y del estrés que sufren los álabes, se usan modelos de elementos finitos.

1.3 Punto de partida de la tesis

Esta tesis toma como punto de partida una tesis doctoral desarrollada en el Grupo de Fotónica Aplicada del Departamento de Ingeniería de Comunicaciones de la Escuela de Ingeniería de Bilbao. La tesis fue realizada por el Dr. Iker García bajo la dirección del Dr. Joseba Zubia y lleva por título "*Desarrollo de un sensor de fibra óptica para la medida del tip clearance y tip timing en motores aeronáuticos*" [16].

En esa tesis se han desarrollado varios prototipos de sensores de fibra óptica para la medida en los álabes de un turborreactor de los dos parámetros de funcionamiento mencionados. Las diferentes versiones de esos sensores se han validado en pruebas reales. Inicialmente se llevaron a cabo ensayos en un túnel de viento en el Centro de

Tecnologías Aeronáuticas (CTA) con etapas de turbinas de baja presión fabricadas por ITP. Posteriormente se probaron en un motor real en el Instituto Tecnológico de las Fuerzas Aéreas Polacas.

Las formas de onda adquiridas en las pruebas del sensor mediante un osciloscopio se procesaban después en el laboratorio, de forma *off-line*, mediante programas basados en MATLAB y los resultados se comparaban con los ofrecidos por los sensores estándar con los que se habían monitorizado los ensayos.

Tanto el prototipo inicial del sensor como el método empleado para su medida fueron sufriendo diferentes refinamientos hasta llegar a una quinta y última versión ensayada en un motor aeronáutico real en el que le fue asignada una precisión de 12 μm .

A partir de los primeros ensayos exitosos del sensor, se planteó la necesidad de medir en tiempo real los parámetros extraíbles de la información del sensor, con vistas a poder embarcar en una aeronave un dispositivo electrónico que pudiera monitorizar numerosos sensores simultáneamente.

El reto se presenta en esta tesis codirigida por el Dr. Gerardo Aranguren junto con el Dr. Joseba Zubia. En ella se persigue la creación de un sistema que no sólo dé respuesta a sensores basados en la tecnología empleada en el sensor ensayado, sino que fuera también posible adaptarlo a otro tipo de sensores empleados en medidas BTT. El desarrollo de la tesis se lleva a cabo dentro del Grupo de Diseño Electrónico del Departamento de Tecnología Electrónica de la Escuela de Ingeniería de Bilbao

La mayoría de la literatura consultada incide en el desarrollo y validación de nuevos sensores. Su objetivo es demostrar las capacidades del sensor y la adquisición de sus señales. Su procesamiento suele descansar en equipamiento electrónico convencional como osciloscopios y/o PCs [17]. El procesamiento de señal se realiza con elementos comerciales como PXI y LabView [18]. Todas ellas validan las características de los sensores desarrollados, pero no pueden ser empleadas en equipos dedicados que aspiren a ser embarcados en una aeronave.

En cuanto a otro tipo de tecnologías que puedas aspirar a ser parte de un equipo instalable en un avión, Procházka *et al.* [19] basan su sistema en microcontroladores pero ya advierten de sus limitaciones en la velocidad de procesamiento. En cuanto al empleo de FPGA existen referencias con sensores basados en corrientes de Foucault [20] para la medida de los *Time of Arrival* con contadores de alta velocidad (100 MHz), usando señales de disparo generados con circuitería externa para la captura de los temporizadores de la FPGA. También se usan para la medida únicamente del *Tip Clearance* basándose en sensores capacitivos. Se capturan las señales que son transmitidas mediante un enlace óptico y procesadas por un DSP en el que se aplicarán las curvas de calibración del sensor [21].

Otro bloque importante de artículos publicados tiene que ver con los métodos de procesamiento de las deflexiones para obtener las características de las vibraciones. También exploran la detección de un funcionamiento defectuoso del motor. Suelen partir de datos reales de deflexiones ya obtenidos o de simulaciones. Persiguen

demostrar la idoneidad de un tipo de procesado para la determinación de la amplitud y frecuencia de las vibraciones o para la detección de algún tipo de defecto en el motor.

1.4 Objetivos

La Figura 3 representa a grandes rasgos los diferentes campos de investigación en los que se puede trabajar dentro de los métodos BTT. Una parte importante de la investigación en BTT se enfoca en el desarrollo de sensores para mejorar precisiones y capacidades. Otra parte significativa se realiza en la determinación de las condiciones de funcionamiento del motor a partir de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival*. Entre la literatura analizada no se ha encontrado un marco global que unifique las estrategias para la extracción de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de diferentes tipos de sensores (cuadro azul de la Figura 3).

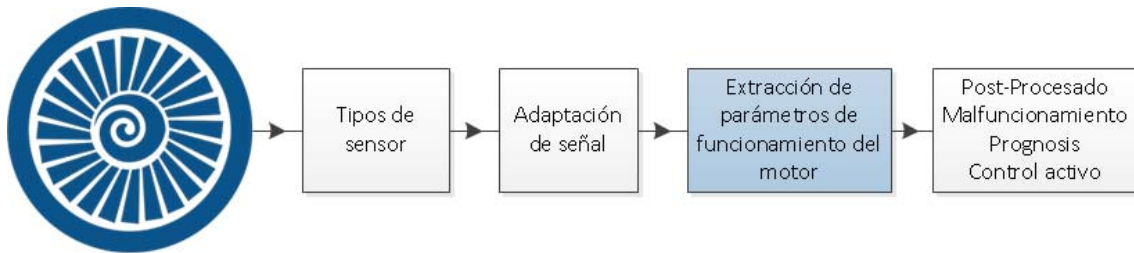


Figura 3. Diagrama de bloques del conjunto de áreas involucradas en la tesis.

Las arquitecturas completas que se han encontrado en la literatura están ligadas a fabricantes como Meggit [22], Hood Technology [23] o Mitsubishi [24]. Son sistemas no documentados en los que sus salidas se emplean como si fueran una caja negra. Entre los algoritmos que sí se han publicado no hay un consenso en cuanto a cuál de ellos es más preciso y tiene mejor comportamiento [25].

Por otro lado, el tamaño y peso de los sistemas comerciales no permite ser alojados en una aeronave. Aunque uno de los fabricantes afirma que sí dispone de una unidad probada en test en vuelo [26], su peso (10 Kg), sus dimensiones (222 mm · 465 mm · 199 mm) y la falta de detalles indica que es más una prueba que un desarrollo firme.

Se quiere aprovechar la capacidad demostrada por el sensor para poder discernir entre álabes individuales en la caracterización del *Tip Clearance*.

El sistema debe ser capaz de extraer los parámetros de los álabes con una intervención mínima del usuario. Debe, por tanto, poder funcionar de forma autónoma en diversos regímenes de funcionamiento del motor monitorizado.

Los objetivos de la tesis se pueden enunciar de la siguiente manera:

- Proponer una arquitectura configurable para la medida con diversos tipos de sensores del *Tip Clearance* y del *Time of Arrival* de cada álabes en tiempo real y que pueda ser empleada en la medida autónoma, simultánea y sincronizada de varios sensores.
- Realizar una implementación de dicha arquitectura con un sensor óptico trifurcado que conserve la precisión obtenida por el sensor.

- Proponer algoritmos para el procesado de las formas de onda del sensor óptico trifurcado que permitan alcanzar el primer objetivo.
- Minimizar la cantidad de componentes, tamaño y peso para que el diseño pueda ser embarcable.

1.5 Metodología

En la tesis se ha propuesto una arquitectura o *framework* genérico que puede ser usado para la extracción de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de los tipos de sensores no intrusivos más habituales en la monitorización de motores.

Esa arquitectura se ha adaptado a las formas de onda obtenidas por un sensor óptico trifurcado. Se han creado procedimientos específicos para la detección del cambio de álabe y de la distancia de la punta del álabe a la carcasa, diferentes a los empleados en el procesado software *off-line* en el laboratorio.

Para poder afinar y validar dichos algoritmos, se han usado una serie de señales de referencia tomadas en ensayos reales de la primera versión del sensor en un túnel de viento en la empresa Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) situada en Zamudio (Vizcaya).

Con los algoritmos validados, se instancia la arquitectura en un procesador de *Tip Clearance* y *Time of Arrival* en un sistema electrónico basado en una FPGA. Dicho sistema cumple con las características mínimas necesarias para la medida del sensor empleado y, además, no requiere de circuitería externa adicional para la determinación del momento de cambio de álabe.

La validación de la arquitectura se realiza mediante la extracción de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* a partir de las formas de onda adquiridas en los ensayos reales. El sistema electrónico mide entonces dichas señales reproducidas en generadores de funciones arbitrarios.

Finalmente se comparan los resultados obtenidos en el procesado en tiempo real con los que se obtuvieron con el procesado *off-line* durante la validación del sensor. La capacidad de la arquitectura para medir de forma simultánea, pero sincronizada, varios sensores, no se puede realizar más que en simulación debido a que no se disponen de datos reales de varios sensores. Para ello se han creado juegos de señales basados en los originales, pero con la información de los álabes retrasada emulando la lectura de un segundo sensor situado en la carcasa del motor.

1.6 Estructura de la tesis

En el segundo capítulo se realiza una introducción de la monitorización y medida del estado de vibración de los motores de aeronaves. Con el objetivo de comprobar la viabilidad de la arquitectura propuesta para diferentes tipos de sensores, se introducen las tecnologías de sensores empleados en este campo, haciendo especial hincapié en los sensores ópticos.

Introducción

En el tercer capítulo, se definen los requisitos de la medida necesarios para poder extraer los valores de los parámetros a partir de las formas de onda de salida de un sensor óptico trifurcado.

En el cuarto capítulo, se propone un marco general para la extracción de los parámetros de funcionamiento de una turbina y se adapta al sensor empleado como base de la cadena de medida.

En el quinto capítulo se describe la metodología empleada para la realización del diseño y su validación. Los resultados de los ensayos y las simulaciones se detallan en el capítulo seis.

Por último, se presenta un capítulo con las conclusiones de esta tesis, las propuestas para el trabajo futuro y el resumen de las aportaciones logradas por esta tesis. Para terminar, se recogen en un anexo las publicaciones a las que ha dado lugar la tesis.

2 Monitorización de motores de aeronave

En este capítulo se presentan el estado del arte de las tecnologías implicadas en la monitorización de los motores de aeronaves. Se presentan las tecnologías de sensores no intrusivos más habituales empleadas en la obtención de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival*. También se explican las aplicaciones en que se tiene necesidad de la medida de esos parámetros y las técnicas más habituales para su extracción.

2.1 Introducción a los sistemas de monitorización de motores de aeronave.

La monitorización del funcionamiento de los motores de una aeronave es una operación fundamental para garantizar el rendimiento y la seguridad tanto del equipamiento como de las personas.

La tecnología en la que se basan esos motores son las turbinas de gas y en ellas se basan tanto plantas energéticas, como motores que impulsan vehículos pesados y buques. Las soluciones y estrategias que se pueden emplear de forma general en éstos, serán también de aplicación a los motores de una aeronave.

Los costes de operación y mantenimiento de este tipo de máquinas suelen ser altos. Tradicionalmente, se ha usado la estrategia de realizar tareas de mantenimiento preventivo a intervalos regulares de tiempo con la esperanza de evitar, o al menos minimizar, potenciales fallos de la máquina.

Actualmente se ha pasado a realizar un enfoque que basa el mantenimiento en la monitorización de las condiciones en las que funciona la máquina, intentando evaluar la 'salud' de la misma. Las operaciones de mantenimiento se programarán en función de dicha condición y no a intervalos regulares.

La monitorización de la condición de funcionamiento puede ser usada también en la evaluación de prototipos de motores completos, de alguna de sus etapas o en la comprobación de la calidad y rendimiento de elementos fabricados.

La monitorización de las condiciones de un turboreactor se puede realizar en diversos puntos del mismo. Las diferentes partes de un turboreactor se pueden observar en la Figura 4.

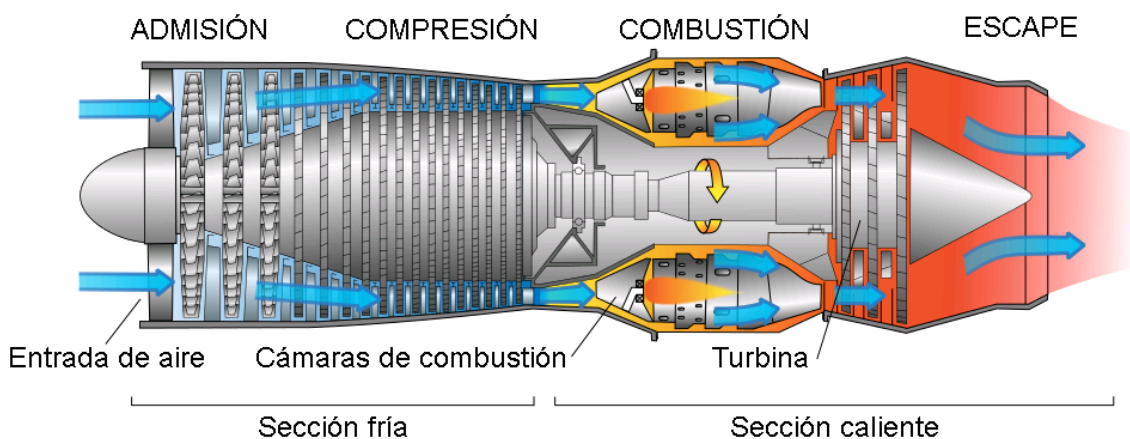


Figura 4. Partes de un turboreactor¹.

El aire es succionado en la zona de admisión y va siendo comprimido paulatinamente por sucesivas coronas de álabes que lo impulsan hasta la cámara de combustión

¹ Versión en español de la imagen de Jeff Dahl usada bajo licencia Creative Commons CC BY-SA 3.0 y GFDL.

umentando a la vez su temperatura (900 K). En la cámara de combustión se inyecta el combustible que entra en combustión con el oxígeno del aire. La energía generada en la combustión aumenta la presión dentro de la cámara y los gases, al expandirse, salen por la parte trasera a alta temperatura (2000 K) atravesando la turbina y provocando el giro de sus álabes que, solidarios a un eje, transmiten el movimiento circular a los compresores situados en la parte delantera del motor. En la turbina, el gas pierde presión, pero gana en velocidad por lo que, al escapar por la tobera, la velocidad del aire es mucho mayor que al llegar al motor.

Los álabes son el elemento clave en el funcionamiento del turborreactor ya que son los encargados de transmitir la energía entre las partes móviles y el fluido. Es por ello que la condición de la máquina está íntimamente ligada a la condición de cada uno de los álabes montados en ella. El deterioro de un único ábabe puede suponer incluso la destrucción de todo el motor.

Abdelrhman *et al.* distinguen dos tipos de estrategias para monitorizar la salud de los álabes de un motor: se monitoriza los parámetros operativos de la máquina (vibración, presión, temperatura) o se realiza un análisis de las señales obtenidas (Análisis basados en Fourier, wavelets, inteligencia artificial) [27].

Como ejemplo del primer tipo se puede citar el sistema de prognosis de la turbina de gas que impulsa un carro de combate M1 Abrams. No es mucho mayor que un maletín (Figura 5) y usa un sistema basado principalmente en la medición de las variables de temperatura y presión del flujo de aire sin medir el estado de los álabes [28].

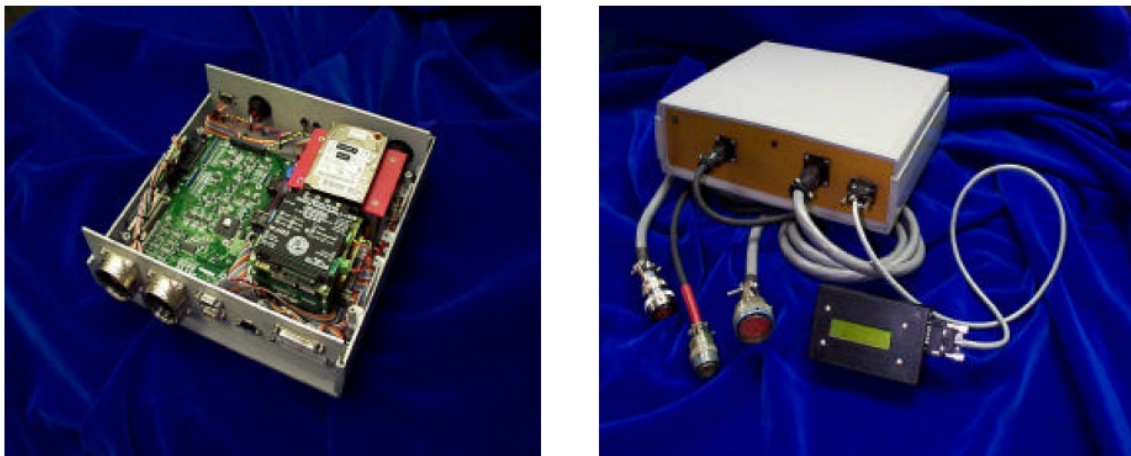


Figura 5. Prototipo del sistema de prognosis basado en presión y temperatura de un carro de combate M1 Abrams. Imagen tomada de [28].

En el otro extremo, Yu *et al.* describen el sistema de monitorización distribuido de General Electric que sí se basa en la información de los álabes [29]. El sistema realiza un diagnóstico local y transporta los datos desde la planta generadora de energía a servidores centrales. Allí se ejecutan cada 24 horas análisis de los datos adquiridos comprándolos con datos de funcionamiento normal.

No todos los análisis son capaces de identificar cualquier condición de fallo por lo que se debe elegir aquél que sea más adecuado para la detección de un tipo de fallo o

función en concreto. Así por ejemplo, Von Flotow *et al.* analizan la dificultad de detección de diversos tipos de fallo con vistas a realizar un sistema compacto y autónomo para el procesamiento de señales [30]. Szczepanik *et al.* usan sensores basados en microondas e inductivos para la estimación de las vibraciones requiriendo una incertidumbre de varias docenas de nanosegundos en la determinación del tiempo de paso de álabes [31]. Ivey *et al.* identifican el problema del HCF como el más importante en la falta de disponibilidad de los aviones de combate de EEUU e intenta usar sensores capacitivos para extraer parámetros que lo puedan caracterizar [32]. Kumar *et al.* usan modelos de elementos finitos para fijar umbrales en la detección de problemas de LCF [33]. Georgiev *et al.* buscan la detección de la condición de aleteo mediante sensores inductivos y circuitería externa para la detección del cambio de álabes [20]. Rzadkowski *et al.* usan sensores inductivos para la detección del fallo en un cojinete antes de su rotura total [34]. Chana y Cardwell experimentan con sensores basados en corrientes de Foucault para la detección del impacto de elementos extraños (FOD) y sus posteriores efectos [35].

2.2 Rango de los parámetros monitorizados

Los parámetros que se van a monitorizar se denominan *Tip Clearance* y *Time of Arrival*. El primero representa el mínimo espacio que existe entre el extremo de un álabes y la carcasa del motor. El grupo de trabajo para la instrumentación en sistemas de propulsión, PIWG por sus siglas en inglés, estima que el rango para la detección del *Tip Clearance* debiera ser de 5 mm para compresores y turbinas, con una resolución de 13 μm y un ancho de banda de 1 MHz [36].

Time of Arrival es la diferencia de tiempo entre el momento en que se hubiera detectado un álabes si no hubiera ningún tipo de vibración y el instante efectivo en que se detecta el paso de un álabes. Cuanto mayor sea la resolución de ese instante, mayor será la resolución que se podrá dar a las deflexiones calculadas según la ecuación (2). El funcionamiento de las turbinas de gas deviene en velocidades lineales del extremo del álabes de 400 m/s y amplitudes de vibración de 1 mm. Esto significa que la vibración ocurre dentro de una ventana de tiempo de 2,5 μs , por lo que es necesario, al menos, una adquisición con una precisión de un orden de magnitud superior.

2.3 Tipos de sensores.

Los sensores son el elemento fundamental en el que descansan todas las estrategias de control y monitorización que se puedan crear. Los elementos sensores deben cumplir una serie de condiciones para poder ser usados en la medida de *Tip Clearance* y del *Time of Arrival*, según se emplean en etapas de compresión o en la turbina de la máquina. En el primer caso, deben soportar presiones entre 15 y 1800 kPa y temperaturas entre $-60\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $700\text{ }^{\circ}\text{C}$. Las condiciones en las turbinas son mucho más duras y exigentes, llegando a presiones entre 300 y 4000 kPa y temperaturas entre $700\text{ }^{\circ}\text{C}$ y $1700\text{ }^{\circ}\text{C}$ [37].

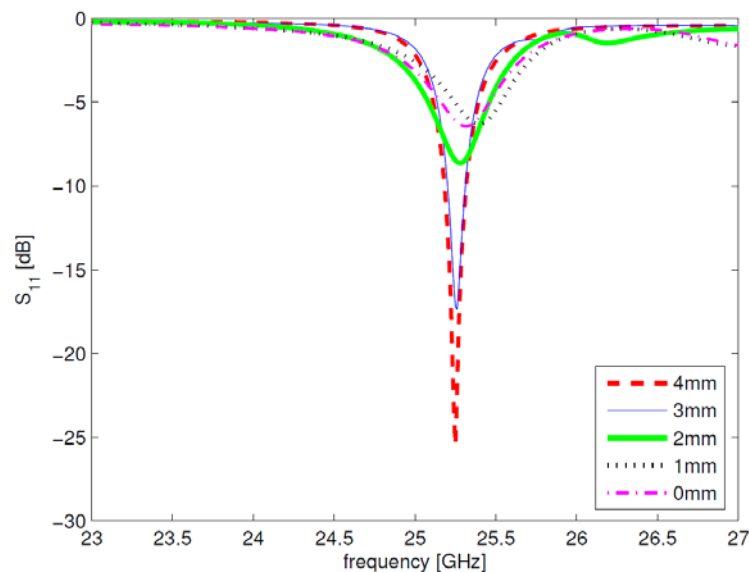
Los sensores, además de soportar altas presiones y temperaturas, deben ser inmunes a la presencia de los elementos producto de la explosión de combustible en la cámara de combustión y otro tipo de contaminantes.

En los siguientes apartados se explicarán los principios de funcionamiento de las diferentes tecnologías de sensores que existen para la medida de la distancia *Tip Clearance* y del *Time of Arrival*.

2.3.1 Sensores basados en microondas

Los sensores basados en microondas son a la vez una antena transmisora y una receptora de microondas. El sensor emite continuamente una señal de microondas y mide la señal que es reflejada desde el álabe, que debe ser metálico. El sensor mide el cambio del campo de microondas al ser atravesado por el álabe. Los cambios en la fase y la amplitud de la señal medida corresponden directamente con la distancia del álabe al sensor. Woike *et al.* desarrollaron una primera generación de sensores que usaba señales a 5,8 GHz que pueden medir distancias de hasta 25 mm (la mitad de la longitud de onda de la señal) [38]. En otros ensayos consiguen aguantar temperaturas de 900 °C sin refrigerar y de 1200 °C refrigerados [39].

Posteriormente, con el objetivo de alcanzar exactitudes de 25 μm , Violetti *et al.* presentaron el desarrollo de un sensor de 24 GHz (ver Figura 6) capaz de medir distancias de hasta 6 mm [40]. La respuesta frecuencial de estos sensores es de 5 MHz pudiendo alcanzar los 25 MHz.



(a) $S_{11}(f)$ magnitude

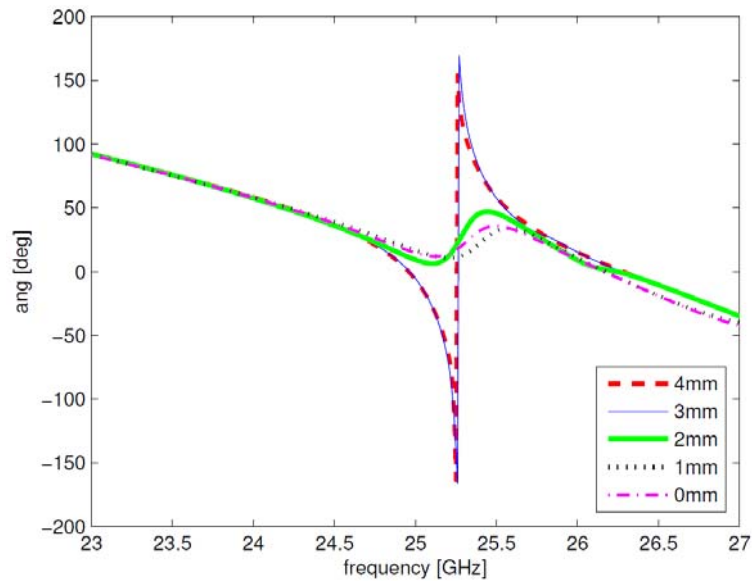
(b) $S_{11}(f)$ phase

Figura 6. Respuesta frecuencial en magnitud (a) y fase (b) de un sensor basado en microondas al paso de álabes a diferentes distancias. Imagen tomada de [40].

Este tipo de sensores han sido usados por Kwapisz *et al.* [41], mediante la medida de patrones de *Tip Clearance*, para la monitorización de la salud estructural de álabes. Woike *et al.* [42] han validado el uso de estos sensores en el mismo tipo de aplicación comparando sus resultados contra sensores capacitivos. Violetti *et al.* han llegado a emplearlos en etapas de alta presión usando hasta ocho sensores simultáneamente calculando los valores para los álabes cada segundo [43].

Es necesario realizar un proceso de calibración para caracterizar el comportamiento del sensor en función del tipo de álabes que espera medir y obtener unas curvas de ajuste. En este caso, debido a que el sensor se basa en la extracción de la modulación de fase de la señal reflejada causada por el movimiento del sensor, el álabes se coloca en una mesa giratoria mientras que el sensor se monta sobre una regleta móvil.

Una de las principales ventajas de estos sensores es que son capaces de soportar la presencia de combustible y otro tipo de contaminantes presentes en el motor. Sin embargo, tienen un coste elevado y el sistema de procesado es más complejo.

2.3.2 Sensores capacitivos

Los sensores capacitivos se basan en la variación de la carga del condensador que se forma entre el sensor, los álabes y el espacio entre ellos que actúa como dieléctrico. Para la detección del cambio de capacidad Müller *et al.* emplean técnicas basadas en modulación de frecuencia que son inmunes a los gases ionizados [44]. Sheard mejoró el sistema para poder medir la distancia de cada álabes individual a la carcasa [45]. Lawson e Ivey han demostrado que tienen una funcionalidad equivalente con respecto al empleo de galgas extensiométricas [46]. Gill *et al.* describen uno de los primeros sistemas de medida completos basados en este tipo de sensores [47]. Lavagnoli *et al.*

han desarrollado un sensor que es capaz de alcanzar una incertidumbre de 25 μm para un rango de 1 mm [48].

En la Figura 7 se representa una captura de la detección de un álabe por un sensor capacitivo de doble apantallamiento [49]. El punto de paso por cero es el que se supone que marca la detección del álabe frente al sensor. Este sensor puede soportar hasta 1000 $^{\circ}\text{C}$.

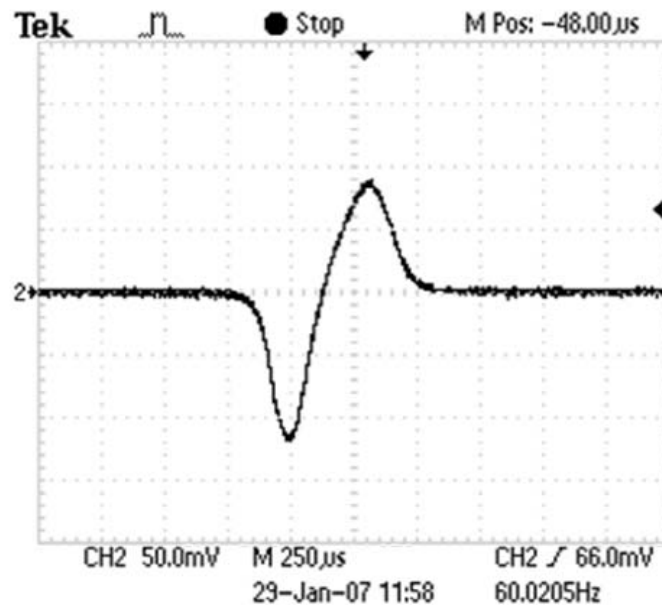


Figura 7. Forma de onda de la salida de un sensor capacitivo al detectar un álabe. Imagen tomada de [49].

Entre las aplicaciones referidas en la literatura, se cita un ejemplo de control activo del *Tip Clearance* basado en un sensor capacitivo para turbinas en miniatura [50].

Sus desventaja radica en que el cambio de la salida del sensor puede estar más influido por las variaciones del dieléctrico debido a los cambios de temperatura, presencia de productos de combustión y deriva temporal [21]. Su respuesta frecuencial es más pobre que la de otros sensores.

2.3.3 Sensores inductivos

Los sensores inductivos o de reluctancia variable se basan en la variación de la densidad de flujo magnético con la variación de la reluctancia que se produce cuando el álabe se acerca al sensor [51]. Su salida no sólo es dependiente de la distancia entre el álabe y el sensor, sino también de su velocidad de giro. Además, su uso está limitado a álabes de materiales ferromagnéticos (ver Figura 8 y Figura 9). Du *et al.* consiguen un sensor que mide en un rango de 5 mm con una resolución de 10 μm [52].

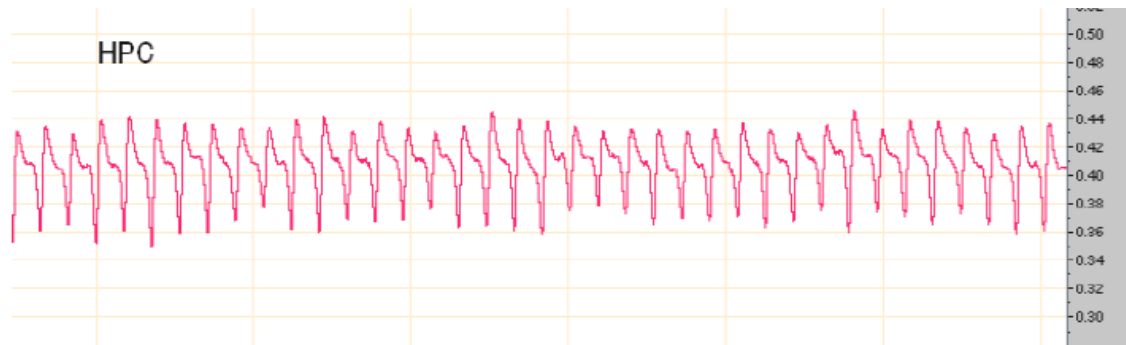


Figura 8. Formas de onda de un sensor inductivo en un Compresor de Alta Presión. Imagen tomada de [51].

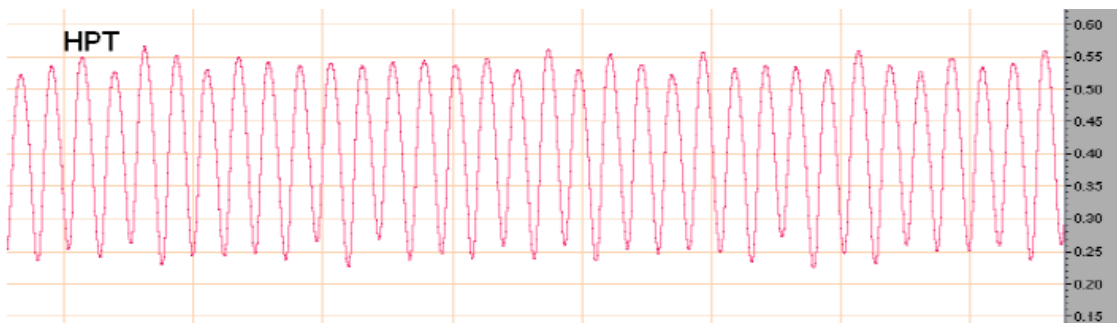


Figura 9. Formas de onda de un sensor inductivo instalado en una Turbina de Alta Presión. Imagen tomada de [51].

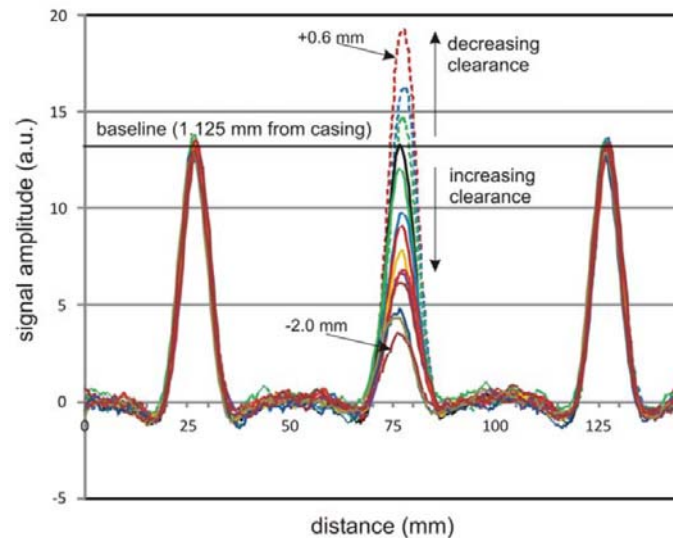
Szczepanik *et al.* los emplean para medir las vibraciones de una turbina a partir de los valores de *Tip Clearance* y *Time of arrival* [53]. Lindstedt *et al.* los han usado en la monitorización de los cambios en la condición de los álabes teniendo en cuenta los cambios en las condiciones externas como temperatura, presión o fuerzas sin necesidad de que estas variables sean medidas directamente [54].

2.3.4 Sensores de corrientes de Foucault

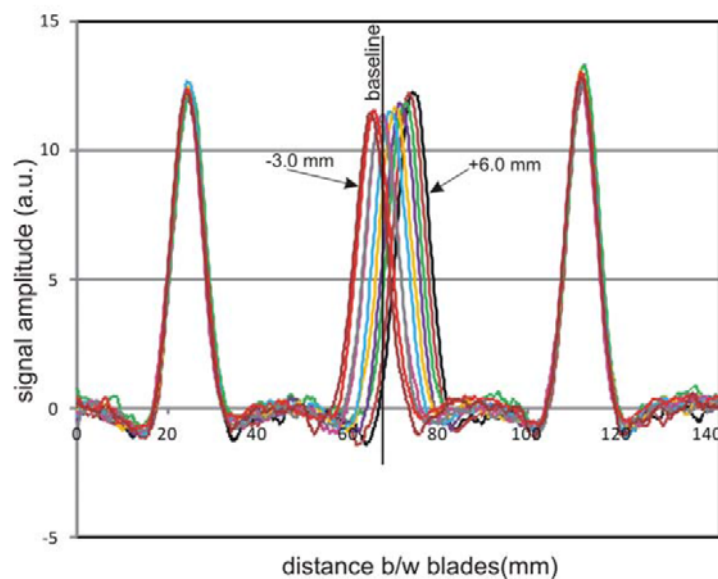
Los sensores basados en corrientes de Foucault pueden ser pasivos o activos. Los sensores pasivos tienen un imán permanente y una bobina en la carcasa. El primero genera un campo magnético estático que es atravesado por los álabes en su movimiento. Éstos, si son conductivos y no magnéticos, al estar en movimiento ven un campo variable y crean un voltaje inducido en los álabes. Al ser conductivos, circulan por ellos unas corrientes de Foucault, que a su vez producen un campo magnético secundario que es detectado por la bobina [55]. Cardwell *et al.* crean unos sensores activos sustituyendo el imán permanente por una o varias bobinas para la generación del campo magnético. Sensores con este principio de funcionamiento son capaces de trabajar con espesores de carcasa de hasta 1,5 mm [56]. Hasse *et al.* definen las características que pueden alcanzar este tipo de sensores otorgándoles una precisión de 35 μm en un rango de 3 mm [57].

Mandache *et al.* han probado sensores que usan campos magnéticos variables de baja frecuencia que crean corrientes de Foucault en la carcasa oponiéndose al campo magnético incidente. El paso de un álabe distorsiona el campo magnético e,

implícitamente, las corrientes en la carcasa [58]. La bobina captura esos cambios proporcionales a la distancia al álabe y al tiempo entre álabes consecutivos. De esta forma, se consigue que el sensor pueda situarse a 6,35 mm dentro de una carcasa de Inconel 601 (níquel-cromo). Las formas de onda para la determinación del *Tip Clearance* y del *Time of Arrival* se muestran en la Figura 10.



(a)



(b)

Figura 10. Formas de onda de un sensor basado en corrientes de Foucault. En (a) se ve la variación de la forma de onda con variaciones del TC. En (b) se muestra variaciones en los ToA. Imagen tomada de [58].

La ventaja principal de este tipo de sensores es que se pueden instalar sin necesidad de agujerar la carcasa, por lo que pueden usarse en puntos de temperaturas más altas. También son inmunes a la presencia de los productos de la combustión. Sin embargo, son sensibles a los materiales de la carcasa y del álabe y a la distancia entre ellos [59].

Entre las aplicaciones desarrolladas, Chana *et al.* los han empleado para la detección de daños en los álabes por cuerpos extraños (Foreign Object Damage, FOD) [35].

2.3.5 Sensores ópticos

Existen sensores ópticos basados en diferentes principios físicos de funcionamiento: interferometría, efecto Doppler, modulación de fase y modulación de intensidad reflejada.

Los sensores basados en interferometría tienen un principio de funcionamiento basado en la interferencia creada al recombinarse dos fuentes de luz de la misma frecuencia, que han seguido un camino diferente hasta llegar a mezclarse. De esta forma, la luz reflejada por el álabes se combina con la luz de referencia produciendo un interferograma, cuyo procesado mediante la transformada inversa de Fourier obtiene la distancia al álabes. Vakhtin *et al.* logran una precisión de $4\ \mu\text{m}$ en un rango menor de $1\ \text{mm}$ con un sensor desarrollado bajo este principio (Ver Figura 11) [60]. Kempe *et al.* [61] y [62] logran una precisión de $50\ \mu\text{m}$.

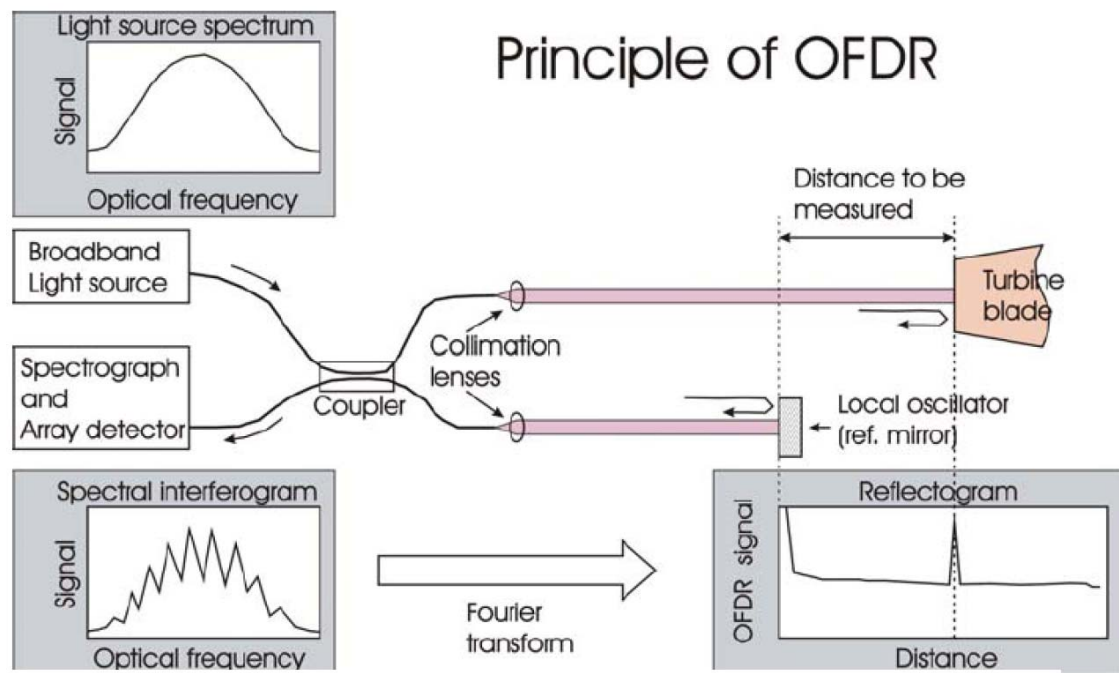


Figura 11. Principio de funcionamiento de la reflectometría óptica. Imagen tomada de [60].

Los sensores de efecto Doppler se basan en la interferencia creada al combinar la luz de referencia con la luz reflejada en el álabes cuya frecuencia ha cambiado al incidir en un objeto en movimiento. Estos sensores combinan dos de estos sistemas que convergen en un volumen en el que se detectará el paso de álabes (Ver Figura 12) [63]. Pfister *et al.* [64] y Czarske *et al.* [65] desarrollan un sensor al que se le atribuye una precisión de $22\ \mu\text{m}$.

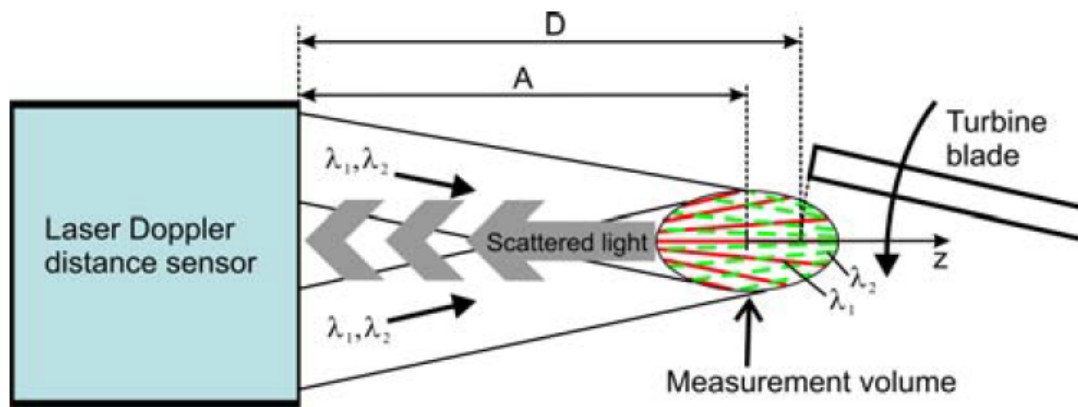


Figura 12. Principio de funcionamiento del sensor Doppler. Imagen tomada de [64].

Los sensores basados en modulación de fase modulan la intensidad del láser incidente mediante una señal sinusoidal. La diferencia de fase de la luz reflejada con respecto a la de la luz de referencia se relaciona con la posición del álabo y se usa para medir la distancia (ver Figura 13). Guo *et al.* desarrollan un sensor basado en este principio con una resolución de 20 μm en un rango de validez de 9 mm con un tiempo de adquisición de 5 μs [66].

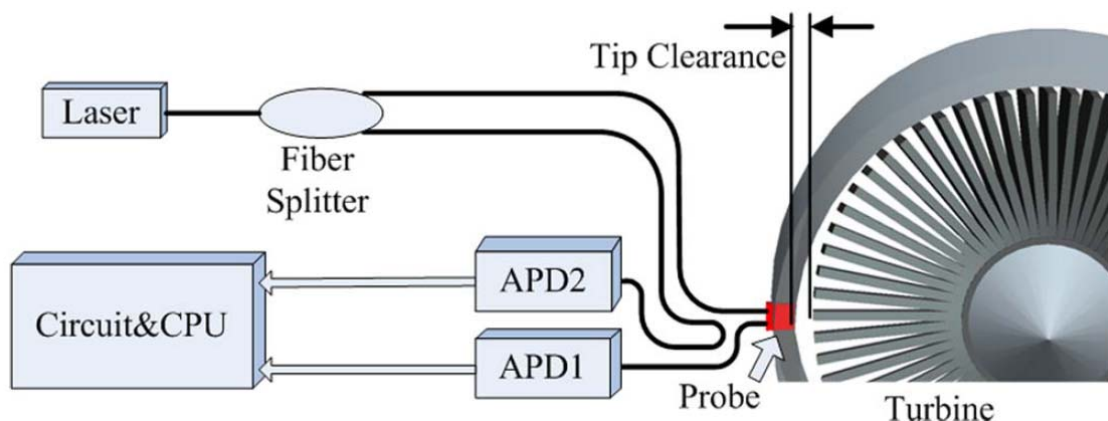


Figura 13. Principio de funcionamiento de la modulación de fase de la intensidad luminosa. Imagen tomada de [66].

Los sensores basados en interferometría pueden alcanzar una alta resolución. Sin embargo, requieren de un procesado muy complejo.

El procesado más simple se da en sensores basados en técnicas de modulación de intensidad luminosa reflejada. Estos sensores constan de una fibra que dirige una fuente de luz hacia el álabo y uno o varios haces de fibras que capta la luz reflejada en él. La luz es transformada en tensión con ayuda de un fotodetector. Binu *et al.* presentan un tipo de sensor con un único haz colector (ver Figura 14) [67] [68].

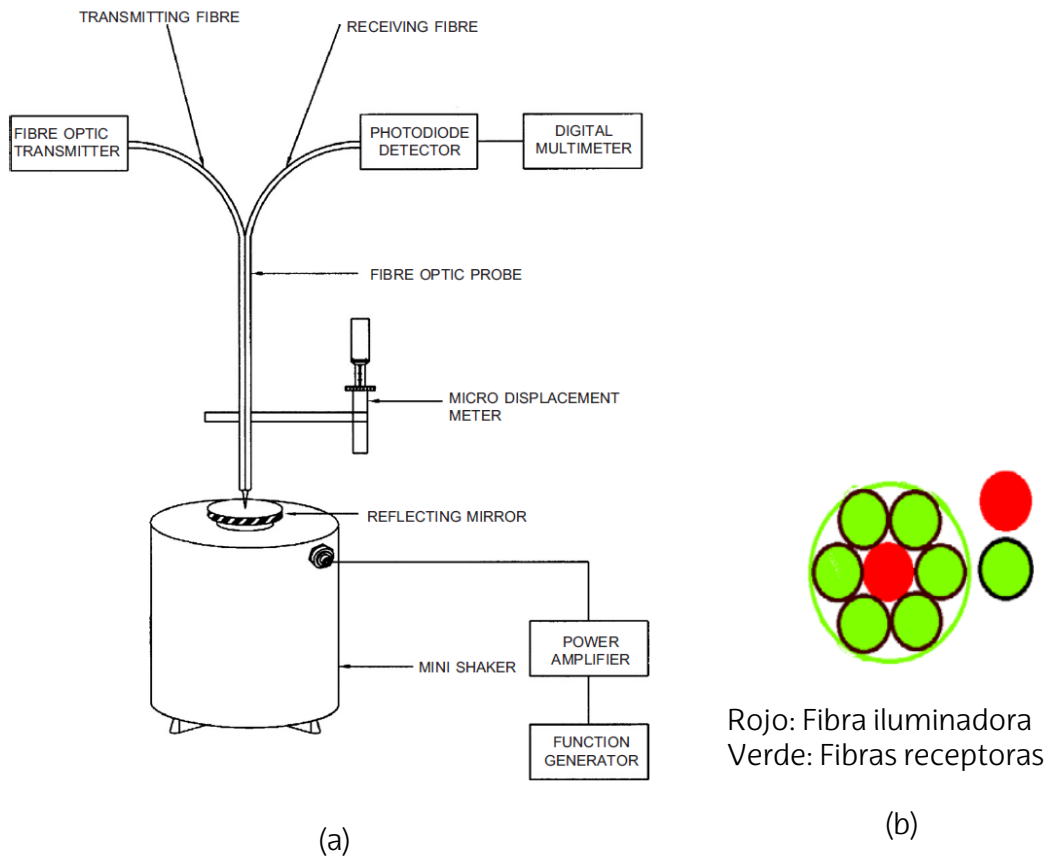


Figura 14. Diagrama de bloques de sensor óptico basado en modulación de intensidad reflejada (a). Sección del sensor de fibra (b). Imagen tomada de [67].

Los sensores así planteados tienen una tensión de salida que depende no sólo de la distancia, sino también de las variaciones de la intensidad luminosa incidente, de las pérdidas en la fibra y de los cambios en las propiedades de reflexión del material del álabe.

Para superar estas limitaciones, se plantea el sensor de la Figura 15. Es el tipo de sensor en el que se basa esta tesis por lo que se va a explicar en detalle. Este tipo de sensores han sido además estudiados por Yu-zhen *et al.* [69] y Zhao *et al.* [70]. Cao *et al.* logran una precisión de 25 μm en un rango de 3 mm [71].

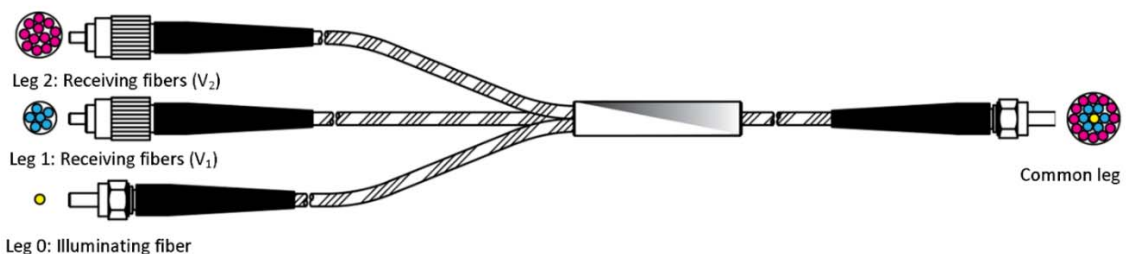


Figura 15. Esquema del sensor óptico trifurcado.

El sensor consiste en un haz de tres anillos concéntricos de fibras que se instala en la carcasa (*common leg*, derecha). El haz central (*leg0*) lleva un láser cuya luz reflejada por los álabes se recoge en los otros dos haces concéntricos (azul y magenta). La luz

reflejada es amplificada y convertida en sendas tensiones, V_1 y V_2 , en el otro extremo (*leg 1* y *leg 2*). La tensión de salida, V_i , del fotodetector número i será función de la irradiancia de la luz que llega al fotodetector, I_i , el área iluminada sobre el fotodetector debido a la luz recogida por el anillo, A_i , la responsividad del fotodetector R_i , y de la ganancia del fotodetector G_i .

$$V_i = I_i \cdot A_i \cdot R_i \cdot G_i \quad (3)$$

La irradiancia de la luz que llega al fotodetector, I_i , será proporcional a la irradiancia de la fibra transmisora, I_o , la reflectividad del álabes, R_{blade} , las pérdidas de la fibra, K_i , las fluctuaciones de la luz incidente, K_o y de la irradiancia recogida por las fibras del anillo que es función de la distancia, d , al álabes $F_i(d)$

$$I_i = K_o \cdot K_i \cdot R_{blade} \cdot F_i(d) \quad (4)$$

Si se dividen ambas tensiones, el resultado es proporcional a la distancia al álabes, d , e inmunes a cambios en la reflectividad del álabes o la intensidad luminosa.

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{K_2 \cdot F_2(d) \cdot A_2 \cdot R_2 \cdot G_2}{K_1 \cdot F_1(d) \cdot A_1 \cdot R_1 \cdot G_1} = K \cdot F(d) \quad (5)$$

Las formas de onda de las tensiones V_1 y V_2 se pueden ver en la Figura 16. Se marcan con líneas negras verticales el instante en el que se considera que ha habido un cambio de álabes.

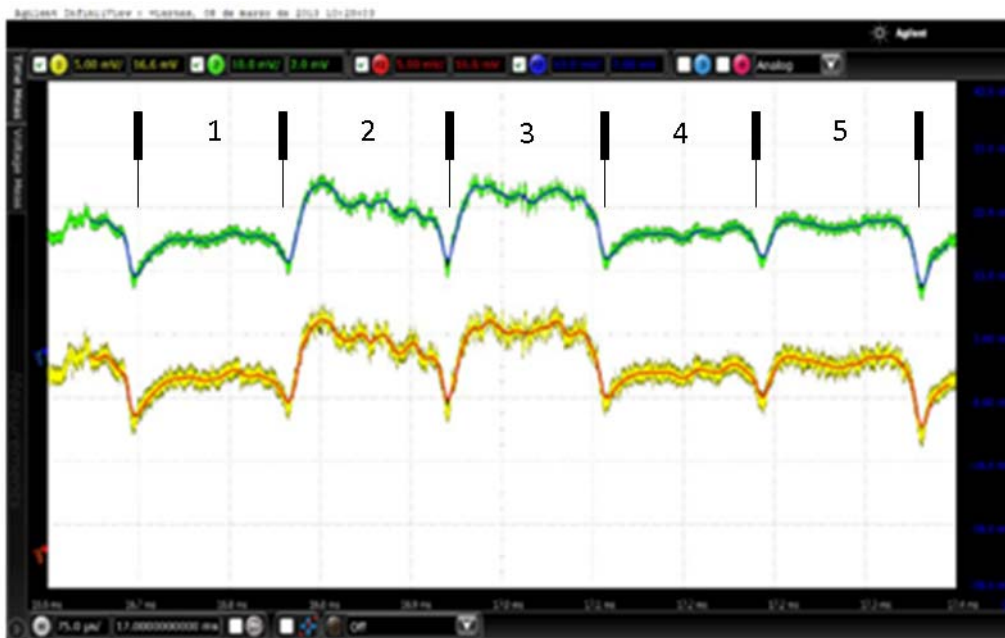


Figura 16. Formas de onda V_1 (amarillo) y V_2 (verde) del sensor trifurcado midiendo a 3148 rpm.

Knappet y García han publicado estudios que validan la equivalencia entre los resultados obtenidos a partir de sensores ópticos con respecto a la tecnología clásica basada en galgas extensiométricas [72].

2.3.6 Otros sensores

Existen otro tipo de sensores basados también en efectos magnéticos, en concreto en la capacidad de ciertos materiales de variar su resistencia bajo la influencia de un campo magnético por lo que reciben el nombre de sensores magnetorresistivos. Tomassini *et al.* utilizan como elemento sensor una película de una aleación de níquel y hierro que se coloca dentro de un campo magnético cuya densidad va a cambiar al acercarse el álabe. Obtiene de esta forma una incertidumbre de 22 μm en un rango de 1,5 mm [73]. La forma de onda generada por el sensor se muestra en la Figura 17.

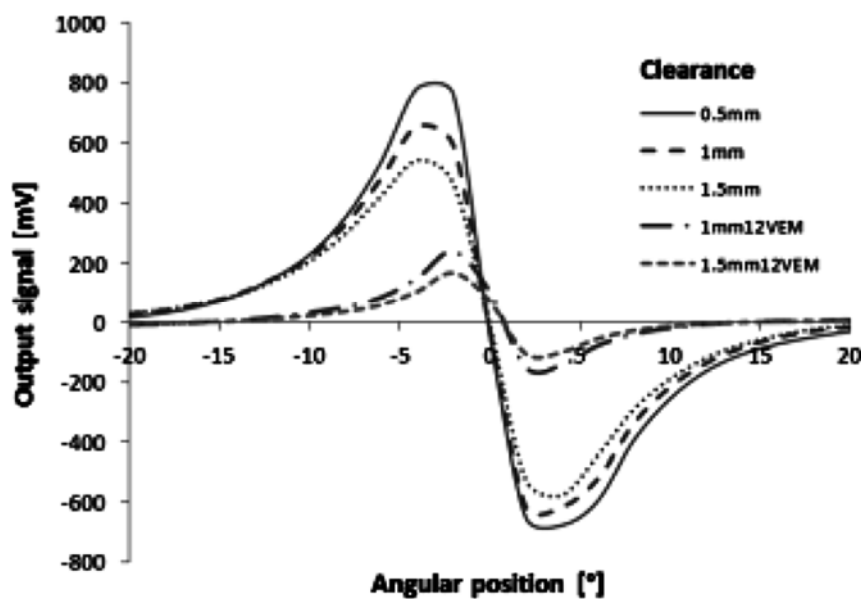


Figura 17. Forma de onda de salida de un sensor magnetorrestivo al detectar la presencia de un álabe. Imagen tomada de [73].

Por último, Xiao *et al.* publicaron la construcción de un sistema de captura de imágenes de rayos-X para poder medir la distancia de la punta del álabe a la carcasa orientadas a la fase de comprobación de la calidad de la fabricación de diferentes elementos destinados a motores aeronáuticos. Las resoluciones de las imágenes están evaluadas en 150 μm en el caso mejor [74].

2.4 Resumen de las principales características de los sensores

La Tabla I resume las características de rango y precisión que se pueden alcanzar con los diferentes tipos de tecnologías en las que se basan los sensores. También se especifican las ventajas e inconvenientes de cada uno de ellos.

Tabla I Resumen de las características de las tecnologías de los sensores

Tecnología sensor	Rango [mm]	Precisión [μm]	Ventajas Inconvenientes
Microondas	6	25	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Soportan altas temperaturas ✓ Inmunes a productos de combustión X Alto coste, complejos
Capacitivos	1	25	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Robustos ✓ Bajo coste X Variaciones del dieléctrico por temperatura, elementos de la combustión, etc.
Inductivos	5	20	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Inmunes a la presencia de elementos de combustión X Formas de onda dependientes de distancia y velocidad de giro. X No adecuados para nuevos materiales.
Corrientes de Foucault	3	35	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Permiten medir a través de carcasas no ferromagnéticas en condiciones más exigentes. X No adecuados para nuevos materiales.
Ópticos interferometría	< 1	10	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Resolución y velocidad ✓ Inmunes a interferencias electromagnéticas X Complejos. X No soportan altas temperaturas X Sensibles a los productos de combustión
Ópticos Doppler	2,6	22	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Resolución y velocidad ✓ Inmunes a interferencias electromagnéticas X Complejos. X No soportan altas temperaturas X Sensibles a los productos de combustión
Ópticos modulación de fase	9	20	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Inmunes a interferencias electromagnéticas X No soportan altas temperaturas X Complejos.
Ópticos trifurcados	2	12	<ul style="list-style-type: none"> ✓ Inmunes a interferencias electromagnéticas ✓ Inmunes a cambios de luminosidad y reflectividad. X No soportan altas temperaturas

2.5 Obtención de los parámetros a partir de las señales de los sensores

Exceptuando los sensores ópticos basados en interferometría, que requieren un procesado complejo, el resto de sensores tienen una salida que se encuadra dentro del tipo 1 (ver Figura 18) o del tipo 2 (ver Figura 19). Esta tipología en las formas de onda de

los sensores para las medidas de *Tip Clearance* y *Time of Arrival* ha sido definida por el grupo de trabajo para la instrumentación en sistemas de propulsión norteamericano, PIWG por sus siglas en inglés [75].

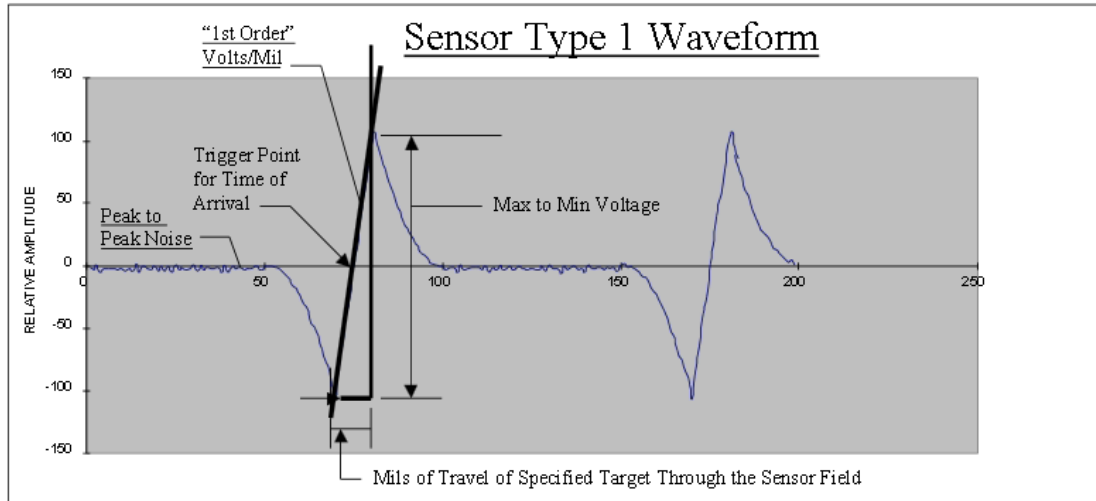


Figura 18. Forma de onda de sensores tipo 1 según el PIWG. El punto de referencia para la detección de la presencia del álabe se determina en el paso por cero de la señal. Imagen tomada de [75].

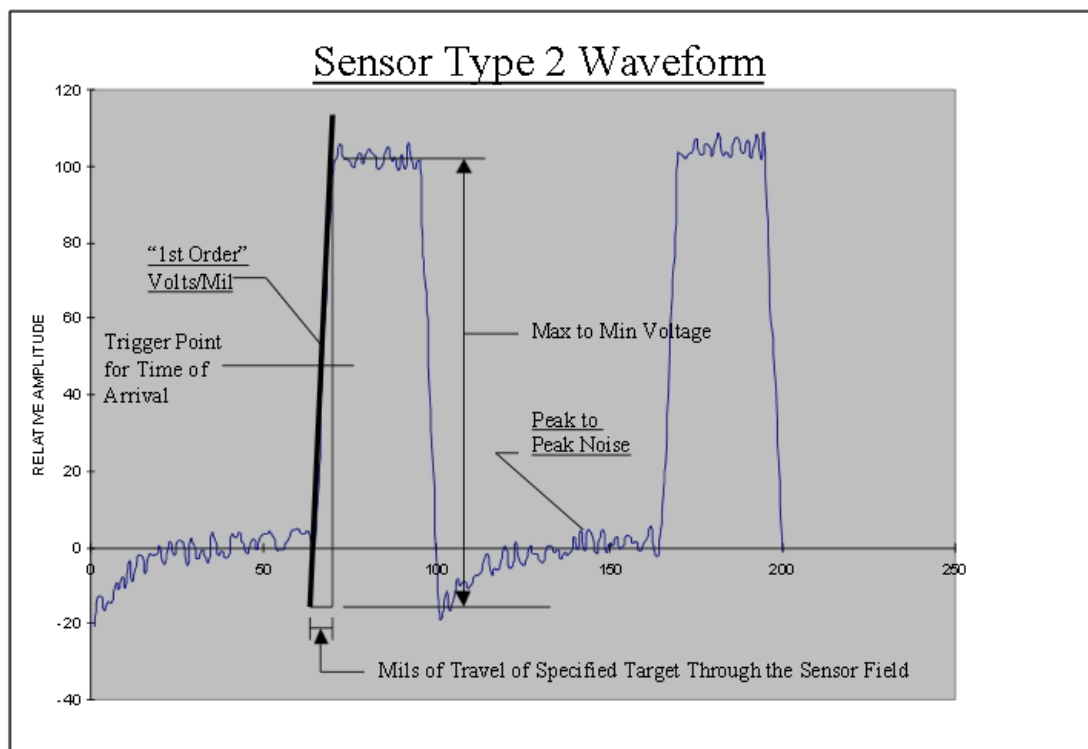


Figura 19. Formas de onda de sensores tipo 2 según el PIWG. El punto de referencia para la detección de la presencia del álabe se determina en un punto del flanco de la señal. Imagen tomada de [75].

2.5.1 Extracción del *Tip Clearance*

Para la obtención del *Tip Clearance* se debe obtener previamente en laboratorio una curva de ajuste que caracterice la respuesta del sensor para diferentes distancias. En el caso de los sensores inductivos, la determinación de las curvas de ajuste es un proceso particularmente complejo porque la salida del sensor depende no sólo de la distancia del álabe a la carcasa, sino también de la velocidad de giro.

En la Figura 20 se muestra la curva de calibración de un sensor basado en corrientes de Foucault publicado por Mandache *et al.* [58]. Mientras que la Figura 21 muestra la curva de calibración publicada por Müller *et al.* para un sensor capacitivo [44].

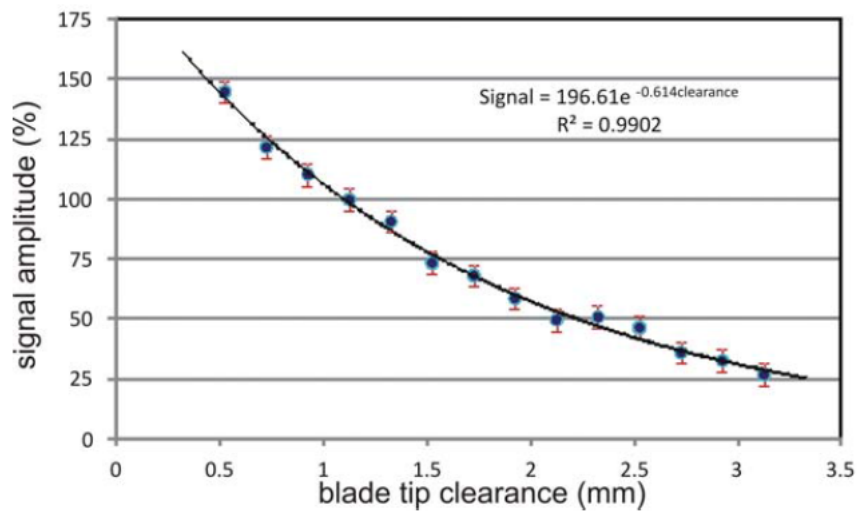


Figura 20. Ejemplo de curva de calibración para un sensor basado en corrientes de Foucault. Imagen tomada de [58].

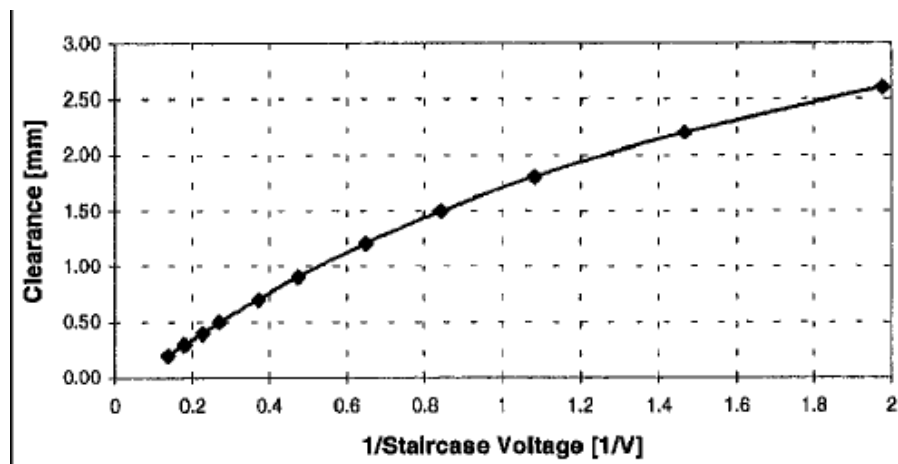


Figura 21. Ejemplo de curva de calibración de un sensor de tipo capacitivo. Imagen tomada de [44].

En el caso de los sensores ópticos trifurcados, se sitúa un álabe frente al sensor a una distancia conocida y se registran los valores de tensión V_1 y V_2 . La Figura 22 muestran las

curvas V_1 (verde), V_2 (naranja), el cociente (negro) y la recta de calibración (rojo) obtenidas en el laboratorio publicada por García *et al.* [76].

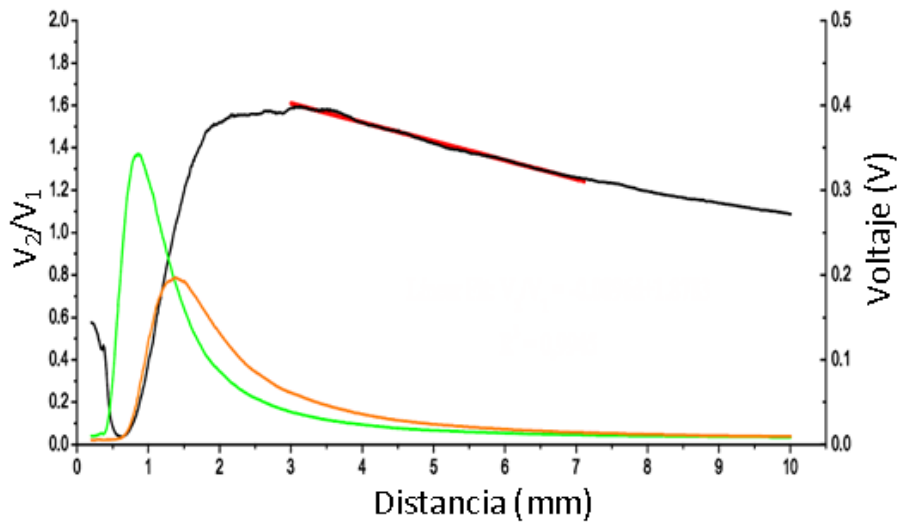


Figura 22. Curva de calibración del sensor de un sensor óptico trifurcado. Imagen tomada de [76].

En este caso, se podría usar la zona de la curva con pendiente positiva, pero quedaría demasiado cerca de los álabes y podría poner en peligro la integridad tanto del sensor como del motor.

2.5.2 Extracción del *Time of Arrival*

La determinación del instante en que se considera que un álabes pasa frente al sensor puede realizarse en varios puntos de la forma de onda. Se pueden usar tanto uno de los flancos como en la detección del valor máximo (ver Figura 23), siempre y cuando ese punto sea coherente durante todo el tiempo de procesado [77].



Figura 23. Ejemplo de instantes que pueden ser usados en la determinación de la detección del álabes.

El uso de simples umbrales para la detección del momento del paso de álabe es muy sensible al ruido del sensor. Chana *et al.* proponen un método para limitar su influencia mediante integración de la señal [78]. Tradicionalmente se ha empleado circuitería externa basada en comparadores para la detección de un nivel de tensión umbral cuya superación dispara la captura del contenido de un temporizador de alta velocidad como los presentados por Hayes [79].

Se puede emplear un sensor adicional fijado al eje que sirva como referencia para establecer un origen absoluto de todos los álabes. Su instalación es compleja y añade incertidumbre al sistema. Russhard propone un método para, bajo ciertas condiciones, determinar ese punto a partir de las propias señales de los álabes [80].

2.6 Técnicas *Blade Tip Timing*

En la década de los 60 se comenzó a intentar crear métodos para cuantificar de forma indirecta el estrés al que se ven sometidos los álabes. A estos métodos no intrusivos se les agrupa bajo la denominación *Blade Tip Timing Non-Intrusive Stress Measurement Systems*. Hasta entonces se empleaban galgas extensiométricas adheridas a algunos álabes que medían continuamente su deformación.

Se ideó sustituir las galgas por sensores instalados en la carcasa del motor. Estos sensores transforman el problema en un sistema sub-muestreado en el que cada sensor sólo adquiere datos de un álabe cuando éste pasa frente a él. A partir de la detección del instante de paso del álabe se calcula su desplazamiento con respecto a la posición de equilibrio según la ecuación (2).

A partir de los desplazamientos, es posible obtener la frecuencia, fase y la amplitud de la vibración a la que está sometido un álabe mediante técnicas de ajuste senoidal, tal y como se puede ver en la Figura 24. Para ello se suele asumir que la velocidad de giro y la amplitud de los desplazamientos son constantes y sinusoidales durante la medida para todos los sensores [81].

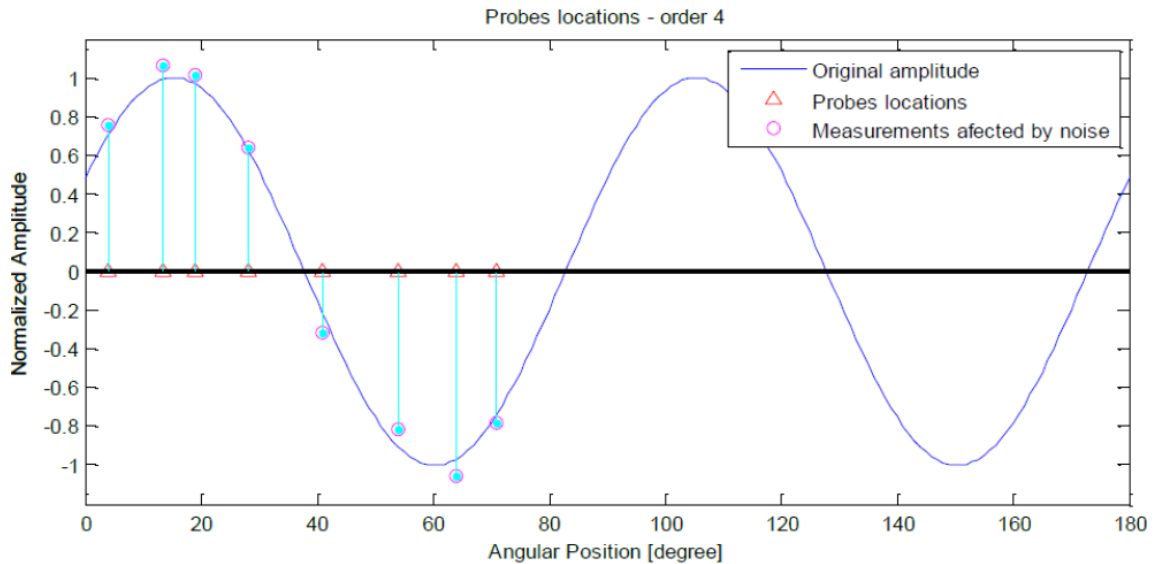


Figura 24. Ejemplo de distribución de sensores para la obtención de los parámetros de vibración a partir de los desplazamientos medidos en diversos puntos. Imagen tomada de [10].

El primer método documentado que calcula las vibraciones síncronas de un álabe a partir de las deflexiones de sus álabes corresponde a Zablotskiy y Korostolev [82]. Heath e Imregun proponen mejoras a su método al tener en cuenta el efecto de la vibración en el cálculo de los tiempos de llegada [83]. Zielinski y Ziller realizan un análisis espectral basado en Fourier para determinar el espectro de un álabe [84]. Lindstedt *et al.* usan una combinación de correlación y transformadas de Fourier para evaluar las condiciones de funcionamiento de los álabes de un rotor [85]. Liu *et al.* añaden el efecto de la torsión al cálculo de los tiempos de llegada [86]. Abdul-Aziz *et al.* combinan datos experimentales con simulaciones basadas en elementos finitos para determinar, a partir de los cambios en las deflexiones de la punta del álabe, posibles roturas del disco [87]. Beuseroy *et al.* proponen un análisis espectral basado en las señales de varios conjuntos de sensores espaciados regularmente alrededor de la carcasa que, combinados, amplían el rango dinámico de las medidas [88]. Strnad y Liska analizan el comportamiento de todo el disco a partir de los tiempos de todos los álabes en vez de centrarse en un único álabe [89]. Gallego-Garrido *et al.* desarrollan teóricamente [90] y luego validan experimentalmente [91] la extracción de los datos de amplitud y frecuencia de álabes vibrando bajo dos frecuencias resonantes. La validación se realiza a partir de sensores laser, galgas y cámaras sincronizadas con un tacómetro e iluminación con luz estroboscópica. Pezouvanis *et al.* correlan mediante modelos matemáticos y simulaciones las vibraciones obtenidas mediante técnicas BTT [92].

A pesar del alto número de métodos publicados, no hay consenso en la literatura publicada sobre cuál es el método que mejor funciona y cuán exacto es [25].

A partir de los modos de vibración calculados, y mediante técnicas basadas en simulaciones con elementos finitos, se determina el esfuerzo al que se han visto sometidos los álabes [93]. Castanier *et al.* [94] y Yuan *et al.* [95] hacen un repaso de estos

métodos numéricos de simulación y de aquellos modelos simplificados que puedan ser más eficientes en el cálculo de los esfuerzos en discos de álabes.

Otros desarrollos adyacentes a este campo de investigación son los excitadores para test de vibraciones como los propuestos por Firrone *et al.* [96] y Freund *et al.* [97]. Pfeifer y Zidorn han propuesto calibradores que generan pulsos para la validación de sistemas de medida del *tip timing* [98].

Como ya se ha mencionado, entre los campos de aplicación de esta tecnología están los test no destructivos de elementos fabricados [99], control activo del *Tip Clearance* [100] y el diagnóstico de salud estructural [101]. Los estudios realizados demuestran que es posible detectar ciertos modos de fallo poco antes de que se produzcan. Así Tappert *et al.* describen el tipo de datos que se recogen en un compresor de un motor en sus últimos doce minutos [102]. También han analizado el estado de los posibles algoritmos autónomos para prognosis y gestión de la salud de los motores [103]. Rzadkowski *et al.* [104] diagnostican un fallo del cojinete intermedio 33 minutos antes de que se produzca. Witos *et al.* exponen, basándose en datos obtenidos en la operación de aviones TS-11 con motores SO-3 y ensayos no destructivos en esos motores, las mejoras obtenidas en su operación. Entre ellas, destaca que el tiempo estadístico entre roturas de álabes del compresor se ha prolongado más de un 1500 % [105].

2.7 Características del sensor óptico trifurcado

Las señales de entrada recogidas en los ensayos del sensor en el túnel de viento tienen un valor máximo de 30 mV, tal y como se puede ver en la Figura 25. Estas señales se han recogido mediante un osciloscopio InfiniiView MSO9104A, una vez amplificadas mediante fotodetectores de ganancia variable modelo PDA100A-EC de la marca Thorlabs.

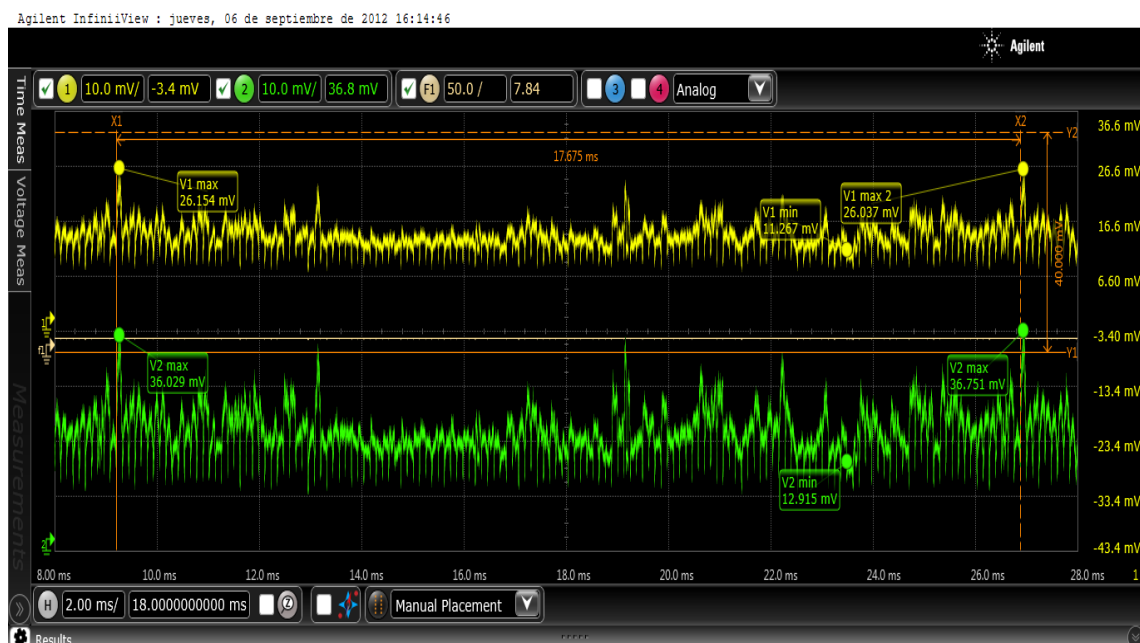


Figura 25. Formas de onda V_1 y V_2 del sensor óptico trifurcado.

2.7.1 Curva de calibración

La curva de calibración para el sensor desarrollado se ha mostrado en la Figura 22. Debido a que la zona con pendiente positiva queda demasiado cerca de los álabes, se usó la zona de pendiente negativa para la obtención en laboratorio de una curva de calibración válida en un rango de 3 – 7 mm. La recta de calibración se representa en la ecuación 6 y tiene una R^2 de 0,9945 [106].

$$\frac{V_2}{V_1} = -0,0896 \cdot TC + 1,8783 \quad (6)$$

Se usaría en la forma explicitada en la ecuación (7).

$$TC = 20,9632 - 11,1607 \cdot q \quad (7)$$

Donde q es V_2/V_1 .

El sensor se ha ensayado en un túnel de viento en la empresa CTA (Centro de Tecnologías Aeronáuticas) con una etapa compresora de 146 álabes y radio 0,5283 m encontrándose diferencias en el *Tip Clearance* de menos del 3 % con respecto al sensor de descarga empleado en la empresa [76].

El sensor ha ido evolucionando para implementar mejoras en la medida que permitan mejorar su funcionamiento. García *et al.* analizan las tres primeras versiones del sensor en [107]. En [108] se analizan cuatro versiones del sensor y las mejoras conseguidas mediante el uso de ganancias asimétricas para los dos canales de tensión. Zubia *et al.* presentan las mejoras conseguidas con la tercera versión del sensor al reducir el ruido modal del sensor [109]. Originalmente se asignó al sensor una precisión de 24 μm en el túnel de viento. También se han empleado variantes tetrafurcadas y rectas de ajuste en la zona de pendiente positiva que han sido empleadas para medir el *Tip Clearance* en una etapa compresora de un motor real bajo diferentes regímenes de funcionamiento [110]. En estas pruebas (ver Figura 26) se ha conseguido una precisión de 12 μm en un rango de 2 a 4 mm. Así mismo, se han realizado medidas con tres sensores simultáneamente [111].

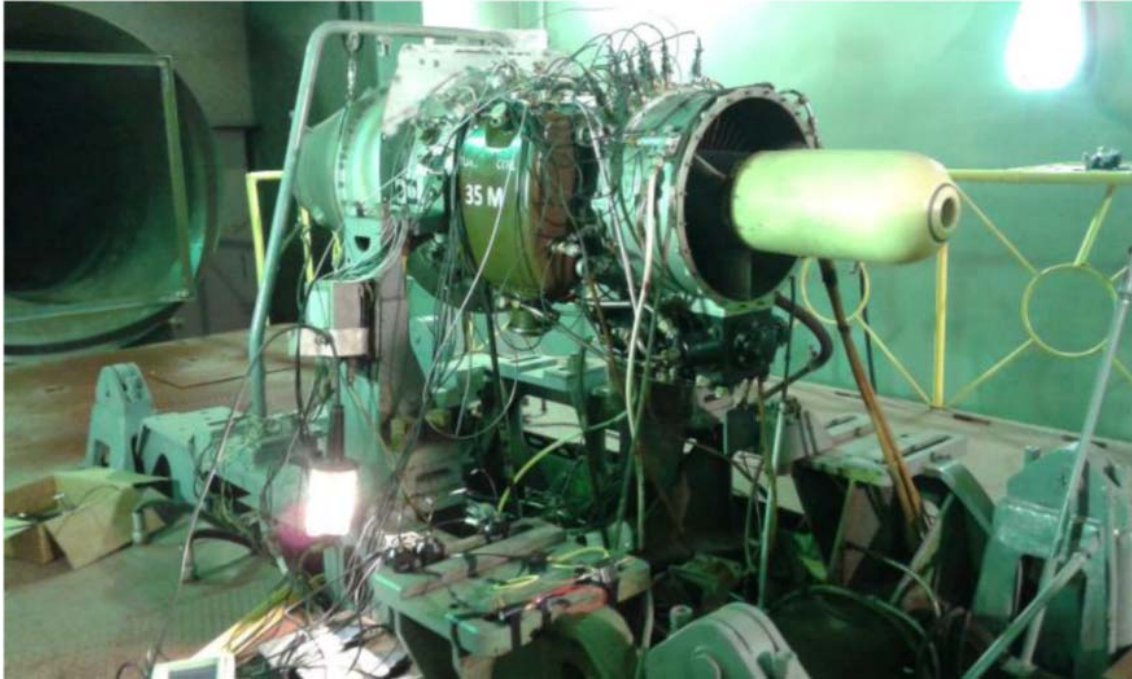


Figura 26. Pruebas del sensor realizadas en un motor S0-3 con el sensor instalado en la carcasa. Imagen tomada de [110].

2.7.2 Procesado Off-line

El procesamiento inicial creado para la validación de la idoneidad del sensor comienza mediante la captura en osciloscopio de las señales V_1 y V_2 para diferentes puntos de trabajo. Los ficheros con las señales 'en bruto' se procesan *off-line* mediante un programa en MATLAB que:

- Aplica un filtro pasa-bajos de 50 kHz de frecuencia de corte.
- Sobre la señal filtrada calcula la derivada segunda
- Los puntos donde la derivada segunda sobrepase un umbral se considera que son aquellos donde hay un cambio de álabe (Ver Figura 27).
- Una vez delimitado el tiempo en que un álabe está frente al sensor, se computa el *Tip Clearance* mínimo para ese álabe y el *Time of Arrival* para el mismo.

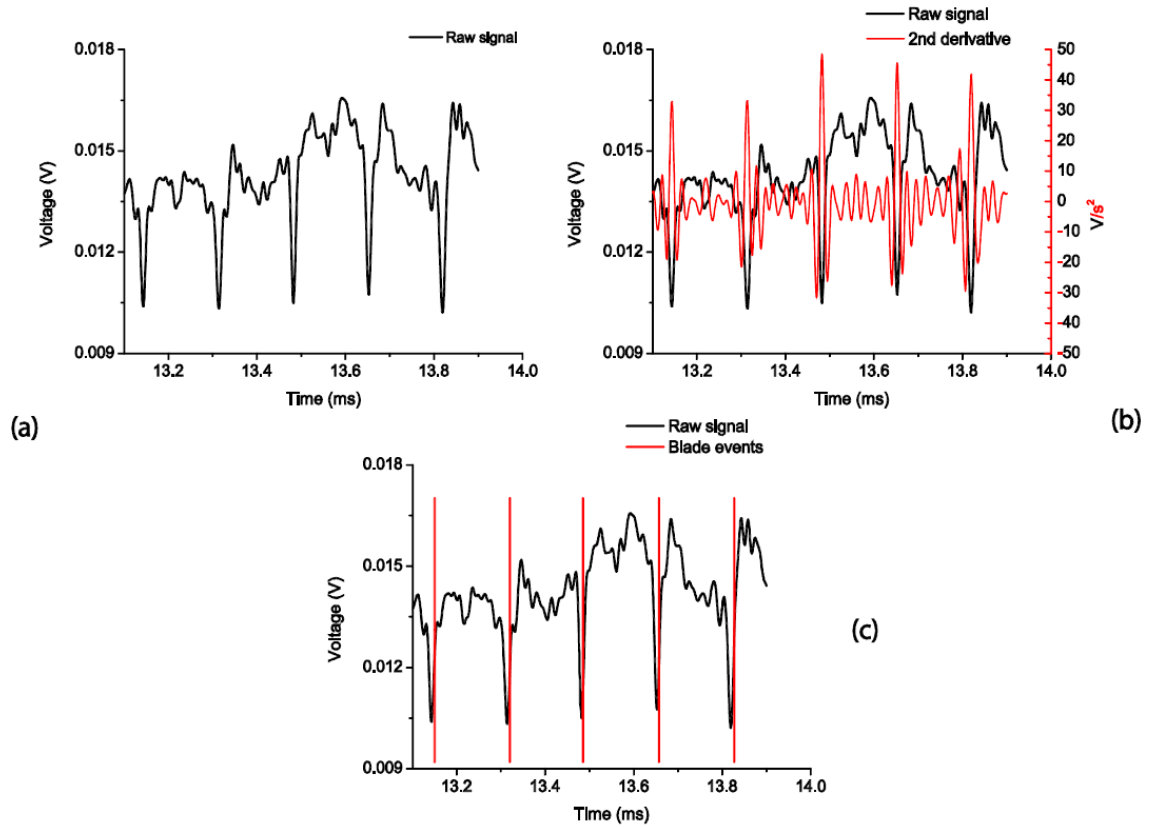


Figura 27. a) Señal original filtrada. b) Derivada segunda de la señal filtrada. c) Instantes de cambio de álabes. Imagen tomada de [106].

3 REQUERIMIENTOS DE LA MEDIDA

En este capítulo se analizan los requerimientos electrónicos de la medida que se necesitan cumplir para poder medir las señales del sensor óptico trifurcado. Se analiza su ancho de banda en funcionamiento, así como las características de la adaptación analógica y los convertidores analógico-digitales necesarios.

Aunque la arquitectura propuesta puede ser adaptada a varios tipos de sensores, en este trabajo se va a emplear un sensor óptico trifurcado definido en el apartado 2.7. En este capítulo se van a establecer los requerimientos técnicos para poder implementar un dispositivo capaz de extraer el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival* de las señales de este sensor.

3.1 Ancho de banda

Para determinar el ancho de banda se van a emplear las formas de onda de V_2 obtenidas en los ensayos en el túnel de viento. La Figura 28 muestra las formas de onda V_1 (naranja), V_2 (verde) y la FFT de V_2 (rosa) realizada por el osciloscopio a partir de una señal capturada con un disco girando a 3225 rpm.

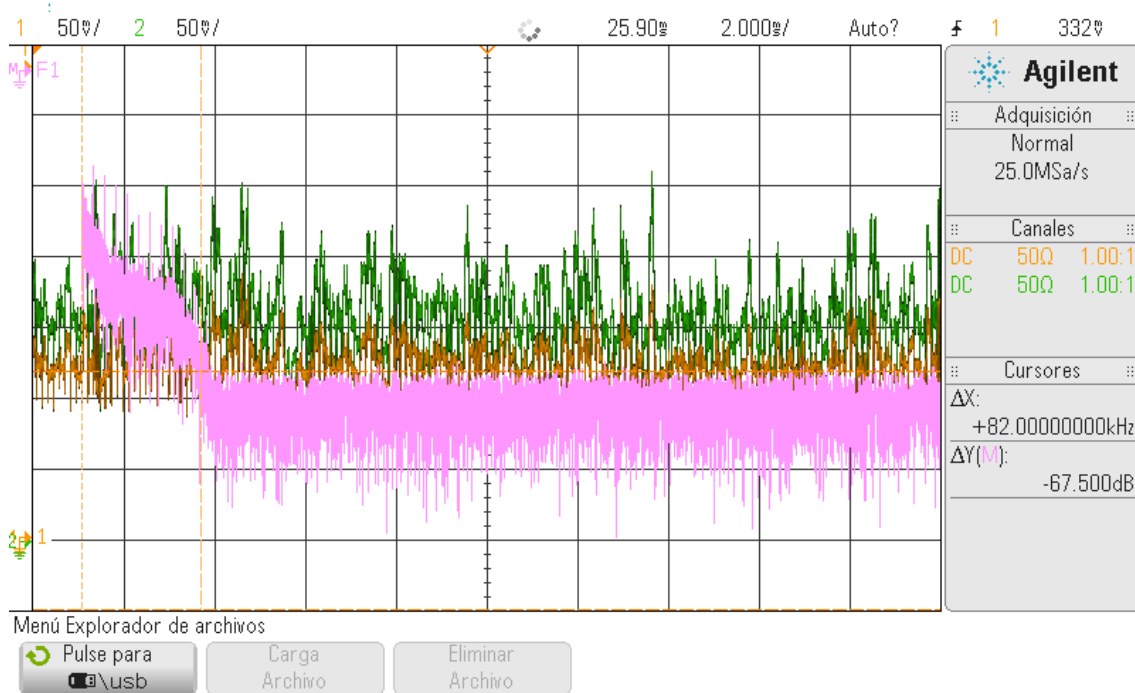


Figura 28. FFT de V_2 para una forma de onda capturada para un disco girando a 3226 rpm.

Los picos en la FFT a frecuencias múltiplos de 7,9 kHz son debidos al tiempo de paso de álabe que es de 127,4 μ s a una velocidad de giro de 3225 rpm y 146 álabes por vuelta. A partir de la Figura 28, se determina un ancho de banda del sensor de 87 kHz.

Requerimientos de la medida



Figura 29. Detalle de las formas de onda adquiridas a una velocidad de giro de 3225 rpm. El osciloscopio muestra el tiempo de dos álabes consecutivos.

Como ejemplo se puede observar que las formas de onda de dos álabes consecutivos arrojan una diferencia de $4,5 \mu\text{s}$ entre el tiempo de paso de un álabe y el siguiente (ver Figura 29). El sistema de medida debiera poder cuantificar esas diferencias de tiempos con suficiente resolución debido a que tendrá un impacto directo en la determinación de las deflexiones asociadas.

3.2 Digitalización

3.2.1 Frecuencia de muestreo

El ancho de banda del sistema de medida viene limitado por el ancho de banda del amplificador de transimpedancia empleado. En el caso de las pruebas en el túnel de viento se utilizó un Thorlabs PDA-100A. Para 0 dB el ancho de banda está establecido en

2,4 MHz. De esta forma, siguiendo el teorema de Nyquist-Shannon el muestreo debería empezar a partir de los 5 MHz. Sin embargo, la resolución para la detección del cambio de álabe sería de 0,2 μs, lo que limitaría la resolución de las deflexiones a unos 0,055 mm en el rango de velocidad máxima de giro (5.000 rpm), que es el de mayor interés. Por todo ellos se decide que al menos se muestree a 60 MHz, ya que permitirá obtener resoluciones para la deflexión de 0,0046 mm a 5.000 rpm. La Tabla II presenta las diferentes resoluciones que se pueden alcanzar según la velocidad de giro y la frecuencia de muestreo.

Tabla II Resolución de las deflexiones (μm)

	10 MHz	50 MHz	100 MHz
3390 rpm	18,8	3,8	1,9
4601 rpm	25,5	5,1	2,5
4843 rpm	26,8	5,4	2,7

3.2.2 Resolución del ADC

Para determinar la resolución del ADC se propone un valor de +1V como máximo valor de la tensión de entrada. Se debe buscar una resolución tal que la posible variación máxima del cociente, Δq, origine un cambio en el *Tip Clearance*, ΔTC, menor que la precisión asignada al sensor (24 μm). En la ecuación 6 se puede determinar que ese valor es q = 0,00224.

Las tensiones que determinan 'q' no son independientes ya que están ligadas por una relación no conocida determinada por la geometría del sensor, las ganancias de los amplificadores y el resto de parámetros que afectan al sensor (diferente reflectividad, pérdidas en la fibra, etc.) Para fijar el número de bits necesario, se ha determinado cuál sería la máxima variación del cociente V₂/V₁ para variaciones simultáneas y contrarias de un LSB tanto en V₂ como en V₁. Esta variación se ha calculado en cada par de tensiones obtenidas en las pruebas reales para que el nuevo *Tip Clearance* obtenido no diste del anterior más de 24 μm.

$$\Delta q = \text{MAX} \left[\frac{V_2 + \text{LSB}}{V_1 - \text{LSB}} - \frac{V_2}{V_1}; \frac{V_2}{V_1} - \frac{V_2 - \text{LSB}}{V_1 + \text{LSB}} \right] < 0,00224 \quad (8)$$

Se han empleado para ello las tensiones disponibles de las pruebas en banco de ensayos. La Tabla III representa las variaciones máximas en el *Tip Clearance* obtenidas con variaciones simultáneas y contrarias de 1 LSB en las tensiones V₁ y V₂ de las señales de test. Se puede comprobar cómo son necesarios al menos trece bits de resolución para que la cuantificación del convertidor analógico digital sea menor que la precisión del sensor.

Tabla III ΔTC máximo en μm obtenido en las señales de test para ADCs de diferente número de bits.

Rpm	11 bits	12 bits	13 bits
3390	45,6	22,8	11,4
4601	72,6	36,2	18,1
4843	71,9	35,8	17,9

3.3 Elección del tipo de procesador

A modo de experimento, se implementó un algoritmo en C para la detección del *Time of Arrival* y del *Tip Clearance* mediante software con un microcontrolador ARM Cortex M7 con un reloj de 216 MHz. El tiempo máximo de procesado fue de 9,12 μs por muestra.

Aunque se pueden usar microcontroladores más rápidos u otras estrategias de extracción de los datos más orientadas al tratamiento software, es clara la limitación que impone la solución mediante microcontroladores para la implementación de un sistema que sea escalable con la medida de números sensores, tal y como ya observó Procházka *et al.* [19].

El uso de una FPGA está plenamente justificado, no tanto por las frecuencias de las señales con las que se trabaja, como por la posibilidad de implementar un procesado digital concurrente y secuencial. Esto es necesario para poder analizar en tiempo real y de forma simultánea multitud de sensores con los que se pueden llegar a realizar las medidas de *Tip Clearance* y *Time of Arrival*. También son necesarios circuitos rápidos de temporización para dar resoluciones temporales adecuadas. Así, por ejemplo, para velocidades lineales en la punta del álabe de 300 a 500 m/s, un reloj de 83 MHz puede resolver desplazamientos mínimos de unos 5 μm [98].

Se aspira a realizar una detección en tiempo real, por lo que la obtención de los parámetros debe ser realizada en cada pareja de tensiones V_1 y V_2 de cada sensor. Por ello no se puede realizar un procesado por software de muchas muestras almacenadas en un buffer de memoria [112].

3.4 Etapas analógicas

Para la necesaria adaptación de señales obtenidas por el sensor (30 mV de valor máximo) se han realizado dos circuitos. El primero de ellos se adapta a las salidas del amplificador de transimpedancia comercial Thorlabs PDA-100A y tiene la entrada con conectores compatibles de tipo BNC.

El diagrama de bloques del interfaz para la adaptación analógica se muestra en la Figura 30.

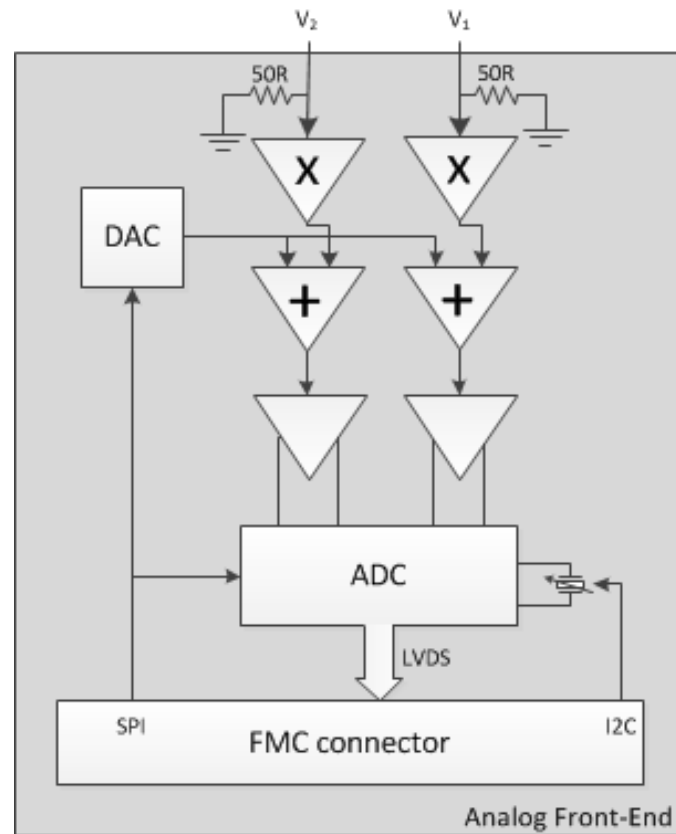


Figura 30. Interfaz analógico para adaptación de señales amplificadas.

La salida del amplificador comercial es unipolar con una impedancia de salida de 50Ω . La entrada se amplifica (ADA4000) y se le añade un nivel DC programable mediante un convertidor digital analógico (MAX5441) controlado por SPI. El convertidor analógico-digital elegido será un AD9650 que tiene dos canales diferenciales de 16 bits con salidas CMOS y LVDS. La conversión de modo común a diferencial la realiza un driver de baja distorsión (ADA4938). El convertidor AD recibe un reloj proveniente de un oscilador programable (Si570) con salida LVDS controlado mediante I2C que es capaz de sintetizar frecuencias entre 10 y 945 MHz. La Figura 31 muestra la placa desarrollada.

Requerimientos de la medida



Figura 31. PCB para adaptación analógica.

La placa de adaptación termina en un conector de tipo FPGA *Mezzanine Card* (FMC) para ser conectada a una tarjeta de desarrollo de FPGA de Xilinx modelo KC705.

En la Figura 32 se muestran ambas tarjetas conectadas junto con una captura de osciloscopio programando el DAC mediante SPI.

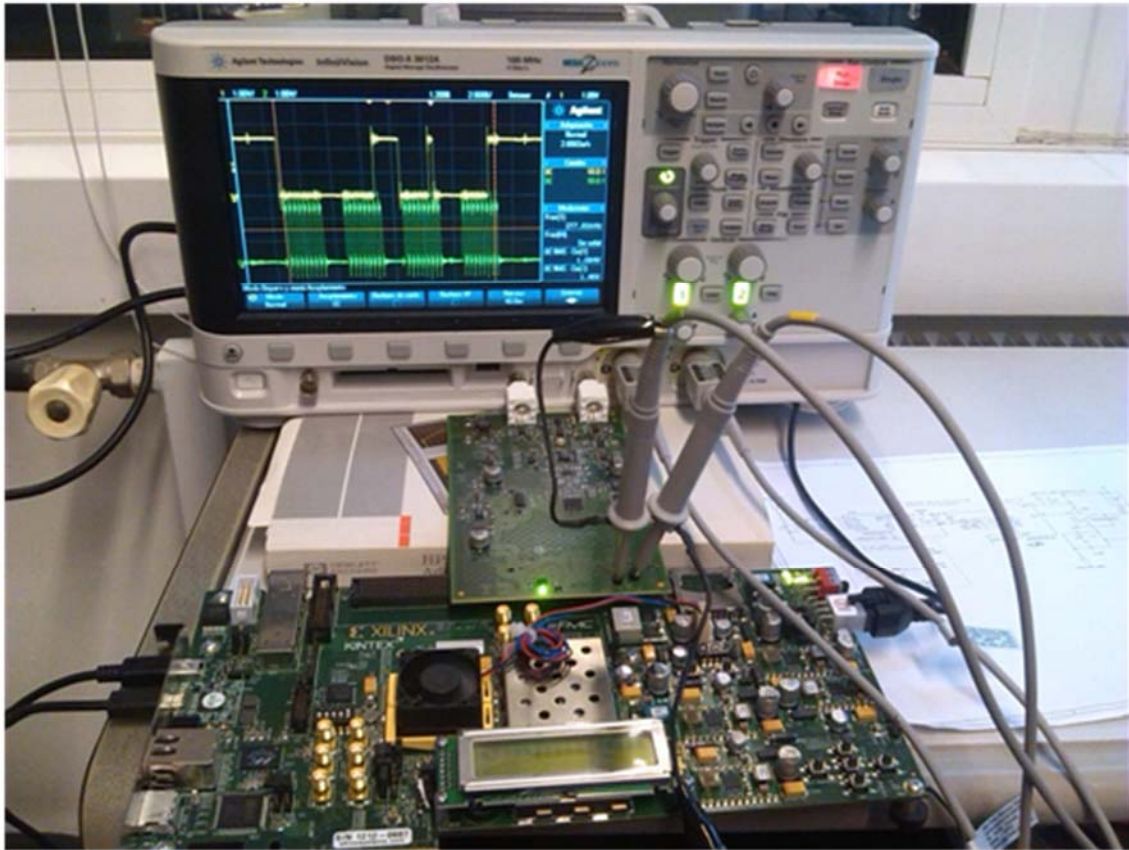


Figura 32. Configuración vía SPI de DAC en placa de adaptación analógica.

El desarrollo de esta placa y sus detalles han sido publicados en la vigésima edición del *International Conference Applied Electronics (AE2015)* celebrado en septiembre de 2015 en Pilsen, República Checa [113].

Posteriormente se ha desarrollado otra tarjeta (ver Figura 34) en el que se incorporaban el driver (iC-WRL) para el láser emisor de luz (HL6320G) y los fotodetectores (PDSIU500) y amplificadores (ADA4817-1), necesarios para realizar un sistema autónomo independiente de instrumentos electrónicos externos.

Cada uno de los dos canales ópticos son amplificados por el circuito de la Figura 33.

Requerimientos de la medida

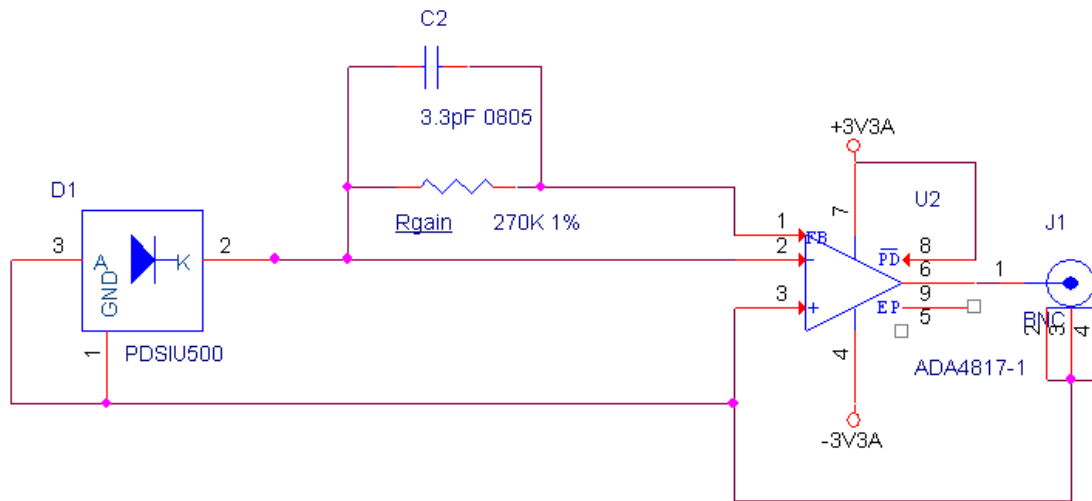


Figura 33. Amplificador de transimpedancia.

Las tensiones de salida están limitadas al rango de ± 1 V y en el laboratorio se ha estimado una ganancia de $270 \text{ k}\Omega$ para alcanzar ese valor. Con los valores dados, el ancho de banda del amplificador sería de 178 kHz [114].

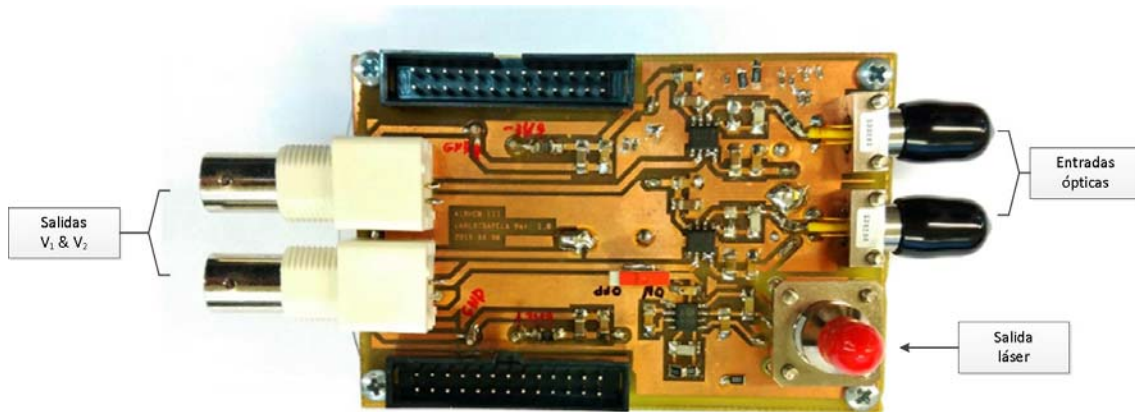


Figura 34. Tarjeta de adaptación analógica con entrada óptica.

3.5 Necesidad de tratamiento *on-line*.

La transmisión de los datos brutos de la medición no es práctica debido a la alta velocidad de muestreo necesaria. Así, para un convertidor ADC de dos canales, 13 bits y 60 MHz de frecuencia de muestreo, la velocidad de transmisión sería de 1560 Mbit/s . La Tabla IV resume las velocidades de transmisión de algunos de los estándares de comunicación de datos actuales más utilizados.

Tabla IV Velocidades de transmisión de estándares de comunicación actuales

Estándar	Velocidad de transmisión [Mbit/s]
USB 2.0	480
Ethernet	10/100/1000
eSATA	6000
USB 3.1	10000
Thunderbolt 3	40000

Los protocolos mencionados, a excepción de Ethernet, tienen un alcance muy limitado en la distancia de transmisión en comparación con las requeridas en la monitorización de un motor. A la vista de estos datos, se debe plantear la necesidad de un procesamiento local, *on-line*, para la extracción de los parámetros medidos de los álabes en tiempo real. Por otra parte, la alta velocidad de adquisición y la necesidad de escalar la medida a varios sensores requieren el empleo de tecnologías de procesamiento hardware en detrimento de aquellas basadas en microprocesador.

4 ARQUITECTURA PARA EL PROCESADO DEL TC y ToA

En este capítulo se presenta la arquitectura propuesta en la presente tesis. Se descompone cada uno de sus bloques y se explica su principio de funcionamiento. Después se realiza un detallado análisis de cómo se ha implementado dicha arquitectura para la medición de un sensor óptico trifurcado. Se introducen las dos plataformas hardware que se han usado para la medición de los parámetros de funcionamiento de una turbina.

En el capítulo 3 se han determinado las características mínimas que debe reunir un sistema de medida de *Tip Clearance* y *Time of Arrival* para poder procesar *on-line* las formas de onda de un sensor óptico trifurcado. Estas características han determinado que la extracción de esos parámetros se realice por hardware. En este capítulo se va a proponer una arquitectura que puede adaptarse a las peculiaridades de una FPGA para poder medir el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival*.

4.1 Diagrama de bloques

El diagrama de bloques de la Figura 35 muestra la propuesta realizada para poder extraer de forma local los parámetros de funcionamiento de una turbina con un sensor no intrusivo.

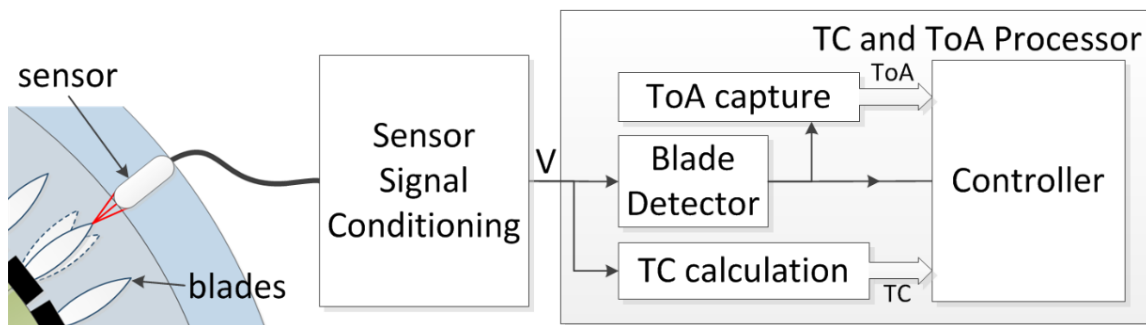


Figura 35 Diagrama de bloques de alto nivel de la arquitectura propuesta.

La extracción de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de los álabes para cada sensor consiste en tres procesos realizados por tres módulos o bloques independientes:

- a) Cálculo del *Tip Clearance*.
- b) Captura del *Time of Arrival*.
- c) Detector de álabes.

Para poder aplicar esta arquitectura a cualquier tipo de sensor, es necesario adaptar los bloques o módulos a las características del mismo. Estos procesos deben ser sincronizados mediante un elemento que detecte el cambio de álabes y que asigne entonces los valores del *Tip Clearance* y del *Time of Arrival* al álabes que acaba de pasar frente al sensor. A través de la curva de calibración obtenida en laboratorio se calcula para cada muestra el *Tip Clearance* del álabes. El controlador monitoriza esos valores para mantener el mínimo. Cuando el detector de álabes determina que ha habido un cambio de álabes, el controlador asigna ese *Tip Clearance* mínimo al álabes que acaba de pasar frente al sensor. En ese momento se captura también el *Time of Arrival* mediante temporizadores por lo que no es necesario el uso de circuitería externa para disparar la captura.

El bloque de captura del *Time of Arrival* puede usarse sin modificaciones para la captura con cualquier sensor, mientras que el bloque que detecta el cambio de álabes y el que calcula el valor del *Tip Clearance* deben adaptarse a cada situación. En cualquier caso, una vez fijada la tecnología del sensor, esos bloques ya permanecerían inalterables

Arquitectura para el procesamiento del TC y ToA

siendo necesario únicamente que se configuren con los datos del disco (número de álabes, posición en la carcasa, entre otros) de la etapa que se está midiendo en cada ocasión, o con los coeficientes de las curvas de ajuste del cálculo de *Tip Clearance*.

Ha sido necesario rediseñar los algoritmos de detección de cambio de álabes empleados en la validación en MATLAB del sensor para adaptarlos a la FPGA. La Figura 36 muestra el diagrama de bloques detallado y ya adaptado al sensor óptico trifurcado del procesador realizado.

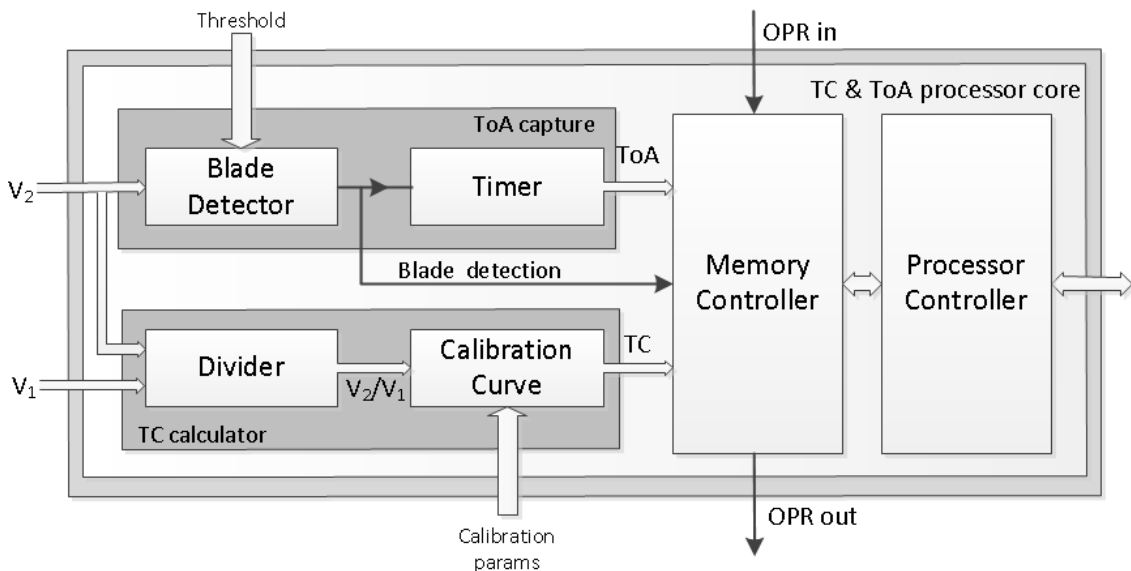


Figura 36. Diagrama de bloques detallado del procesador para TC y ToA.

4.2 Adaptación a un sensor óptico trifurcado

4.2.1 Calculador de TC

El primer bloque requerido para calcular el *Tip Clearance* es un divisor de 16 por 16 bits siendo éste, por tanto, el límite en cuanto al número de bits del ADC empleado para la digitalización de las señales V_1 y V_2 provenientes de los amplificadores.

El cociente de la salida tiene formato 7.9 en coma fija. Esta decisión se ha tomado al observar que el cociente de las señales obtenidas en las pruebas no sobrepasa el valor de 128.

La ecuación (7) no es adecuada para ser procesada en una FPGA. Se transforma dicha ecuación multiplicando ambos términos por potencias de 2 para adaptarla a la división entre enteros.

$$d \cdot k_0 = a \cdot k_0 \cdot \frac{V_2}{V_1} + b \cdot k_0 \quad (9)$$

Donde k_0 se eligió igual a 2^{13} . El nuevo coeficiente pasa a multiplicar a V_2 y forma parte de la propia división. Hay que volver a multiplicar por otra constante, k_1 , para convertir la pendiente en un entero.

$$d \cdot k_0 \cdot k_1 = a \cdot k_1 \cdot \frac{V_2 \cdot k_0}{V_1} + b \cdot k_0 \cdot k_1 \quad (10)$$

Se elige en este caso un valor de 2^{11} . Por lo que la ecuación queda

$$d \cdot k_0 \cdot k_1 = a_1 \cdot \frac{V_2 \cdot k_0}{V_1} + b_1 \quad (11)$$

$$d \cdot k_0 \cdot k_1 = -22857 \cdot \frac{V_2 \cdot k_0}{V_1} + 351703625 \quad (12)$$

Antes de almacenar el valor del *Tip Clearance*, se divide por el factor de 2^{12} de tal forma que la representación que se encuentra en la memoria es el *Tip Clearance* representado en milímetros, multiplicado por 2^{12} . Así puede ser almacenado como un número de 16 bits en el rango de validez de la curva de calibración del sensor. La resolución que se obtiene al operar con la ecuación (12) está evaluada en $1,5 \mu\text{m}$.

La incertidumbre que se introduce al digitalizar las muestras y los coeficientes del cálculo del *Tip Clearance* está evaluada en $2 \mu\text{m}$. En ambos casos, se encuentran un orden de magnitud por debajo de la precisión asignada al sensor.

La división se realiza en forma de *pipeline* y tiene una latencia de 60 ciclos de reloj. Es decir, la división de las dos primeras muestras de V_1 y $V_2 \cdot 2^{13}$ tardaría esa cantidad de tiempo en realizarse, pero después, en cada ciclo de reloj se obtiene una división nueva.

4.2.2 Detector de álabe

Tal y como se puede ver en la Figura 37, la forma de onda que produce el sensor correspondiente a la luz reflejada en el álabe es muy irregular y con un número de mínimos y máximos locales en cada álabe que es necesario distinguir de los mínimos que marcan el cambio de álabe (flechas azules). Además, el nivel de tensión que marca el límite de un álabe cambia de álabe en álabe por lo que la detección no es posible mediante umbrales constantes.

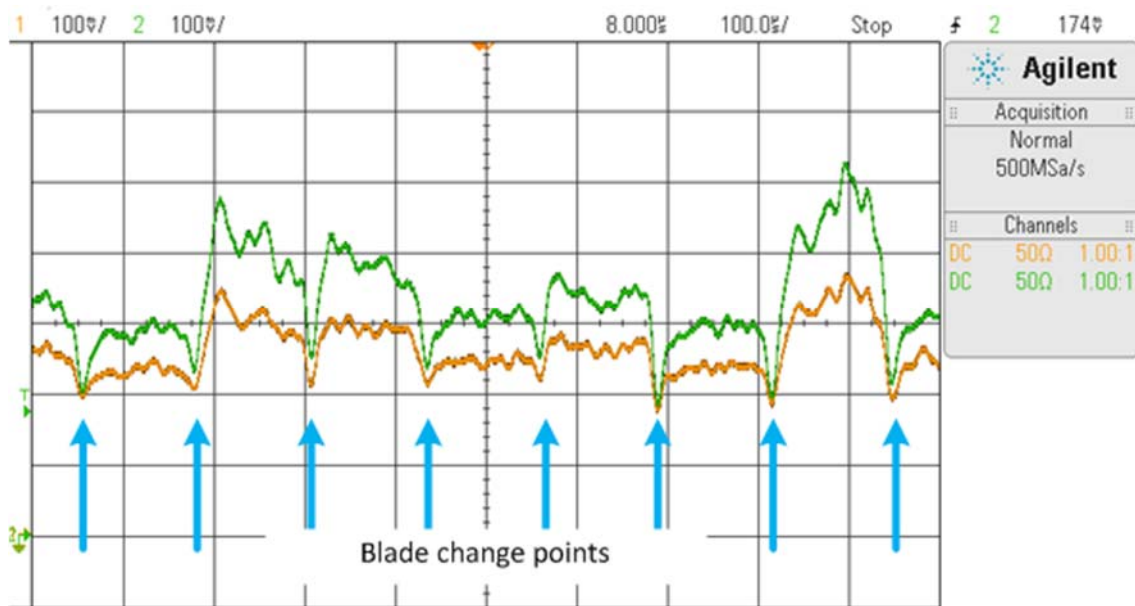


Figura 37. Ejemplo de forma de onda e instantes de cambio de ábete.

Primeramente, es necesario retrasar la señal V_2 para poder sincronizarla con las salidas del calculador del *Tip Clearance*. Para ello se emplea una FIFO que garantiza que el valor del *Tip Clearance* que está presente en la salida, corresponde al valor de tensión, V_2 , que en esos momentos va a ser analizado.

Para poder determinar si un mínimo representa un cambio de ábete, se busca constantemente un mínimo local. El instante en que se registra dicho nivel de tensión será considerado un cambio de ábete si se cumplen alguna de las dos condiciones siguientes:

- El nivel de tensión V_2 crece por encima de un determinado umbral que es configurable.
- El nivel de tensión no crece por encima de ese nivel, pero no se encuentra otro mínimo local durante un tiempo equivalente a $\frac{1}{4}$ del último *Time of Arrival* registrado.

El punto b) se usa sobre todo al comienzo del proceso de la detección del cambio de ábete. Una vez que el algoritmo encuentra el intervalo de *Time of Arrival* para las condiciones de trabajo presentes, es el punto a) el que ocurre la mayoría de las veces. En la Figura 38 se muestra la evolución de la detección y conformación del cambio de ábete. Las líneas verdes verticales más bajas indican que se ha producido la detección de un mínimo y se espera a ver si se confirma. Las líneas verdes intermedias marcan la confirmación de un mínimo debido a que ha pasado un $\frac{1}{4}$ del *Time of Arrival* sin alcanzar el valor umbral. Las líneas verdes más altas indican la confirmación del cambio de ábete por sobrepasamiento del umbral antes de llegar a $\frac{1}{4}$ del *Time of Arrival*.

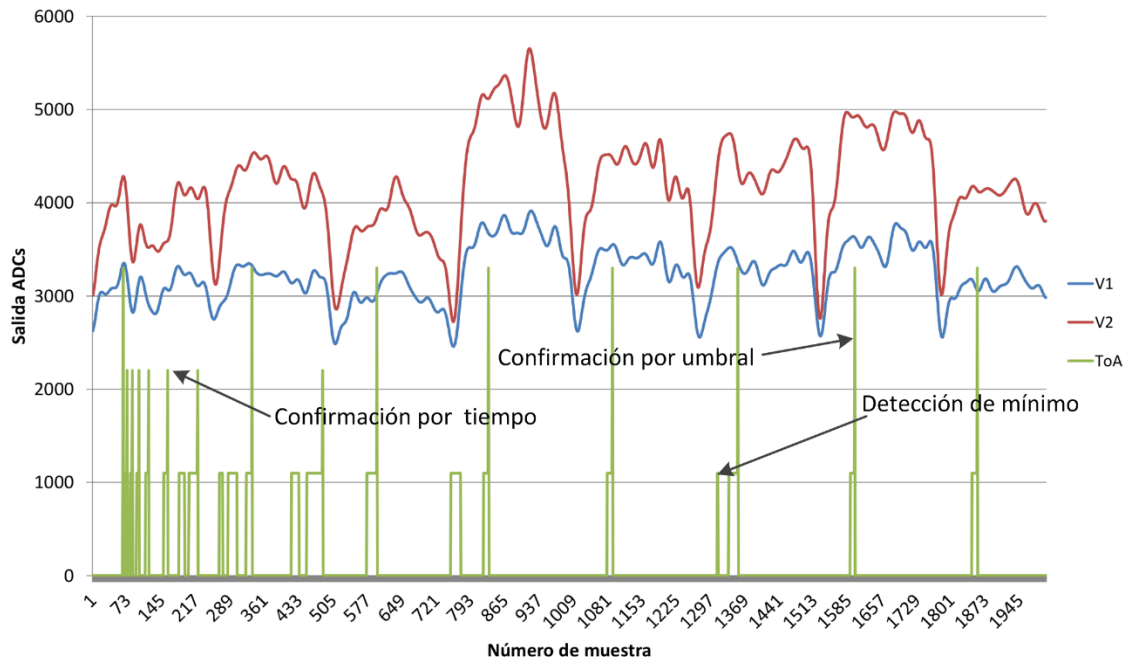


Figura 38. Tipos de detección de cambio de álabes.

Se puede observar cómo las detecciones de los mínimos están desplazadas en el tiempo con respecto a la tensión mínima representada. Esto es debido al retraso impuesto por la FIFO para la sincronización del cálculo del TC con las muestras de V_2 .

Una vez que se confirma que el mínimo local corresponde con un cambio de álabes, se activa la señal que indica al resto de bloques que se ha detectado un cambio de álabes y se deja de buscar un nuevo mínimo durante un tiempo equivalente a $7/8$ del *Time of Arrival*.

La Figura 39 representa la máquina de estados empleada en la detección del instante en que se produce un cambio de álabes.

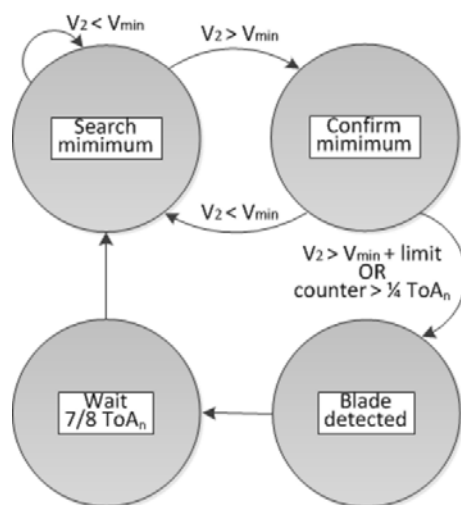


Figura 39. Máquina de estados para la búsqueda de un cambio de álabes.

El tiempo asignado entonces al *Time of Arrival* se calcula mediante dos contadores. El primer contador, *counter* en la Figura 40, se inicializa en cada cambio de álabes. El segundo contador, *min_ctr*, se pone a cero cada vez que se encuentra un mínimo candidato a ser un instante de cambio de álabes. Una vez que alguna de las dos condiciones anteriormente mencionadas se cumple, el *Time of Arrival* se calculará como la diferencia entre los dos contadores. El contador *counter* comenzará a contar de nuevo desde el valor que contiene en ese momento *min_ctr*, de tal forma que no se perderá tiempo.

El valor umbral, representado como *limit* en la Figura 40, depende de los niveles de tensión que se obtengan con el amplificador de las señales ópticas, por lo que requiere de un ajuste manual al comienzo de la detección.

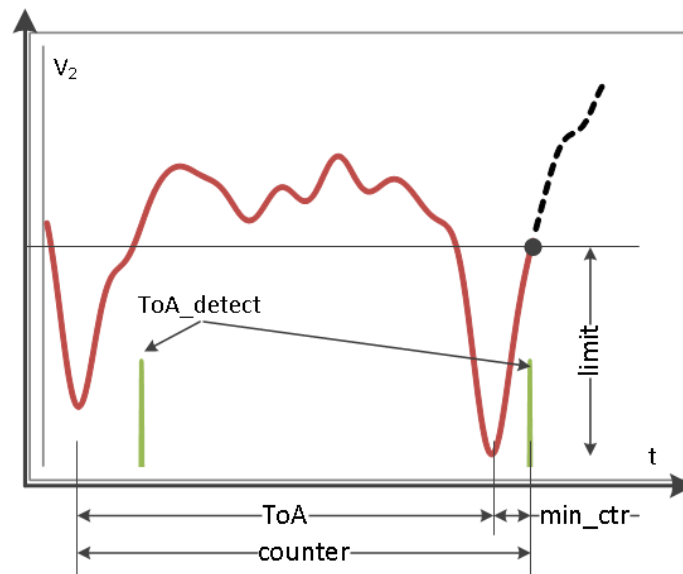


Figura 40. Detección del cambio de álabes por sobrepasamiento de umbral.

Este algoritmo es capaz de encontrar por sí sólo, sin conocimiento previo de la velocidad de giro, el *Time of Arrival* tras un número de iteraciones, tal y como se puede observar en la Figura 41. En verde se encuentran los instantes en que se ha determinado que ha habido un cambio de álabes.

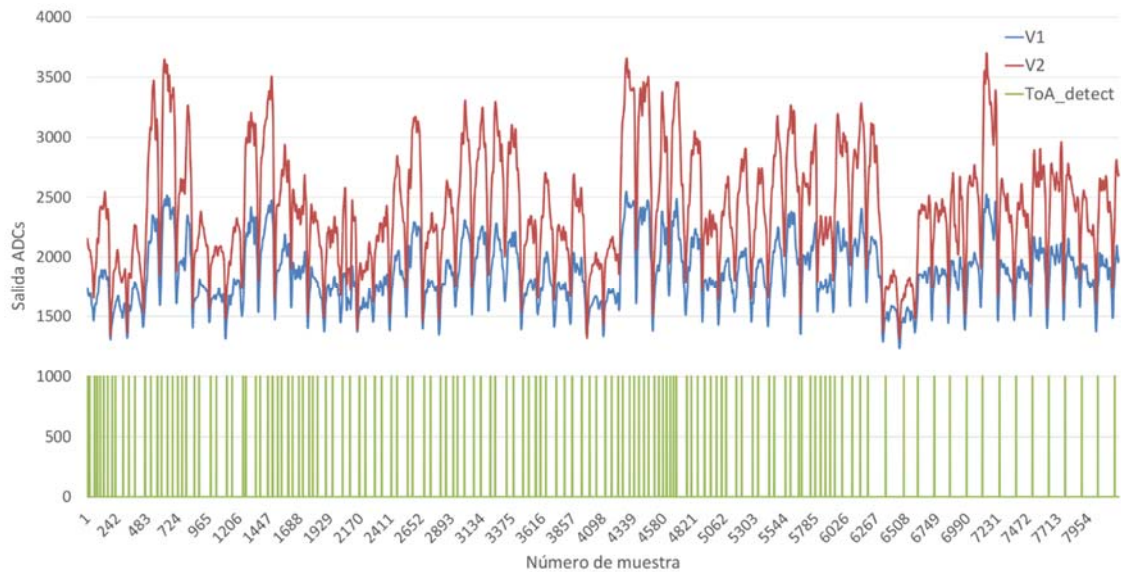


Figura 41. Secuencia de detección del cambio de álabes.

4.2.3 Controlador de memoria

La función del controlador de memoria consiste en sincronizar el funcionamiento de los diferentes bloques internos del procesador, y con el resto de procesadores que se puedan encontrar en el sistema.

Inicialmente se descartan las primeras detecciones del cambio de álabes, para dar tiempo al algoritmo a encontrar el *Time of Arrival* correcto a las revoluciones a las que se encuentra girando el disco.

Una vez inicializado, monitoriza constantemente el valor de *Tip Clearance* y va registrando el menor. Una vez que se confirma que ha habido un cambio de álabes, guarda ese valor. Además calcula un *Time of Arrival* medio como media ponderada del último valor almacenado ToA_{n-1} y el que se acaba de medir siguiendo la ecuación (13).

$$ToA_n = \frac{7 \cdot ToA_{n-1} + ToA}{8} \quad (13)$$

De esta forma el algoritmo es capaz de adaptarse a los cambios en la velocidad de giro del disco con álabes. Junto al *Tip Clearance* se almacena el ToA_n en una memoria de doble puerto que servirá de interfaz para un posible post-procesado. También se puede aprovechar la memoria para guardar estadísticas como valores máximos o mínimos detectados durante el procesado. La Figura 42 muestra una máquina de estados simplificada con algunas de las tareas realizadas por el controlador de memoria.

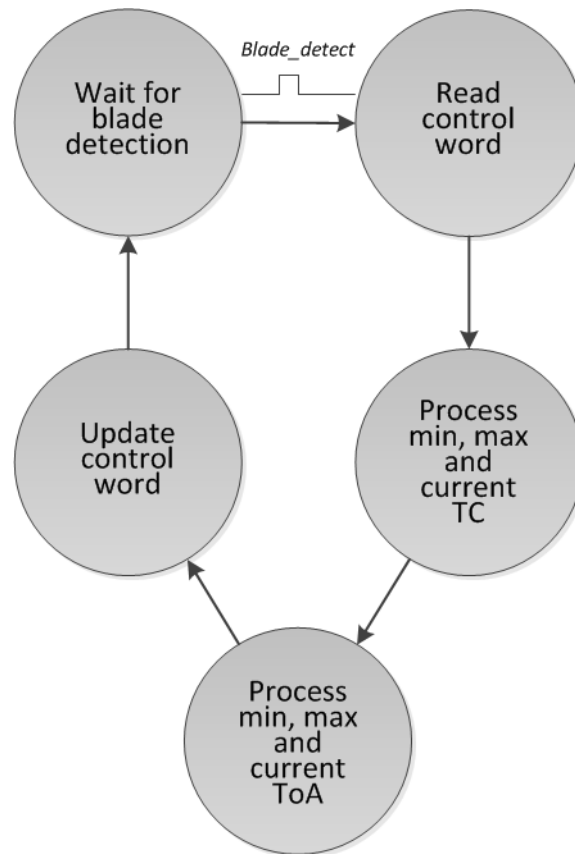


Figura 42. Pseudo-máquina de estados del controlador de memoria.

A cada álabe se le han asignado 8 posiciones de memoria de 16 bits, siguiendo la siguiente distribución:

Tabla V Distribución de la memoria para cada álabe

Dirección de memoria	Contenido
Alabe#N: Dirección Base: N*16	
Dirección Base+ 0	Control
Dirección Base + 2	TC mínimo
Dirección Base + 4	TC presente
Dirección Base + 6	TC máximo
Dirección Base + 8	ToA mínimo
Dirección Base + 10	ToA presente
Dirección Base + 12	ToA máximo
Dirección Base + 14	Libre

Otro de los elementos configurables del procesador que afecta al controlador de memoria es el número de álabes que debe medir. La capacidad inicial de la memoria es de 2048 álabes. Aunque el disco en el que se iba a emplear el sistema tiene únicamente 146 álabes, esta capacidad sobredimensionada permite al procesador medir y almacenar los datos de varias vueltas consecutivas de discos con menos álabes.

4.2.4 Sincronización entre procesadores

Como el procesador se debe poder implementar varias veces, es necesario sincronizar los parámetros medidos por los diferentes procesadores de los diversos sensores. Es decir, los parámetros medidos para un mismo álabe deben aparecer en la misma posición de memoria de cada uno de los procesadores.

Para ello se puede disponer de una señal externa instalada en el eje de giro del motor que se active una vez en cada vuelta (OPR, por sus siglas en inglés, *once-per-revolution*). Esta señal dotaría de una referencia absoluta a la que se puede referir la posición de cada álabe. En este sistema no se encuentra disponible dicha señal por lo que se necesita crear una sincronización interna que dé una referencia relativa entre los álabes.

Los parámetros medidos de cada álabe se almacenen en las mismas posiciones de memoria en cada procesador. Para ello, uno de los procesadores actúa como maestro y origen relativo del álabe numerado arbitrariamente como 0. El resto de los procesadores deberán ser configurados con el número de álabe al que quedan enfrentados según su ubicación en la carcasa del motor. El procesador maestro generará una señal *OPR out* cada vez que detecte que ha dado una vuelta. De esta forma se consigue un origen relativo para el conteo de álabes. El controlador de memoria del resto de procesadores, una vez que han conseguido encontrar de forma autónoma el cambio de álabe, esperan a que se active la señal *OPR in* para empezar a guardar la información a partir de la posición de memoria correspondiente al álabe al que se encuentran enfrentados. El diagrama de bloques del sistema con varias medidas se muestra en la Figura 43.

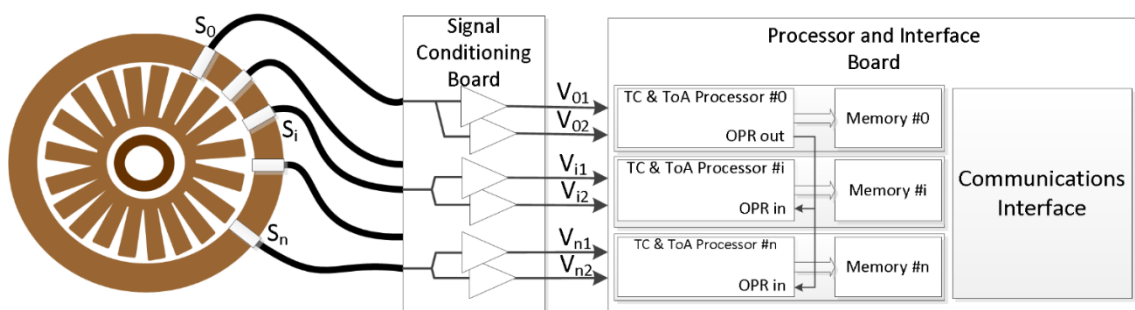


Figura 43. Diagrama de bloques de un sistema de medida de varios sensores.

4.3 Implementación

Inicialmente se realizó una implementación del procesador descrito en una FPGA. Se usó una tarjeta de desarrollo de Xilinx modelo KC705 que incorpora una FPGA de la familia Kintex tal y como se puede observar en la Figura 44.



Figura 44. Prototipo para la medida del TC y ToA basada en KC705.

El sistema no era robusto debido a la posición del conector FMC y presentaba problemas en la etapa analógica por lo que se decidió usar otra plataforma.

Como alternativa se eligió una placa de desarrollo que se muestra en la Figura 45 denominada Red Pitaya [115] cuyas características principales son:

- Basada en arquitectura Zynq de Xilinx.
- Dos canales ADC de 14 bits a 125 MHz en un rango de $\pm 1V$.
- Dos canales DAC de 14 bits a 125 MHz en un rango de $\pm 1V$.
- Código abierto para bloques de osciloscopio y generador de funciones (entre otros) que pueden integrarse con circuitos de desarrollo propio.
- Comunicaciones Ethernet.
- Sistema operativo Linux.
- Bajo coste.

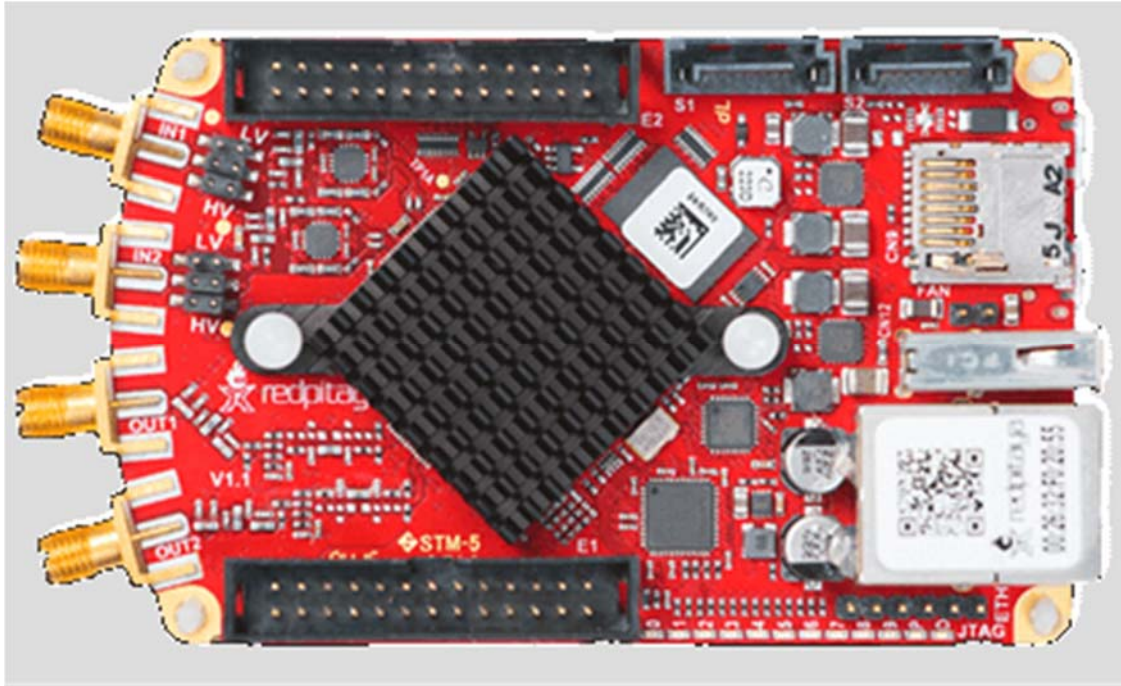


Figura 45. Tarjeta de desarrollo Red Pitaya.

La Red Pitaya tiene una FPGA modelo XC7Z010. Para poder parametrizar de forma realista la posible paralelización de números procesadores del *Tip Clearance* y del *Time of Arrival* se ha usado como referencia un procesador dimensionado para almacenar únicamente 256 álabes.

Las herramientas de síntesis arrojan los datos de la Tabla VI en cuanto al uso de los recursos necesarios para implementar un único procesador.

Tabla VI Recursos necesarios para implementar un procesador para 256 álabes.

	Slice LUTs	Slice Registers	Block RAM	DSP	I/O pins
Implementación	2268	3138	1	2	29

En la Tabla VII se muestra el porcentaje de los recursos totales de las FPGAs cuyos modelos se citan empleados al implementar un único procesador. Los modelos son los más pequeños de las familias indicadas.

Tabla VII Porcentaje de recursos usados en diversas familias de FPGAs de Xilinx

Familia FPGA	Modelo	Slice LUTs	Slice Registers	Block RAM	DSP
ZYNQ	XC7Z010dg400	15,5 %	8,9 %	1,7 %	2,5 %
ARTIX-7	XC7A035tcgp236	13,1 %	7,5 %	2,0 %	2,2 %
KINTEX-7	XC7K070tffg584	6,6 %	0,4 %	0,7 %	0,8 %
VIRTEX-7	XC7V585tffg1157	0,7 %	0,4 %	0,1 %	0,1 %

A la vista de los datos representados en la Tabla VII se desprende que una tarjeta realizada *ad-hoc* para la medida de varios sensores simultáneamente podría llegar a

Arquitectura para el procesamiento del TC y ToA

realizarse mediante una FPGA de tamaño medio. El factor que limita el diseño es el número de bloques de entrada y salida de los que dispone la FPGA elegida, ya que cada bloque iría conectado a un convertidor ADC de dos canales con salida CMOS o LVDS.

Este factor limitador podría superarse si se optara por ADC de más canales o con interfaces más capaces del tipo JESD204B.

El procesador ocupa una memoria de 128 kB. El interfaz que el procesador ofrece está dividido en dos zonas de memoria con funciones diferentes:

- Una memoria en la que se encontrará la información extraída de cada álabe y que puede ser consultada por un posible post-procesador.
- Una serie de registros de control y configuración del propio procesador.

La Figura 46 y la Tabla VIII exponen la distribución en la memoria reservada dentro de un procesador que se implemente a partir de una dirección base dada:

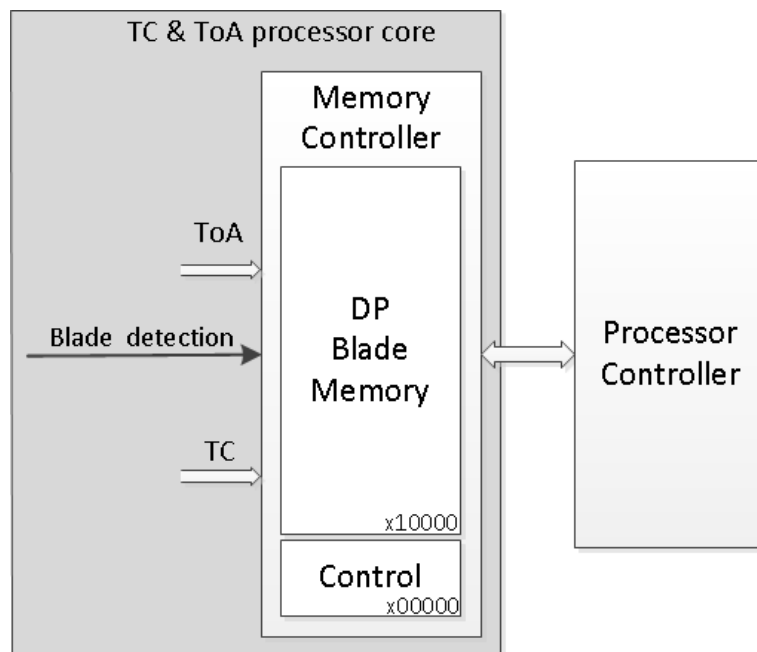


Figura 46 Mapa de memoria del procesador

Tabla VIII Rangos de memoria del procesador

Dirección de memoria	Rango	Función
Dirección Base +0x00000	40 B	Control y configuración
Dirección Base +0x10000	32 kB	Parámetros extraídos de los álabes

En el caso de la implementación en la Red Pitaya, la dirección base en la que se implementó el procesador fue la 0x40600000.

El rango de memoria empleado para almacenar los datos de los álabes se debe adaptar a la cantidad de los mismo que tenga el disco. El procesador empleado en las pruebas

reales tenía una capacidad para almacenar 2048 álabes, para lo que se necesitaba una memoria de 32 kB.

En cuanto a los registros de control, la Tabla IX presenta los registros de control implementados.

Tabla IX Registros de control del procesador

Nombre Registro	Desplazamiento	Acceso RD/RW	Descripción	
Control	+00	RW	Control[2]:	<1> Habilitar procesador
			Control[3]:	Coeficientes recta de calibración por defecto <0> o introducidos manualmente <1>
			Control[4]:	Reset de la memoria
			Control[5]:	Recta de calibración con pendiente positiva <1> o negativa <0>
			Estado[5]:	<1> Si procesador habilitado
Estado	+04	RD	Estado[29:16]:	ADC para V ₂
Coef_A	+08	RW	Coef_A[15:0]	Pendiente de recta de ajuste
Coef_B	+0C	RW	Coef_B[31:0]	Término independiente de la recta de ajuste
Álabes	+10	RW	Alabes[10:0]:	Número de álabes de una vuelta
ADC_Data	+18	RW	ADC_Data [29:16]:	ADC para V ₂
			ADC_Data[13:0]:	ADC para V ₁
Versión	+1C	RW	Version[31:0]:	Versión hardware del procesador
Límite	+20	RW	Limit[12:0]:	Umbral de confirmación de cambio de álabe
			Posicion[10:0]:	Número de álabe que queda enfrente al sensor cuando el disco está en el origen. Si es 0, se configura este procesador como maestro y origen del resto de procesadores.

Por último, es necesario escribir un programa para poder configurar, controlar y visualizar los parámetros del *Tip Clearance* y del *Time of Arrival* extraídos. Además de arrancar, parar o almacenar en la tarjeta SD de la Red Pitaya los resultados, se puede elegir mostrar en pantalla los valores máximos, mínimos o actuales y ajustar el umbral *limit* que determina el punto de confirmación de mínimo que representa el cambio de álabe.

En la Figura 47 y en la Figura 48 se muestran sendas capturas de pantalla de dicha aplicación.

```

192.168.1.2
Red Pitaya GNU/Linux/Ecosystem version 0.92-378

redpitaya> /opt/veralabe
VERALABE v.2.3

Uso:
      veralabe      Pendiente Ordenada NumAlabes NumVueltas Recta <RpmNominales>
Si pendiente Y ordenada son cero, no se actualizan. Si sólo uno es cero, se actualizan los dos
Recta: 1 para + y 0 para -
redpitaya> █
    
```

Figura 47. Parámetros de inicio de la aplicación de visualización del TC y ToA.

```

192.168.1.2
redpitaya> /opt/veralabe 0 0 146 1 0
veralabe v.2.3 - Version del core:1.2.0.13
Pend 21833 Orde 351703625 #alabes: 146 Rect:+ rpm Nom: 0 ToA_Nom: [ -0.0] ToA_Real (95%Nom):[ 0.0
#AL TC ToA #AL TC ToA #AL TC ToA #AL TC ToA #AL TC ToA #AL TC ToA
0 fa30 0012 1 fa35 0006 2 fa20 000e 3 fa1b 0007 4 fa25 0007 5 fa35 0007 6 fa1b 0007
7 fa35 0006 8 fa20 0007 9 fa1b 0006 10 fa30 0008 11 fa1b 0011 12 fa2b 0007 13 fa30 0009
14 fa25 000e 15 fa25 0007 16 fa30 0007 17 fa3b 0007 18 fa35 000c 19 fa25 0008 20 fa30 0007
21 fa35 000a 22 fa25 0008 23 fa2b 0006 24 fa10 0006 25 fa20 0007 26 fa30 0007 27 fa35 0006
28 fa30 000a 29 fa35 000a 30 fa2b 0006 31 fa2b 0011 32 fa2b 0008 33 fa25 0007 34 fa1b 0006
35 fa35 0006 36 fa25 000c 37 fa25 000b 38 fa45 0009 39 fa35 0009 40 fa20 000b 41 fa20 0008
42 fa2b 0007 43 fa15 0006 44 fa25 000f 45 fa20 000d 46 fa2b 0007 47 fa35 0006 48 fa35 0006
49 fa3b 000b 50 fa35 000d 51 fa20 0006 52 fa25 0009 53 fa30 000c 54 fa30 000a 55 fa30 000a
56 fa20 000e 57 fa2b 000b 58 fa25 000f 59 fa1b 0006 60 fa20 0009 61 fa25 0007 62 fa25 0007
63 fa30 0007 64 fa3b 0009 65 fa25 0008 66 fa25 000b 67 fa30 0006 68 fa25 000f 69 fa35 0008
70 fa2b 0008 71 fa15 0006 72 fa35 0009 73 fa30 0007 74 fa2b 000b 75 fa2b 0007 76 fa25 0006
77 fa20 0007 78 fa15 0010 79 fa25 0007 80 fa1b 0011 81 fa30 0006 82 fa30 0006 83 fa1b 0008
84 fa1b 0008 85 fa20 0007 86 fa2b 0008 87 fa2b 000f 88 fa35 0006 89 fa1b 000a 90 fa30 0007
91 fa20 0007 92 fa10 0006 93 fa25 0009 94 fa20 0019 95 fa15 000a 96 fa1b 000a 97 fa2b 0006
98 fa1b 0008 99 fa15 0010 100 fa1b 000a 101 fa2b 000f 102 fa25 000c 103 fa15 0007 104 fa30 0008
105 fa15 000d 106 fa20 000a 107 fa20 000a 108 fa35 000b 109 fa35 0008 110 fa1b 000a 111 fa15 0006
112 fa45 0008 113 fa20 000b 114 fa25 000a 115 fa20 0008 116 fa40 0007 117 fa20 0006 118 fa25 000a
119 fa25 0010 120 fa35 000a 121 fa30 0016 122 fa25 0006 123 fa2b 000d 124 fa25 0008 125 fa35 0006
126 fa30 0007 127 fa30 0007 128 fa30 0006 129 fa1b 000c 130 fa35 0009 131 fa15 0008 132 fa25 0009
133 fa2b 0008 134 fa25 0008 135 fa30 0006 136 fa25 000d 137 fa1b 0006 138 fa30 0007 139 fa2b 0008
140 fa30 0007 141 fa30 0012 142 fa35 0006 143 fa40 0008 144 fa2b 0006 145 fa3b 0008
LimT [Q-:W+]:0 [ 0.0]/[ -0.0] LimV [P+:L-]:4915 [ 600.7mV] PorcAlarm[V-:B+]:30
2016-02-02 18:04:16 -- Ultimo salvado:
[ESC] Salir - [F1] Salvar - [F2] START - [F3] RESET - [F4] mm - us - [F5] m-C-M
    
```

Figura 48. Visualización de los parámetros medidos.

Los algoritmos para la medición del *Tip Clearance* y *Time of Arrival* descritos en este capítulo han sido publicados y presentados en la segunda edición del *IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace (Metroaerospace2015)* celebrado en junio de 2015 en Benevento, Italia [116].

4.4 Resumen de las características de la arquitectura propuesta

Con la arquitectura propuesta se puede extraer los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de un sensor óptico trifurcado. Sin embargo, realizando los cambios necesarios en los módulos que implementan la detección del cambio de álabe y el cálculo de la función de ajuste del *Tip Clearance*, la arquitectura se puede extender a sensores basados en otro tipo de tecnologías.

La arquitectura es escalable ya que establece un medio de sincronización entre diferentes procesadores para establecer un origen relativo de referencia común para todos los álabes y procesadores de un mismo sistema.

La arquitectura es flexible ya que permite configurar valores como las constantes de la recta de ajuste del sensor, las características del número de álabes que tiene el disco objeto de medición, o el número de vueltas consecutivas de un mismo disco cuyos parámetros se quieren medir.

Para el cálculo del *Tip Clearance* se realiza una implementación que aprovecha las características del procesamiento secuencial que facilitan las FPGA. Para el cálculo del *Time of Arrival*, se propone un algoritmo que es capaz de encontrar por sí mismo los instantes de cambio de álabes sin información previa de la velocidad de giro. El algoritmo, así mismo, es capaz de ajustarse a cambios en dicha velocidad.

La implementación sólo requiere del interfaz analógico de los sensores ya que el resto de bloques o funciones están contenidos dentro de la FPGA, lo que facilita la realización de un sistema electrónico instalable en un avión.

5 METODOLOGÍA DE LOS ENSAYOS

En este capítulo se presentan la metodología seguida para la obtención de resultados que validen la arquitectura propuesta. Se explican los tipos de señales que se han empleado y la configuración de las simulaciones y emulaciones de ensayos reales llevadas a cabo.

En el capítulo 4 se ha propuesto una arquitectura para la medida de los parámetros de *Tip Clearance* y *Time of Arrival* que pueda ser implementada en forma de hardware en una FPGA. En este capítulo se detalla la metodología seguida para poder validar la arquitectura a partir de un sensor óptico trifurcado cuyos requerimientos de medida se han presentado en el capítulo 3.

5.1 Señales de los ensayos

Para poder afinar y validar los algoritmos y la plataforma se cuenta como referencia con una serie de señales recogidas en ensayos del sensor en un túnel de viento en la empresa Centro de Tecnología Aeronáutica (CTA) situada en Zamudio (Vizcaya). El disco ensayado tiene un radio de 528,3 mm y 146 álabes.

Las formas de onda fueron almacenadas en un osciloscopio Agilent modelo MSO9104A con una frecuencia de muestro de 2 MHz. Esas formas de onda recogen los valores de las tensiones V_1 y V_2 convertidas por los amplificadores comerciales durante los ensayos a tres velocidades diferentes:

- 3390 rpm
- 4601 rpm
- 4843 rpm

Los ensayos tenían lugar a velocidad constante. La Figura 49 muestra una imagen de uno de esos ensayos reales. La velocidad máxima de giro de la etapa ensayada era de 5000 rpm.

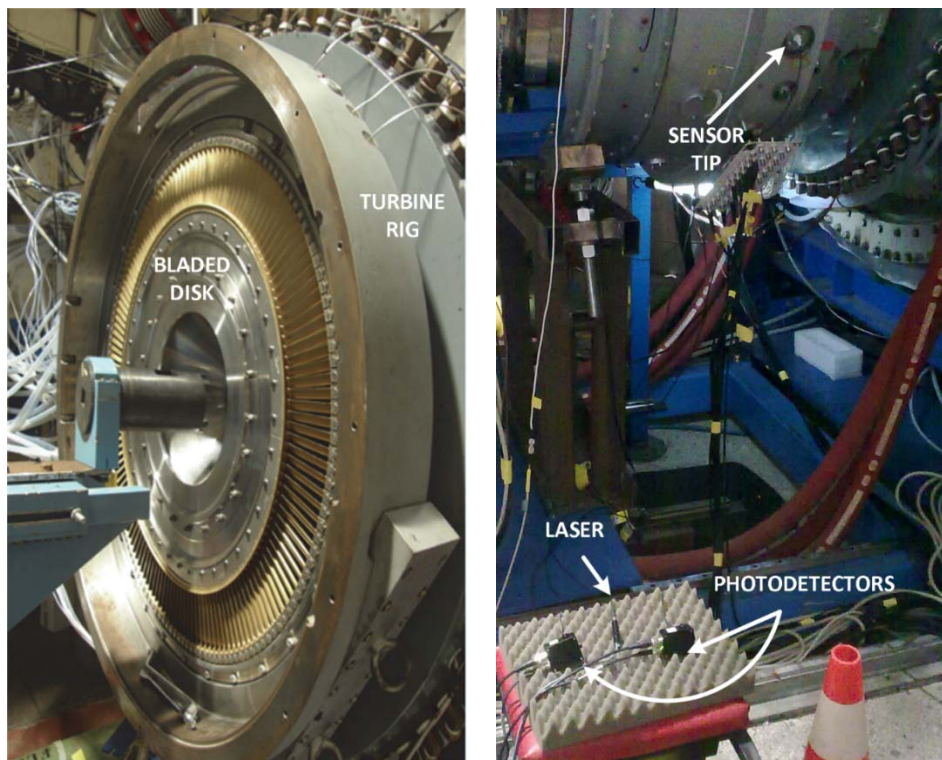


Figura 49. Imágenes de los ensayos del sensor.

Metodología de los ensayos

Los datos originales obtenidos en los ensayos eran post-procesados *off-line* en laboratorio con un PC y un programa en MATLAB de la siguiente manera:

- Se seleccionan 10 vueltas consecutivas de V_1 y V_2 .
- Se filtran con una frecuencia de corte de 50 kHz.
- El instante del cambio de álabe se determina detectando cuándo la derivada segunda de V_2 sobrepasa un umbral determinado (ver Figura 27)
- Se calcula el mínimo TC en cada vuelta
- Se calcula la media de los TC mínimos en las 10 vueltas.

Durante el estudio para la validación del sensor, se comprobó que el *Tip Clearance* medido se desviaba del determinado por el sensor de descarga comercial empleado habitualmente en los ensayos en CTA un máximo de un 2,22 % en el caso peor.

Para validar la arquitectura y el sistema electrónico empleado se han usado el mismo conjunto de tensiones. De cada juego de formas de onda originales proporcionadas, se han obtenido tres nuevos juegos para realizar diferentes pruebas:

- a) Una única vuelta con las señales originales muestreadas a 2 MHz (una-vuelta-original)
- b) Una única vuelta, con las señales filtradas con una frecuencia de corte de 50 kHz (una-vuelta-filtradas).
- c) Diez vueltas consecutivas de señales filtradas con una frecuencia de corte de 50 kHz (diez-vueltas-filtradas).

Debido a la baja amplitud de las señales grabadas por el osciloscopio, sin pérdida de generalidad, se multiplicaron por un factor que hiciera aprovechar el margen de 1 V de tensión de entrada que tenía el ADC de la plataforma de desarrollo. Este cambio no afecta a la validación de la plataforma o los algoritmos debido a que el *Tip Clearance* se calcula a partir del cociente de las dos señales.

5.2 Simulación

Con el primer conjunto de formas de onda (una-vuelta-original) se prepara y depura el procesador. Para ello se implementan los algoritmos de detección de cambio de álabe y cálculo del *Tip Clearance* en una hoja de cálculo y se comprueba que la simulación del procesador obtiene un volcado de memoria idéntico al que se obtiene procesando los datos digitalizados con un PC.

También se comprueba el impacto que tiene la cuantificación en la digitalización tanto de la recta de ajuste como de las tensiones de entrada.

5.3 Emulación de ensayos

Una vez que el procesador fue validado en simulación, los dos conjuntos de tensiones que quedan (una-vuelta-filtradas y diez-vueltas-filtradas) se han reproducido en sendos

generadores de funciones arbitrarios sincronizados entre sí de marca Agilent modelo 33521A para emular la medición de las señales reales.

Las salidas de los generadores de función fueron conectadas a las entradas de la plataforma de desarrollo y reprodujeron el conjunto de formas de onda una-vuelta-filtradas para emular que la misma vuelta era medida una y otra vez por el sistema electrónico. Tras reconfigurar el procesador para albergar 10 vueltas consecutivas, es decir, la información de 1460 álabes, se reprodujeron las señales diez-vueltas-filtradas. Mientras tanto, los parámetros medidos podían ser examinados en un PC de forma inmediata.

La Figura 50 muestra una imagen del banco de pruebas empleado en la emulación de los ensayos originales.

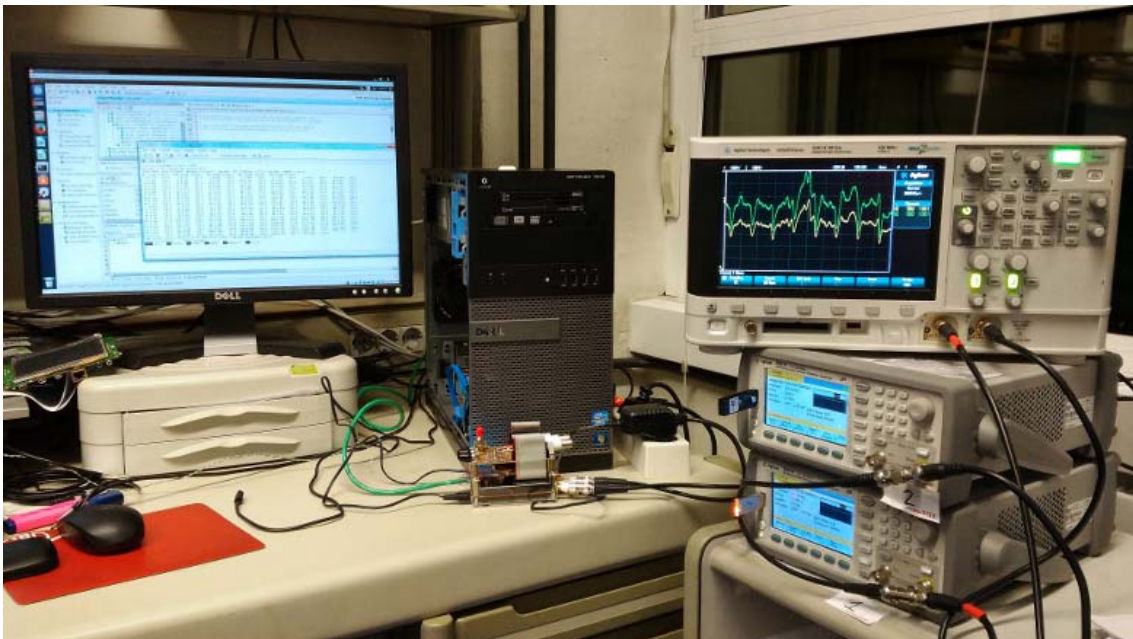


Figura 50. Banco de emulación de ensayos.

5.4 Sincronización entre procesadores

No se dispone de medidas simultáneas de varios sensores en un mismo test por lo que se han generado, a partir de los ficheros con las muestras originales capturadas, ficheros con los álabes desplazados. En la parte superior de la Figura 51 se pueden ver las formas de onda originales que serán tratadas por el procesador maestro. Se toman las señales correspondientes al sexto álabe en adelante (en el círculo verde) para crear un nuevo juego de señales que serán tratadas por otro procesador configurado con el álabe número 5. Ese nuevo juego de formas de onda se puede ver en la parte inferior de la Figura 51.

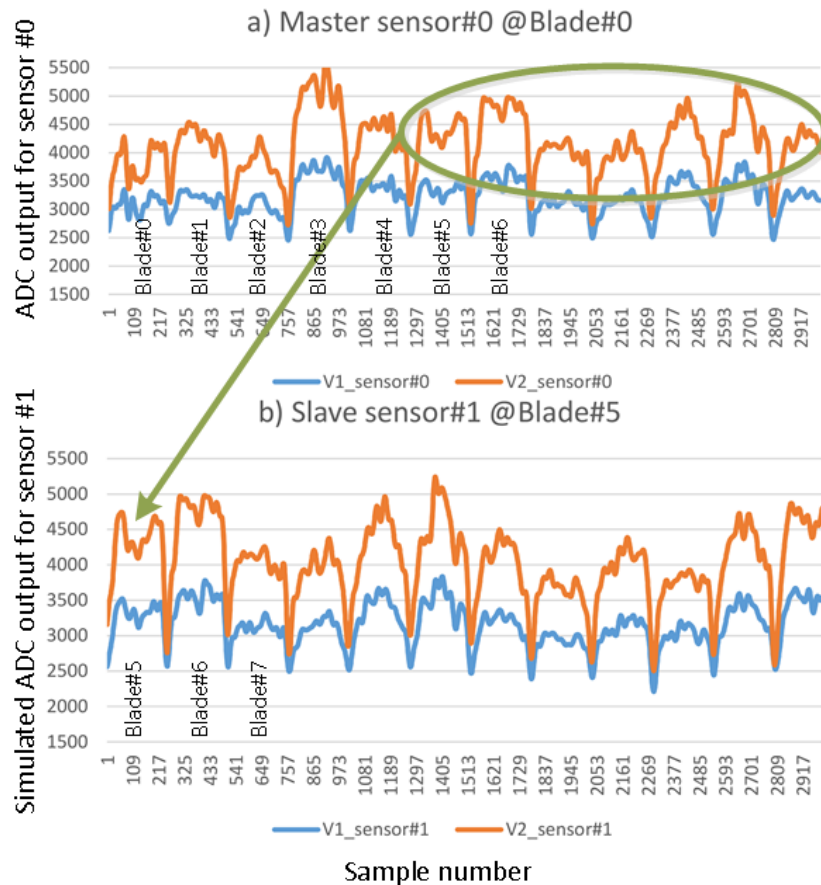


Figura 51. Generación de formas de onda desplazadas.

Con esos dos ficheros se ha ejecutado una simulación con dos procesadores. Al primero se le asigna la posición 0 y ha procesado las formas de onda originales. Al segundo procesador se le configura con la posición de álabes número 5 y ha procesado los ficheros con las formas de onda adelantadas 5 álabes. Eso equivaldría a medir con un sensor que se encuentre cinco alabes antes en la dirección del sentido de giro (Figura 52).

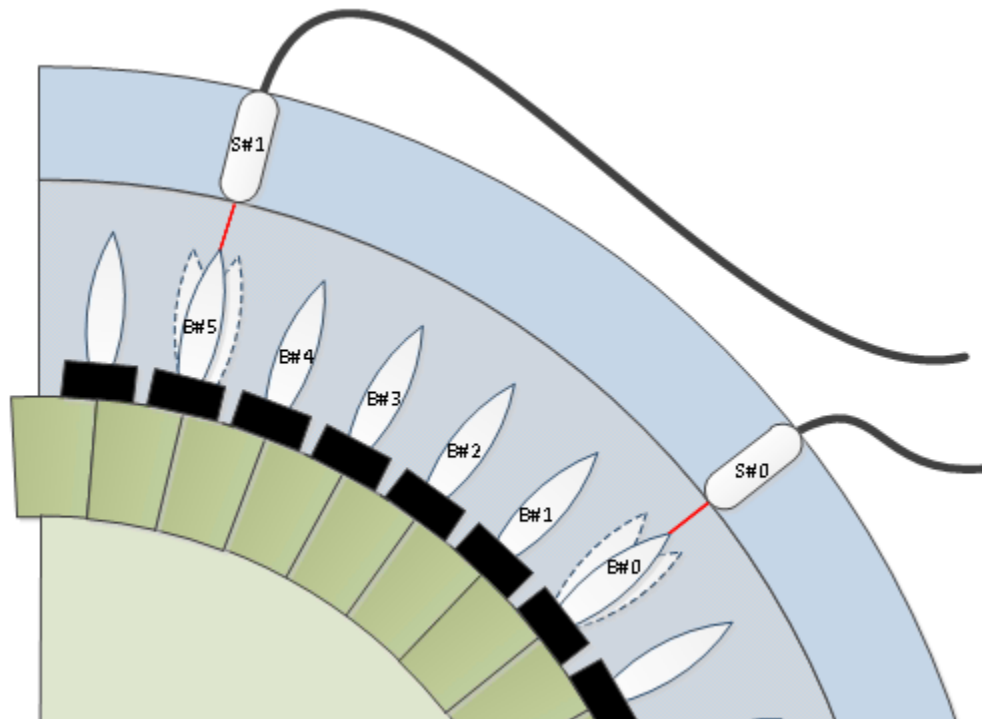


Figura 52. Simulación de la medida de dos sensores simultáneamente.

Una parte de la metodología mostrada en este capítulo ha sido publicada en la revista *Sensors* en 2017 [117]. La parte de la sincronización entre procesadores ha sido publicada en la revista *International Journal of Aerospace Engineering* en 2018 [118].

6 RESULTADOS

En este capítulo se presentan los resultados obtenidos siguiendo la metodología explicada en el capítulo anterior. Se detallan los resultados de las simulaciones en la obtención del *Tip Clearance*, así como los obtenidos por el sistema electrónico empleado, tanto para el *Tip Clearance* como para el *Time of Arrival*. También se presentan los resultados obtenidos en la sincronización entre procesadores de un mismo sistema.

En el capítulo 3 se ha determinado la necesidad de realizar un procesamiento por hardware *on-line* de las formas de onda de un sensor óptico trifurcado y en el capítulo 4 se ha propuesto una arquitectura para determinar el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival* de un disco con álabes. En el capítulo 5 se ha detallado el procedimiento para realizar los ensayos de validación de la arquitectura propuesta. En este capítulo se presentan los resultados de esos ensayos que demuestran que la arquitectura permite medir los parámetros mencionados en tiempo real y con una precisión semejante a otros equipos que realizan la media *off-line*.

6.1 Medida del *Tip Clearance*

La Tabla X y la Figura 53 muestran los resultados obtenidos para el *Tip Clearance* mínimo de todos los álabes en cada una de las tres velocidades de giro cuando se han usado el conjunto de señales originales. Se usa como referencia del parámetro *Tip Clearance* los valores obtenidos en la validación *off-line* con MATLAB. Se muestra el porcentaje de desviación con respecto a las medidas obtenidas en simulación y con respecto a las procesadas con el sistema electrónico.

Tabla X TC mínimo [mm] obtenido con el juego de señales una-vuelta-original

Punto de trabajo [rpm]	Off-Line [mm]	Simulación (% Dev.) [mm]	On-Line (% Desv.) [mm]
3225	4,706	4,704 (-0,04)	4,741 (0,74)
4373	4,099	4,099 (0,00)	4,023 (-1,8)
4608	4,456	4,456 (0,01)	4,486 (0,67)

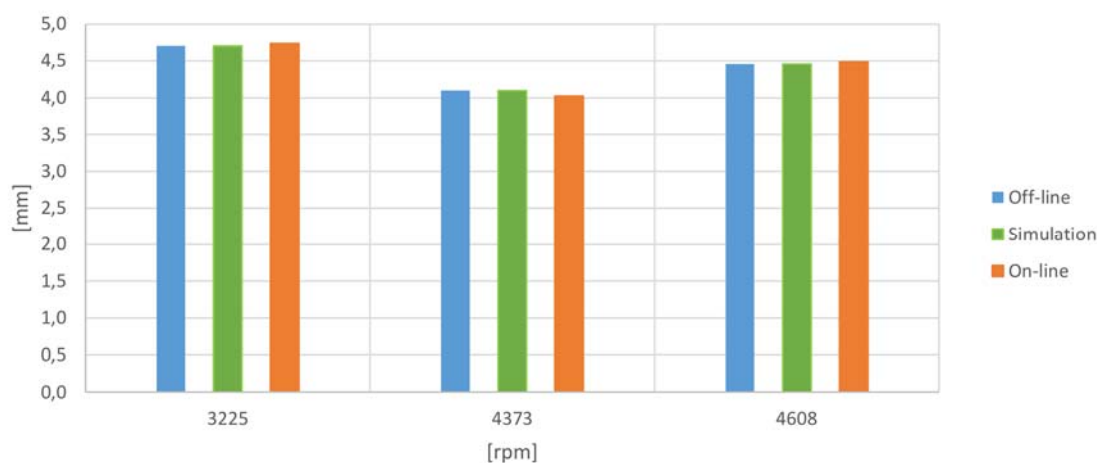


Figura 53. Mínimo TC [mm] para el juego de señales una-vuelta-original.

Las diferencias en el caso de la simulación provienen de la cuantificación de las muestras y de la recta de calibración del sensor. Los resultados de la emulación *on-line* se han corregido por un factor del 6 %. Esto es debido a dos factores principalmente: en primer lugar, a la incertidumbre de la etapa analógica de la Red Pitaya que tiene un error de offset DC menor del 5 % y un error de ganancia máximo menor del 10 % del fondo de escala. En segundo lugar, a que la curva de calibración empleada no ha sido obtenida con la Red Pitaya, sino con un multímetro digital de Agilent modelo 34410A.

Resultados

Resultados análogos se obtienen cuando lo que se emplea es el juego de señales una-vuelta-filtradas, tal y como se puede analizar en la Tabla XI y la Figura 54.

Tabla XI TC mínimo [mm] obtenido con el juego de señales una-vuelta-filtradas

Punto de trabajo [rpm]	Off-Line [mm]	Simulación (% Dev.) [mm]	On-Line (% Desv.) [mm]
3225	4,813	4,809 (-0,07)	4,865 (1,09)
4373	4,451	4,451 (0,01)	4,410 (-0,90)
4608	4,703	4,702 (-0,02)	4,760 (1,21)

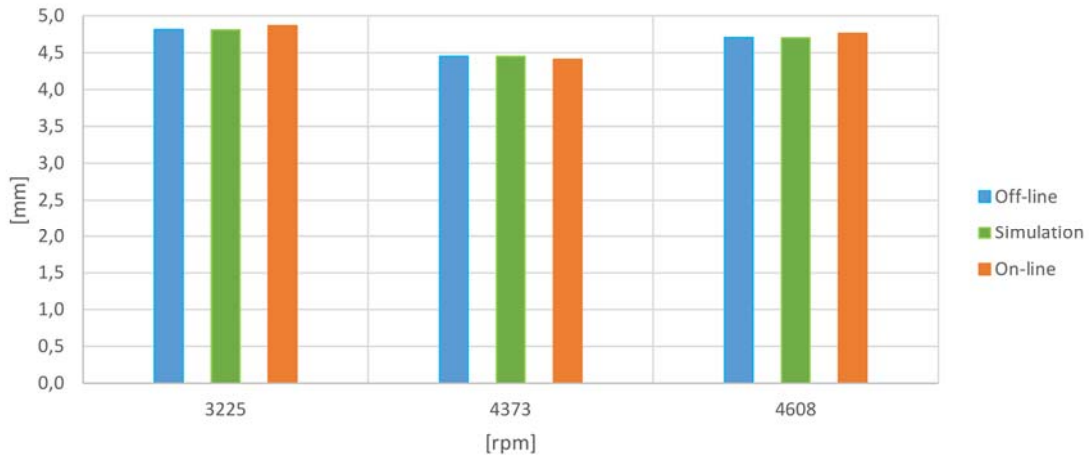


Figura 54. TC mínimo con el juego de señales una-vuelta-filtradas.

Con el procesador reconfigurado para la medida de diez vueltas completas consecutivas se mide el *Tip Clearance* mínimo en esas 10 vueltas. Los resultados se pueden observar en la Tabla XII y en la Figura 55.

Tabla XII TC mínimo [mm] con el juego de señales diez-vueltas-filtradas

Punto de trabajo [rpm]	Off-Line [mm]	On-Line (% Desv.) [mm]
3225	4,198	4,213 (0,35)
4373	4,070	4,035 (-0,86)
4608	3,894	3,876 (0,46)

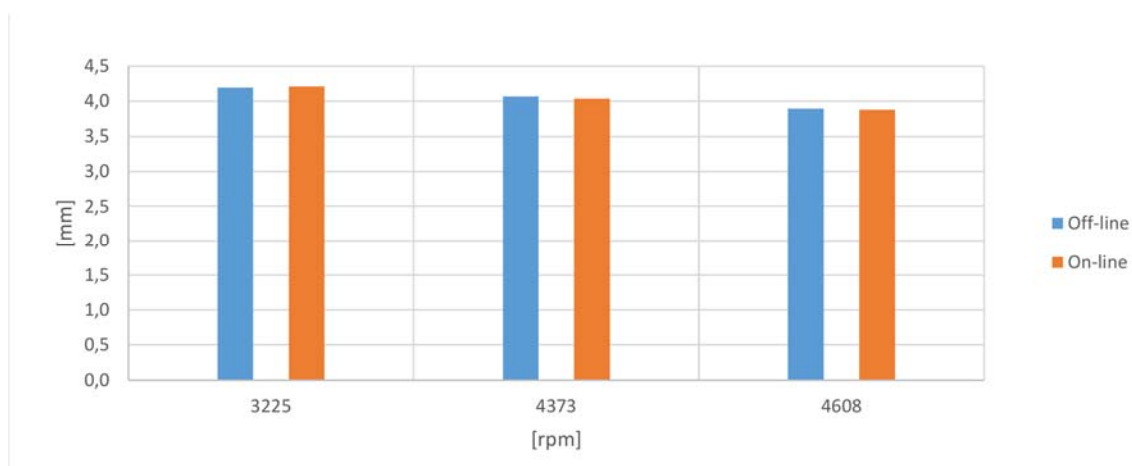


Figura 55. TC mínimo [mm] detectado con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.

Por último se han procesado las medias de los *Tip Clearance* mínimos detectados en cada una de las vueltas y los datos se muestran en la Tabla XIII y en la Figura 56.

Tabla XIII Media de TC mínimos con el juego de señales diez-vueltas-filtradas

Punto de trabajo [rpm]	Off-Line [mm]	On-Line (% Desv.) [mm]
3225	4,505	4,496 (0,21)
4373	4,352	4,320 (0,73)
4608	4,318	4,260 (1,33)

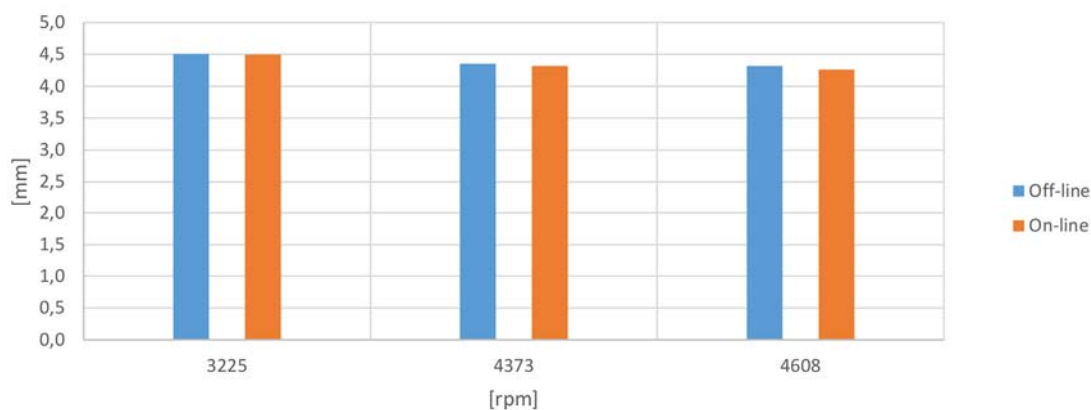


Figura 56. Media de TC mínimos obtenidas con el juego de señales diez-vueltas-filtradas.

6.2 Medida del *Time of Arrival*

El análisis *on-line* con el sistema electrónico es capaz de encontrar todos los cambios de álabe. La Figura 57 representan los tiempos de los 1460 álabes registrados a lo largo de 10 vueltas consecutivas. Se puede observar que todos los tiempos están dentro del 7 % del valor nominal de 127,4 μ s por álabe que se debiera medir si no hubiera ninguna vibración al girar a 3225 rpm. Si se hubiera perdido algún límite de álabe se verían picos positivos o negativos al asignarse parte del tiempo de un álabe al previo o al siguiente.

Resultados

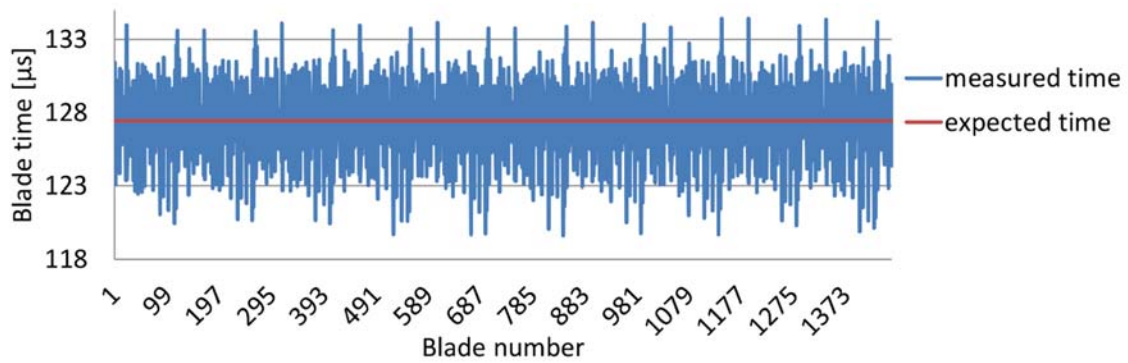


Figura 57. Tiempo de álabes para 1460 álabes en 10 vueltas consecutivas al girar a 3226 rpm.

Para poder comprobar la velocidad de giro, se debe computar la suma de todos los tiempos individuales de los álabes que corresponde con el periodo de cada revolución. La velocidad de giro media se representa en la Tabla XIV.

Tabla XIV Velocidad media de rotación obtenida en 10 vueltas

Punto de trabajo [rpm]	Off-Line [mm]	Std. Desv. [rpm]	On-Line [rpm]	Std. Desv. [rpm]	% Dev.
3225	3226,47	0,28	3226,78	0,21	0,01
4373	4372,46	1,09	4372,48	0,40	0,00
4608	4609,21	0,62	4609,69	0,70	0,01

Del análisis realizado se pueden derivar las deflexiones de esos álabes cuyos valores se pueden observar en la Figura 58.

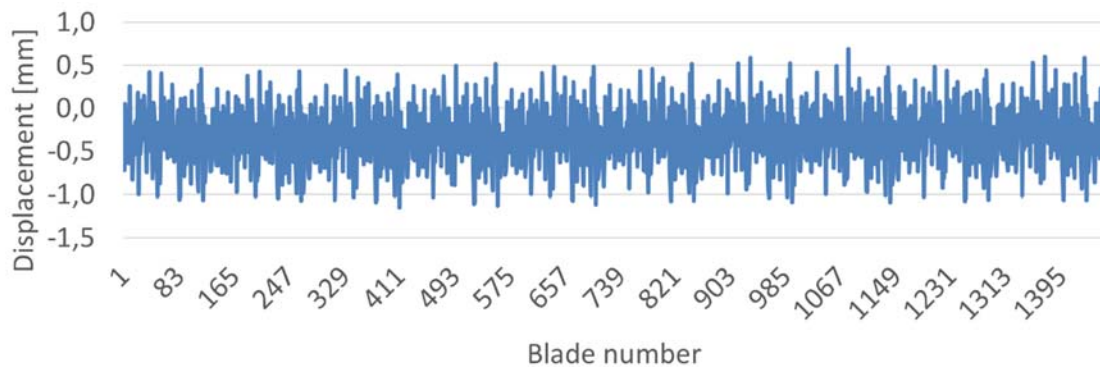


Figura 58. Desplazamientos de 1460 álabes (diez vueltas consecutivas).

La Figura 59 muestra las deflexiones de 15 álabes seguidos en diez vueltas consecutivas. Se puede observar cómo están dentro del mismo rango y son coherentes de vuelta en vuelta.

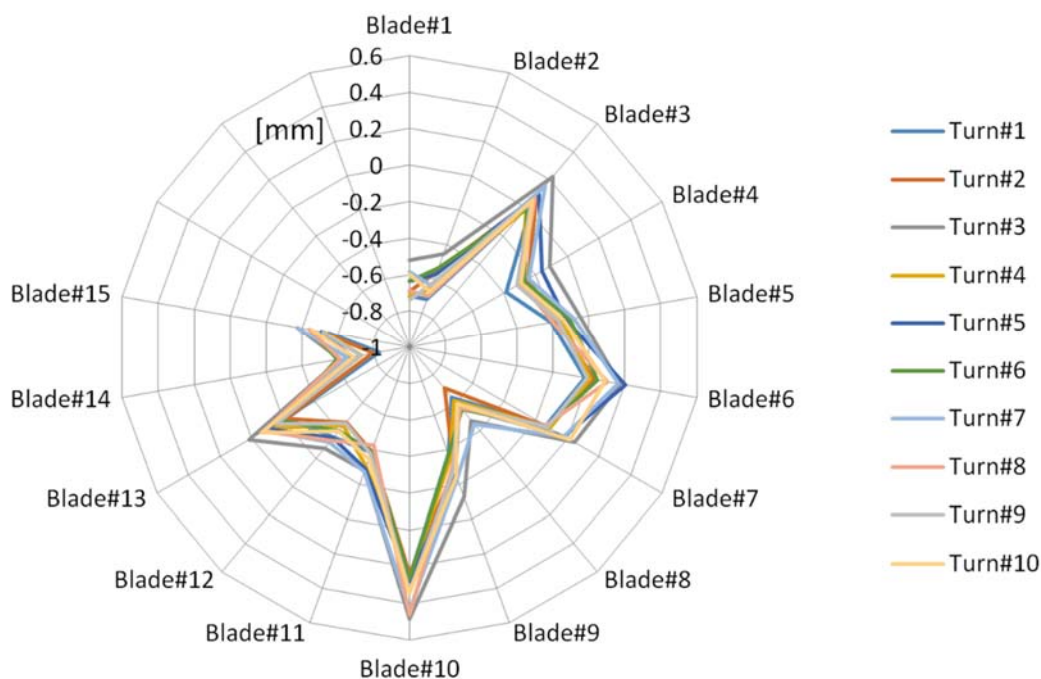


Figura 59. Deflexiones de quince álabes en diez vueltas.

6.3 Sincronización entre procesadores

Se realiza la simulación con la metodología expuesta en el apartado 5.4. Como las señales son las mismas, aunque desplazadas en cinco álabes, las memorias correspondientes a los dos procesadores deben ser y son idénticas, lo que indica que la sincronización entre los dos procesadores mediante las señales OPR es correcta.

En la Figura 60 se puede ver el resultado de la simulación. Cada fila corresponde con los ocho datos de un álabes tal y como se ha detallado en la Tabla V. El volcado de memoria de la izquierda corresponde con el procesador maestro (álabes 0) y el de la derecha con el del procesador esclavo enfrentado al álabes 5. En este caso no se han calculado las estadísticas de los valores para el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival*.

Resultados

Address	0	1	2	3	4	5	6	7
0x0	8000	XXXX	60CE	XXXX	XXXX	0104	XXXX	XXXX
0x8	8001	XXXX	7054	XXXX	XXXX	00FD	XXXX	XXXX
0x10	8002	XXXX	9641	XXXX	XXXX	00F8	XXXX	XXXX
0x18	8003	XXXX	5308	XXXX	XXXX	0103	XXXX	XXXX
0x20	8004	XXXX	FFFF	XXXX	XXXX	00FC	XXXX	XXXX
0x28	8005	XXXX	6695	XXXX	XXXX	00FB	XXXX	XXXX
0x30	8006	XXXX	62B4	XXXX	XXXX	0103	XXXX	XXXX
0x38	8007	XXXX	7AE1	XXXX	XXXX	00F6	XXXX	XXXX
0x40	8008	XXXX	FFFF	XXXX	XXXX	0103	XXXX	XXXX
0x48	8009	XXXX	5E04	XXXX	XXXX	0100	XXXX	XXXX
0x50	800A	XXXX	8546	XXXX	XXXX	00FF	XXXX	XXXX
0x58	800B	XXXX	5D68	XXXX	XXXX	00FB	XXXX	XXXX
0x60	800C	XXXX	FFFF	XXXX	XXXX	00FE	XXXX	XXXX
0x68	800D	XXXX	63CB	XXXX	XXXX	00FF	XXXX	XXXX
0x70	800E	XXXX	8EBC	XXXX	XXXX	00FB	XXXX	XXXX
0x78	800F	XXXX	67C8	XXXX	XXXX	00FE	XXXX	XXXX
0x80	8010	XXXX	7FA7	XXXX	XXXX	00FC	XXXX	XXXX
0x88	8011	XXXX	612D	XXXX	XXXX	0105	XXXX	XXXX
0x90	8012	XXXX	61AE	XXXX	XXXX	0100	XXXX	XXXX
0x98	8013	XXXX	84D7	XXXX	XXXX	00FC	XXXX	XXXX
0xA0	8014	XXXX	88D9	XXXX	XXXX	00F4	XXXX	XXXX
0xA8	8015	XXXX	56A0	XXXX	XXXX	0102	XXXX	XXXX
0xB0	8016	XXXX	6A3F	XXXX	XXXX	00FE	XXXX	XXXX
0xB8	8017	XXXX	60EA	XXXX	XXXX	00FE	XXXX	XXXX
0xC0	8018	XXXX	7BAF	XXXX	XXXX	00FE	XXXX	XXXX
0xC8	8019	XXXX	68B3	XXXX	XXXX	0101	XXXX	XXXX
0xD0	801A	XXXX	83D0	XXXX	XXXX	00F6	XXXX	XXXX
0xD8	801B	XXXX	625B	XXXX	XXXX	0103	XXXX	XXXX

Figura 60. Comparación de los contenidos de memoria de los dos procesadores.

6.4 Análisis de los resultados de la implementación

Con respecto al método *off-line*, la discrepancia del cálculo del *Tip Clearance* con el procesado *on-line* se ha evaluado en un 1,3 % en el peor caso. Tras la captura de 10 vueltas consecutivas, se ha observado que el método propuesto para la captura del *Time of Arrival* detecta correctamente todos los cambios de álabes.

La digitalización de las muestras y de la curva de calibración aporta 2 μm a la incertidumbre del cálculo del *Tip Clearance*. La resolución del *Time of Arrival* se establece en 8 ns debido a los 125 MHz de frecuencia de muestreo que tienen los convertidores analógico digitales de la placa de desarrollo. Esta frecuencia determina la resolución de la deflexión mínima que puede ser detectada, junto con el radio del disco y la frecuencia de giro. Por ejemplo, en el caso de una velocidad de rotación de 3225 rpm la resolución mínima de los desplazamientos sería de 1,4 μm .

Debido al empleo de registros de 16 bits, la velocidad más baja que se puede registrar sin que los contadores experimenten sobrepasamiento es de 783 rpm. Esto supone una limitación menor ya que los puntos más interesantes que se desean medir son aquellos correspondientes a las velocidades de rotación más altas.

6.5 Resumen

Los resultados de los ensayos demuestran que la arquitectura propuesta permite la medida *on-line* en tiempo real de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de un

disco con álabes a partir de las señales de un sensor óptico trifurcado. Su implementación en una FPGA es factible y una aplicación del sistema completo sería como la que se puede ver en la Figura 61.

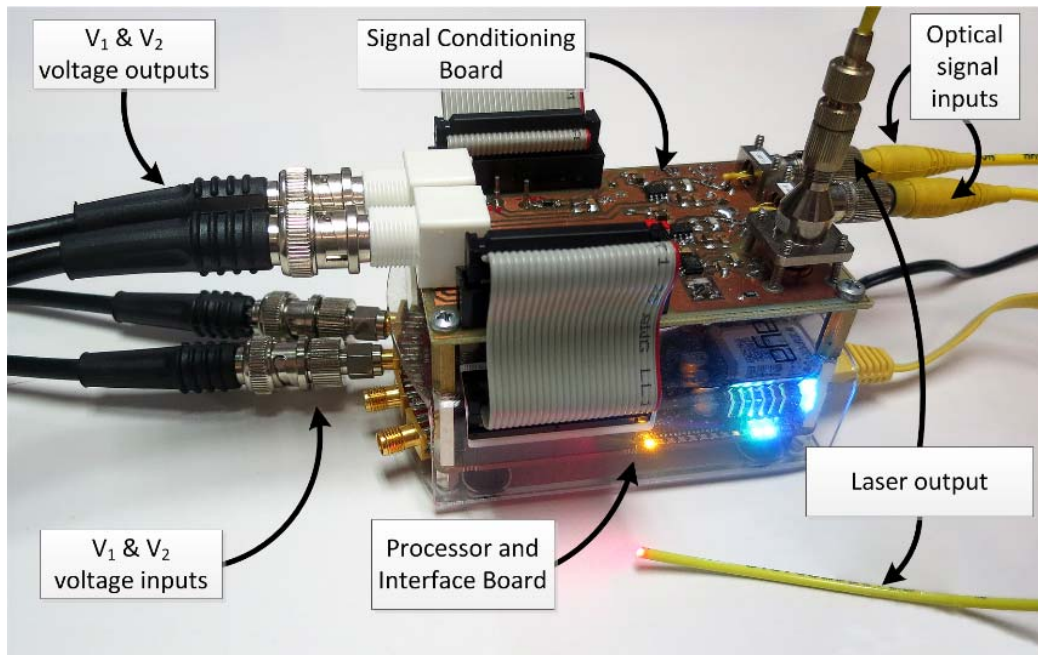


Figura 61 Sistema de medida completo

Un sistema de estas características podría ser desarrollado en una única placa de circuito impreso que facilitara su inclusión dentro de la instrumentación a bordo de una aeronave.

7 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

En este capítulo se presentan las conclusiones que se pueden extraer de esta tesis, así como las posibles líneas de trabajo futuro que podrían seguirse para complementar o mejorar las prestaciones de la arquitectura de medida propuesta. Por último, se enumeran las conferencias y publicaciones a los que ha dado lugar el trabajo de esta tesis.

7.1 Conclusiones

La monitorización del funcionamiento de los motores aeronáuticos es de suma importancia para garantizar la eficiencia y la seguridad de los mismos. Los métodos denominados *Blade Tip Timing*, BTT, desarrollados para la detección del estado del motor se basan en sensores no intrusivos. A partir de las señales de esos sensores se pueden obtener dos parámetros de funcionamiento: el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival*. Una parte de la literatura científica busca confirmar el funcionamiento de un sensor, mientras que otra propone métodos de medición de vibraciones que parten de los valores de los parámetros ya calculados. Los procedimientos que se encuentran en la literatura para la extracción de los parámetros sirven para una única tecnología de sensores (Cap. 1 y 2).

Se ha realizado una estimación de los requerimientos electrónicos necesarios para poder extraer los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* de un sensor óptico trifurcado que tiene una precisión de 24 μm . Se ha respetado la precisión del sensor en la determinación del *Tip Clearance* y se ha propuesto una frecuencia de muestro tal que posibilite la detección de deflexiones con una resolución de al menos 4,6 μm a 5000 rpm. Los requerimientos de velocidad de procesado y la necesaria escalabilidad de la medida determinan que se debe realizar un procesado local *on-line* que extraiga en tiempo real los parámetros y los haga disponibles para un post-procesado (Cap. 3).

En la presente tesis se ha propuesto una arquitectura para la medida en tiempo real de los parámetros *Tip Clearance* y *Time of Arrival* del funcionamiento de una turbina. La arquitectura se compone de varios módulos o bloques. Uno de esos bloques calcula continuamente el valor del *Tip Clearance* para cada muestra mientras que otro módulo busca el momento en que se cumple la condición de cambio de álabe. La detección de ese instante desencadena que un tercer módulo capture el tiempo de ese álabe y se almacenen los dos parámetros para un post-procesado (Cap 4).

Al realizar la detección del cambio de álabe por hardware, el sistema propuesto es compacto y de gran capacidad. La arquitectura propuesta consigue reducir la cantidad de componentes externos ya que una FPGA es capaz de realizar las funciones de medida de varios sensores simultáneamente mejorando la embarcabilidad del sistema de medida (Cap. 4).

La arquitectura es modular, ya que se pueden adaptar los bloques de la detección de paso de álabe y del cálculo del *Tip Clearance* a las tecnologías de sensores más importantes empleados en métodos BTT. También es flexible ya que, para un tipo de sensor dado, permite ajustar diversos aspectos de la medida, como el número de álabes que se pueden medir en el ensayo o los coeficientes de la recta de calibración del sensor instalado (Cap 4).

Se han adaptado los algoritmos originales, orientados al procesado por software, al procesado concurrente y secuencial que la FPGA realiza de forma más eficiente. Así, se han propuesto y validado métodos hardware para procesar las señales provenientes de sensores ópticos trifurcados para medir el *Tip Clearance* y el *Time of Arrival* (Cap. 4).

Conclusiones y trabajo futuro

El método para la determinación del cambio de álabe y el cálculo del *Time of Arrival* no necesita conocer previamente la velocidad de giro del motor, y se adapta a cambios en su velocidad de giro. Se obtienen los valores de *Tip Clearance* y *Time of Arrival* para cada álabe individualmente. Además, se determina el instante del cambio de álabe antes de la finalización del paso del siguiente álabe frente al sensor, de manera que la información de sus parámetros está disponible en tiempo real (Cap. 4 y 6).

La arquitectura propuesta puede ser instanciada muchas veces en una FPGA, lo que permite monitorizar los datos de varios sensores dispuestos en distintos puntos del motor de forma simultánea. Para ello habrá que proveer al circuito electrónico de suficientes conexiones con sensores ópticos trifurcados y canales analógicos para la conversión de las señales de los sensores. En la tesis se propone un medio de sincronización interno a la FPGA entre los procesadores de cada sensor, que sirve como referencia relativa para todas las medidas. Así se consigue que los parámetros de un mismo álabe se encuentren en posiciones análogas de las memorias de los procesadores (Cap. 4).

La comparación de los datos obtenidos por el procesado *off-line* con los datos obtenidos en las pruebas de emulación de las señales originales a partir del procesado *on-line* permiten afirmar que la implementación de la arquitectura proporciona una precisión semejante al procesado *off-line*. La discrepancia con el procesado *off-line* del *Tip Clearance* se ha evaluado en menos del 1,3 % en el caso peor. Capturas del *Time of Arrival* de cada álabe en diversas vueltas consecutivas demuestran que se detectan correctamente todos los instantes de cambio de álabe (Cap 5 y 6).

7.2 Trabajo futuro

La arquitectura validada durante la presente tesis se ha mostrado útil en la extracción de los parámetros de funcionamiento de una etapa con álabes de un motor aeronáutico midiéndose mediante un sensor óptico trifurcado. Sin embargo, hay aspectos que podrían mejorar las prestaciones y comportamiento del sistema:

- a) Realización de medidas en entornos con elementos reales como túneles de viento para la comprobación de etapas fabricadas, bancos de ensayo de motores, etc.
- b) Desarrollo una tarjeta que incluya la posibilidad de escalar el sistema a la medida de varios sensores simultáneamente. Desarrollar un software de control y monitorización de los valores obtenidos de dichos sensores.
- c) Adaptación a diferentes sensores y ecuaciones de ajuste y calibración de los bloques principales de la arquitectura para demostrar su viabilidad en otras condiciones de medida.
- d) Ampliar o adaptar la salida de los datos extraídos al formato recomendado por el subcomité ISA107.1 en la norma ANSI/ISA-107.1-2013 *Industry Standard File Format for Revolution-Based, Tip Timing Data* para hacer la herramienta más útil en un entorno industrial.

7.3 Publicación de resultados

7.3.1 Artículos en revistas internacionales

Durante la realización de la tesis se han producido los siguientes artículos para revistas internacionales.

Gil-García, J.M., Solís, A., Zubia, J., y Aranguren, G. "An Architecture for On-Line Measurement of the Tip Clearance and Time of Arrival of a Bladed Disk of an Aircraft Engine". *Sensors* 2017, 17(10), 2162

Doi: 10.3390/s17102162

(Q1 Instruments & Instrumentation)

Gil-García, J.M., Zubia, J., y Aranguren, G. "Architecture for measuring blade Tip-clearance and Time of Arrival with multiple sensors in airplane engines".

International Journal of Aerospace Engineering vol 2018, Article ID 3756278, 7 pages, 2018

Doi: 10.1155/2018/3756278/

(Q2 Engineering, Aerospace)

7.3.2 Conferencias en congresos internacionales

Algunos de los avances parciales que se han producido a lo largo de la realización de la tesis se han expuesto de forma oral en las siguientes conferencias internacionales.

Gil-García, J.M., García, I., Zubia, J., y Aranguren, G. "Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe".

IEEE Metrology for aerospace (MetroAeroSpace). Benevento, Italia 4-5 de junio de 2015

Doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2015.7180638

Gil-García, J.M., García, I., Zubia, J., y Aranguren, G. "Measurement of blade tip clearance and time of arrival in turbines using an optic sensor".

IEEE International Conference on Applied Electronics (AE). Pilsen, República Checa 8-9 de septiembre de 2015

Referencias

- [1] S. Lattime y B. Steinetz, «Turbine engine control systems. Current Practices and Future directions,» NASA/TM-2002-211794 , 2002.
- [2] European Commission, «Flight path 2050 Europe's vision for aviation Report for the high level group on aviation research,» Publications Office of the European Union, Luxembourg:, 2011.
- [3] M. W. Wiseman y T.-H. Guo, «An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines,» de *Proceedings of the American Control Conference*, Arlington, 2001.
- [4] T. M. Bartsch, «High Cycle Fatigue (HFC) science and technology program 2001 annual report,» Universar Technology Corporation, Dayton, 2002.
- [5] N. E. Cherolis, D. J. Benac y W. D. Prodemore, «Fatigue in Rotating Equipment: Is it HCF or LCF?,» *Journal of Failure Analysis and Prevention*, vol. 16, nº 5, pp. 828-841, 2016.
- [6] E. Armstrong, «Recent Blade Vibration Techniques,» *Journal for Engineering for Power*, vol. 88, nº 3, pp. 437-444, 1967.
- [7] P. Russhard, «The rise and fall of the rotor blade blade strain gauge,» de *Vibration Engineering and Technology of Machinery, Proceedings of VETOMAC X 2014*, Manchester, 2014.
- [8] V. Zablotskiy, A. Korostelev y L. Sviblow, «Device for non-contacting analysis of vibration movement of turbomachinery blades,» *Avt. Svid. No. 160886, Biuletyn, Otkrytia, izobretenija, promyszlennyje obrazcy, tovarnyje znaki*, nº 5, 1965.
- [9] S. Heath and M. Imregun, "A review of analisis techniques for blade tip-timing," in *ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*, Orlando, Florida, 1997.
- [10] G. Janicki, A. Pezouvanis, B. Mason y M. K. Ebrahimi, «Turbine Blade Vibration Measurement Methods for Turbocharges,» *American Journal of Sensor Technology*, vol. 2, nº 2, pp. 13-19, 2014.
- [11] M. Pan, Y. Yang, F. Guan, H. Hu y H. Xu, «Sparse representation based frquency detection and uncertainty reduction in blade tipo timing measurement for multi-mode blade vibration monitoring,» *Sensors*, vol. 17, nº 8, p. 19, 2017.

- [12] Z. Hu, J. Lin, Z.-S. Chen, Y.-M. Yang y X.-J. Li, «A Non-Uniformly Under-Sampled Blade Tip-Timing Signal Reconstruction Method for Blade Vibration Monitoring,» *Sensors*, vol. 15, nº 2, p. 2419–2437, 2015.
- [13] I. Carrington, J. Wright, J. Cooper y G. Dimitriadis, «A comparison of blade tip timing data analysis methods,» de *Proceedings of the First International Conference on the Integration of Dynamics, Monitoring and Control*, Rotterdam, 1999.
- [14] D. E. Holeski y S. M. Futral Jr., «Effect of a rotor tip clearance on a 5-inch single stage axial-flow turbine,» NASA, Cleveland Ohio, 1968.
- [15] A. Sheard y S. Turner, «Electromechanical measurement of turbomachinery blade tip-to-casing running clearance,» de *International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition*, Cologne, Germany, 1992.
- [16] I. Garcia, *Desarrollo de un sensor de fibra óptica para la medida del tip clearance y tip timing en motores aeronáuticos*, Bilbao: Tesis Doctoral UPV/EHU, 2017.
- [17] P. Prochazka, F. Vanek, J. Cibulka y V. Bula, «Contactless measuring method of blade vibration during turbine speed-up,» *Engineering Mechanics*, vol. 17, nº 3-4, pp. 173-186, 2010.
- [18] S. Madhavan, R. Jain, C. Sujatha y A. Sekhar, «Vibration based damage detection of rotor blades in a gas turbine engine,» *Engineerin Failure Analysis*, vol. 46, pp. 26-39, 2014.
- [19] P. Procházka y F. Vanek, «Non-contact systems for monitoring blade vibrations of steam turbines,» de *International conference on noise and vibration engineering*, Leuven, 2012.
- [20] V. Georgiev, M. Holík, K. Václav, A. Krutina, Z. Rubín, J. Lika y M. Poupa, «The blade flutter measurement based on the blade tip timing method,» de *Proceedings of the 15th WSEAS international conference on Systems*, Corfu Island, Greece, 2011.
- [21] A. Steiner, «Techniques for blade tip clearance measurements with capacitive probes,» *Measurement science and technology*, vol. 11, nº 7, pp. 865-869, 2000.
- [22] M. Hafner, «Meggit,» Agosto 2013. [En línea]. Available: http://www.vibrometer.com/pdf/proddevelopment/Blade_vibration_monitoring_systems.pdf. [Último acceso: 18 Diciembre 2014].
- [23] Hood Technologies, «Hood Technology,» 24 Junio 2011. [En línea]. Available: http://www.hoodtech.com/bvm/doc/overview_document.pdf. [Último acceso: 18 Diciembre 2014].

- [24] K. Tamura, S. Tori, O. Masaki y K. Marimoto, «Non-contact Vibration Measurement of the Rotor Blades that Play a Pivotal Role in the Reliability of Gas Turbines,» *Mitsubishi Heavy Industries Technical Review*, vol. 51, n° 1, pp. 10-14, 2014.
- [25] D. Diamond, P. Heyns y A. Oberholster, «A comparison between three blade tip timing algorithms for estimating Synchronous turbomachine blade vibration,» de *9th WCEAM Research Papers. Lecture Notes in Mechanical Engineering*, H. C. M. J. Amadi-Echendu J., Ed., Charm, Springer, 2015, pp. 215-225.
- [26] H. Technologies, «Data Acquisition Console 4016C,» [En línea]. Available: <http://www.hoodtech.com/bvm/data.html>. [Último acceso: 15 Noviembre 2016].
- [27] A. Abdelrhman, M. Lim, M. Leong y S. Al-Obaidi, «Condition Monitoring of Blade in Turbomachinery: A Review,» *Advances in Mechanical Engineering*, vol. 2014, n° Article ID: 210717, p. 10, 2014.
- [28] F. L. Greitzer, L. J. Kangas, K. M. Terrones, M. A. Maynard, B. W. Wilson, R. A. Pawlowski, D. R. Sisk y N. B. Brown, «Gas Turbine Engine Health Monitoring and Prognostics,» de *International Society of Logistics (SOLE) 1999 Symposium*, Las Vegas, Nevada, USA, 1999.
- [29] L. Yu y S. Shrivastava, «Distributed real time compressor blade health monitoring system,» de *Annual Conference of the Prognostics and Health Management Society*, Denver, 2016.
- [30] A. von Flotow, M. Mercadal y P. Tapper, «Health monitoring and prognostics of blades and disks with blade tip sensors,» de *Aerospace Conference Proceedings, 2000 IEEE*, Big Sky, MT, USA, 2000.
- [31] R. Szczepanik, R. Przysowa, J. Spychala, E. Rokicki, K. Kamierczak y P. Majewski, «Application of Blade-Tip Sensors to Blade-Vibration Monitoring in Gas Turbines,» de *Thermal Power Plants*, M. Rasul, Ed., InTech, 2012, p. 278.
- [32] P. C. Ivey, K. R. Grant y C. Lawson, «Tip timing techniques for turbomachinery HCF condition monitoring,» de *The 16th Symposium on Measuring Techniques in Transonic and Supersonic Flow in Cascades and Turbomachines*, Cambridge, 2002.
- [33] S. Kumar, N. Roy y R. Ganguli, «Monitoring low cycle fatigue damage in turbine blade using vibration characteristics,» *Mechanical systems and signal processing*, vol. 21, n° 1, pp. 480-501, 2005.
- [34] R. Rzadkowski, E. Rokicki, L. Piechowski y R. Szczepanik, «Analysis of middle bearing failure in rotor jet engine using tip-timing and tip-clearance techniques,» *Mechanical Systems and Signal Processing*, Vols. %1 de %276-77, pp. 213-227, 2016.

- [35] K. S. Chana y D. N. Cardwell, «The use of Eddy current sensor based blade tip timing for FOD detection,» de *Proceedings of the ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*, Berlin, 2008.
- [36] Propulsion Instrumentation Working Group, «Blade tip clearance sensor specifications,» [En línea]. Available: http://www.piwg.org/sensor/sensor_tclearance.html. [Último acceso: 2 12 2016].
- [37] D. Culley, «More Intelligent Gas Turbine Engines, RTO Technical Report, TR-AVT-128 Chapter 6,» North Atlantic Treaty Organisation, April 2009.
- [38] M. R. Woike, J. W. Roeder, C. E. Hughes y T. J. Bencic, «Testing of a Microwave Blade Tip Clearance Sensor at the NASA Glenn Research Center,» de *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, 2009.
- [39] M. Woike, A. Abdul-Aziz, N. Oza y B. Matthews, «New Sensors and Techniques for the Structural Health Monitoring of Propulsion Systems,» *The scientific world Journal*, vol. 2013, n° 596506, p. 10, 2013.
- [40] M. Violetti, J.-F. Zürcher, J. Geisheimer y A. K. Skivervik, «Design of antenna based sensors for blade tip clearance measurement in gas turbines,» de *Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation (EuCAP)*, Barcelona, 2010.
- [41] D. Kwapisz, M. Hafner y R. Rajamani, «Application of Microwave Sensing to Blade Health Monitoring,» de *European Conference of the Prognostics and Health Management Society*, Dresden, 2012.
- [42] M. Woike, A. Abdul Aziz y M. Clem, «Structural Health Monitoring on Turbine Engines Using Microwave Blade Tip Sensors,» de *SPIE Smart Structures/NDE conference*, San Diego, 2014.
- [43] M. Violetti, A. K. Skrivervik, Q. Xu y M. Hafner, «New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines,» de *Sensors 2012 IEEE*, Taipei, 2012.
- [44] D. Müller, A. G. Sheard, S. Mozumdar y E. Johann, «Capacitive measurement of compressor and turbine blade Ttp to casing running clearance,» *Journal of engineering for gas turbines and power*, vol. 119, n° 4, pp. 877-884, 1997.
- [45] A. Sheard, «Blade by Blade Tip Clearance Measurement,» *International Journal of Rotating Machinery*, vol. 2011, p. 13, 2011.
- [46] C. P. Lawson y P. C. Ivey, «Tubomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes,» *Sensors and Actuators A: Physical*, vol. 118, n° 1, pp. 14-24, 2005.

- [47] S. Gill, M. Ingallinera y A. Sheard, «Turbine Tip Clearance measurement system evaluation on an industrial gas turbine,» de *International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition*, Orlando, Florida, 1997.
- [48] S. Lavagnoli, G. Paniagua, M. Tulkens y A. Steiner, «High-fidelity rotor gap measurements in a short duration turbine rig,» *Mechanical systems and signal processing*, vol. 27, pp. 590-603, 2012.
- [49] D. Fajie, L. Menglin, O. Tao y K. Xianghong, «Analysis of the Tip-Timing Precision of Double-Shielded Capacitive Pulse Sensor,» de *International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, 2009. ICMTMA '09.*, Zhangjiajie, Hunan, 2009.
- [50] T. Fabian, F. B. Prinz y G. Brasseur, «Capacitive sensor for active tip clearance control in a palm-sized gas turbine generator,» *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement*, vol. 54, n° 3, pp. 1133-1143, 2008.
- [51] R. Przynowa y E. Rokicki, «Inductive sensors for blade tip-timing in gas turbines,» *Journal of KONBiN The Journal of Air Force Institute of Technology*, vol. 36, n° 1, p. 18, 2015.
- [52] L. Du, X. Zhu y J. Zhe, «A high sensitivity inductive sensor for blade tip clearance,» *Smart Materials and Structures*, vol. 23, n° 6, p. 9, 2014.
- [53] R. Szczepanik, E. Rokicki, R. Rzakowski y L. Piechowski, «Tip-Timing and Tip-Clearance for Measuring Rotor Turbine Blade Vibrations,» *Journal of vibration engineering & technologies*, vol. 2, n° 5, pp. 395-406, 2014.
- [54] P. Lindstedt, E. Rokicki, H. Borowczyk y P. Majewski, «Rotor blades condition monitoring method based on the elimination of the environment signal,» *Research Works of Air Force Institute of Technology*, vol. 25, n° 1, pp. 15-24, 2009.
- [55] C. Roeseler, A. von Flotow y P. Tappert, «Monitoring blade passage in turbomachinery through the Engine case (no holes),» de *IEEE Aerospace conference proceedings*, Big Sky, USA, 2002.
- [56] D. Cardwell, K. S. Chana y P. Russhard, «The use of Eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing - Sensor development and engine testing,» de *Proceedings of the ASME turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*, Berlin, 2008.
- [57] W. C. Haase y Z. S. Haase, «Advances in through-the-case eddy current sensors,» de *Aerospace Conference, 2013 IEEE*, Big Sky, MT, E.E.U.U., 2013.
- [58] C. Mandache, T. Mcelhinney y N. Mrad, «Aircraft engine blade tip monitoring using pulsed Eddy Current technology,» de *4th International Symposium on NDT in Aerospace*, Augsburg, Germany, 2012.

- [59] A. von Flotow y M. J. Drumm, «Blade-tip monitoring with Through-the-case Eddy current sensors,» Junio 2004. [En línea]. Available: <http://archives.sensorsmag.com/articles/0604/28/main.shtml>. [Último acceso: 30 Marzo 2017].
- [60] A. B. Vakhtin, S.-J. Chen y S. M. Massick, «Optical Probe for Monitoring Blade Tip Clearance,» de *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Orlando, 2009.
- [61] A. Kempe, S. Schlamo, T. Rösgen y K. Haffner, «Low-coherence interferometric tip-clearance probe,» *Optical Letters*, vol. 28, pp. 1323-1325, 2003.
- [62] A. Kempe, S. Schlamp, T. Rösgen y K. Haffner, «Spatial and temporal high-resolution optical tip-clearance probe for harsh environments,» de *13th International Symposium on Laser Techniques to Fluid Mechanics*, Lisbon, 2006.
- [63] F. Dreier, P. Günther, T. Pfister, J. W. Czarske y A. Fisher, «Interferometric sensor system for blade vibration measurements in turbomachine applications,» *IEEE transactions on Instrumentation and Measurements*, vol. 62, n° 8, pp. 2297-2302, 2013.
- [64] T. Pfister, L. Bütner, J. Czarske, H. Krain y R. Schodl, «Turbo machine tip clearance and vibration measurements using a fibre optic laser Doppler position sensor,» *Measurement Science and Technology*, vol. 17, n° 7, pp. 1693-1705, 2006.
- [65] J. W. Czarske, T. Pfister y L. Büttnner, «Laser Doppler distance sensor for fast shape measurements at rotating objects,» de *XIX IMEKO World Congress Measurements of Geometrical Quantities*, Lisboa, Portugal, 2009.
- [66] H. Guo, F. Duan, G. Wu y J. Zhang, «Blade tip clearance measurement of the turbine engines based on a multi-mode fiber coupled laser ranging system,» *Review of Scientific Instruments*, vol. 85, n° 115105, 2014.
- [67] S. Binu y J. George, «Displacement sensing with polymer fibre optic probe,» *Frontiers in sensors*, vol. 1, n° 3, pp. 49-53, 2013.
- [68] S. Binu, V. Mahadevan Pillaia y N. Chandrasekaran, «Fibre optic displacement sensor for the measurement of amplitude and frequency of vibration,» *Optics & Laser Technology*, vol. 39, pp. 1537-1543, 2007.
- [69] M. Yu-zhen, L. Guo-ping, Z. Yong-kui y L. Hua-guan, «Tip clearance optical measurement for rotating blades,» de *International Conference on Management Science and Industrial Engineering (MSIE)*, 2011.
- [70] J. Zhao, X. Zhang y Y. Wang, «Study on an intelligent optical fibre displacement sensor,» *Procedia Engineering*, vol. 15, pp. 989-993, 2011.

- [71] S. Cao, F. Duan y Y. Zhang, «Measurement of rotating blade tip clearance with fibre-optic probe,» *Journal of Physics: Conference Series* 48, pp. 873-877, 2006.
- [72] D. Knappett y J. García, «Blade tip timing and strain gauge correlation on compressor blades,» *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 222, nº 4, pp. 497-506, 2008.
- [73] R. Tomassini, G. Rossi y J.-F. Brouckaert, «Blade tip clearance and blade vibration measurement using a mangetoresistive sensor,» de *11th european conference on turbomachinery fluid dynamics & thermodynamics*, Madrid, 2015.
- [74] Y. Xiao, Z. Chen y L. Zhang, «System design and experimental research on tip clearance measurement of aero-engines by digital radiograph,» de *ICEMI '09. 9th International Conference on Electronic Measurement & Instruments*, 2009.
- [75] Propulsion Instrumentation Working Group, «Blade tip deflections,» [En línea]. Available: http://www.piwg.org/sensor/sensor_btdeflection.html. [Último acceso: 2 12 2016].
- [76] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Durana y G. Aldabaldetrekú, «Turbine-blade tip clearance and tip timing measurements using an optical fibre bundle sensor,» de *VIII Optical Measurement Systems for Industrial Inspection*, Munich, 2013.
- [77] T. M. Pickering, *Methods for Validation of a turbomachinery rotor blade tip timing system*, MSc Thesis Virginia Polytechnic Institute, 2014.
- [78] K. R. Chana, V. Sridhar y D. Singh, «The use of Eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing: Development of a new method based on integration,» de *Proceedings of ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Seoul (South Korea), 2016.
- [79] B. W. Hayes, *Design, implementation and analysis of a time of arrival measurement system for rotating machinery*, Master thesis, University of Tennessee, 2012.
- [80] P. Russhard, «Derived once per rev signal generation for blade tip timing systems,» de *Instrumentation Symposium 2014, IET & ISA 60th International*, London, 2014.
- [81] P. Russhard, «Blade Tip Timing (BTT) Uncertainties,» de *Proceedings of the 12th international A.I.V.E.L.A. conference on vibration measurements by laser and noncontact techniques: Advances and Applications*, Ancona, Italy, 2016.
- [82] I. Y. Zablotskiy y Y. A. Korostelev, «Measurement of Resonance Vibrations of Turbine Blades with the Elura Device,» Translation for the Foreign Technology Division, 1970.

- [83] S. Heath y M. Imregun, «An improved single-parameter tip-timing method for turbomachinery blade vibration measurements using optical laser probes,» *International Journal of Mechanical Sciences*, vol. 38, nº 10, pp. 1047-1058, 1996.
- [84] M. Zielinski y G. Ziller, «Noncontact vibration measurements on compressor rotor blades,» *Measurement Science and Technology*, vol. 11, nº 7, pp. 847-856, 2000.
- [85] P. Lindstedt, E. Rokicki, H. Borowczyk y P. Majewski, «Application of the correlation function and Fourier Transformation to evaluation of technical condition demonstrated by blades of a rotor machine during the operation process,» *Journal of KONES Powertrain and Transport*, vol. 16, nº 2, p. 8, 2016.
- [86] C. Liu y J. Dongxiang, «Improved blade tip timing in blade vibration monitoring with torsional vibration rotor,» de *25th International Congress on Condition Monitoring and Diagnostic Engineering (COMADEM 2012)*, Huddersfield, UK, 2012.
- [87] A. Abdul-Aziz, M. R. Woike, J. D. Lekki y G. Y. Baaklini, «Health Monitoring of a Rotating Disk Using a Combined Analytical-Experimental Approach,» NASA STI Program, Cleveland, 2009.
- [88] P. Beuseroy y R. Lengellé, «Nonintrusive turbomachine blade vibration measurement system,» *Mechanical systems and signal processing*, vol. 21, nº 4, pp. 1717-1738, 2007.
- [89] J. Strnad y L. Jindrich, «Advanced method of noncontact measurement of shrouded blade vibration in steam turbine: evaluation of bladed disc mode shape,» de *The 2014 International Conference on Electronics and Communication Systems II*, Praga, 2014.
- [90] J. Gallego-Garrido, G. Dimitriadis y J. R. Wright, «A class of methods for the analysis of blade tip timing data from bladed assemblies undergoing simultaneous resonances - Part I: Theoretical Development,» *International Journal of Rotating Machinery*, p. 11, 2007.
- [91] J. Gallego-Garrido, G. Dimitriadis, I. Carrington y J. Wright, «A Class of Methods for the Analysis of Blade Tip Timing Data from Bladed Assemblies Undergoing Simultaneous Resonances—Part II: Experimental Validation,» *International Journal of Rotating Machinery*, nº Article ID 73624, p. 10, 2007.
- [92] A. Pezouvanis, G. Janicki, A. Pieronczyk, B. Mason, M. K. Ebrahimi, J. Allport y M. Jupp, «Turbocharger blade vibration: Measurement and validation through laser tip-timing,» de *10th International Conference on Turbochargers and Turbocharging*, London, 2012.
- [93] J. R. Kadambi, R. D. Quinn y M. Adams, «Turbomachinery blade vibration and dynamic stress measurement utilising non-intrusive techniques,» *Transactions of ASME*, vol. 111, pp. 468-474, 1989.

- [94] M. P. Castanier y C. Pierre, «Modeling and Analysis of Mistuned Bladed Disk Vibration: Status and Emerging Directions,» *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, n° 2, pp. 384-396, 2006.
- [95] J. Yuan, F. Scarpa, G. Allegri, B. Titurus, S. Patsias y R. Rajeseckeran, «Efficient computational techniques for mistuning analysis of bladed discs: A review,» *Mechanical systems and Signal Processing*, vol. 87, n° 2017, pp. 71-90, 2016.
- [96] C. M. Firrone y T. Berruti, «Non Contact Measurement System with Electromagnets for Vibration Tests on Bladed Disks,» de *Applied Measurement Systems*, P. Z. Haq., Ed., <https://www.intechopen.com>, 2012, pp. 75-108.
- [97] O. Freund, M. Montgomery, M. Mittelbach y J. Seume, «Non-contact test set-up for aeroelasticity in a rotating turbomachine combining a novel acoustic excitation system with tip-timing,» *Measurement Science and Technology*, vol. 25, n° 3, p. 13, 2014.
- [98] U. Pfeifer y M. Zidorn, «Tip Timing Measurement Chain Validation with the Universal Tip Timing Calibrator UTTC , Approach & Experience,» de *10th International conference on vibration measurements by laser and noncontact techniques- AIVELA 2012*, Ancona, Italy, 2012.
- [99] I. García, J. Zubia, J. Beloki, J. Arrue, G. Durana y G. Aldabaldetrekua, «Optical Tip Clearance measurements as a tool for rotating disk characterization,» *Sensors*, vol. 1, n° 165, p. 12, 2017.
- [100] J. Binghui y Z. Xiaodong, «An optical fiber blade tip clearance sensor for active clearance control applications,» *Procedia Engineering*, vol. 15, pp. 984-988, 2011.
- [101] A. Abdul-Aziz, M. R. Woike, N. Oza, B. Matthews y G. Y. Baaklini, «Propulsion Health Monitoring of a Turbine Engine Disk Using Spin Test Data,» NASA STI program, Ohio, 2010.
- [102] P. Tappert, M. Marcadal y A. von Flotow, «The last few minutes prior to a fatigue blade failure in an axial compressor: Observations of blade vibration and blade lean,» de *IEEE Aerospace Conference*, Montana, 2007.
- [103] P. Tappert, A. von Flotow y M. Marcadal, «Autonomous PHM with blade-tip-sensors: algorithms and seeded fault experience,» de *IEEE Proceedings Aerospace Conference*, Big Sky, MT, 2001.
- [104] R. Rzadkowski, E. Rokicki y R. Szczepani, «Non-intrusive Diagnostic of Middle Bearing of Aircraft Engine,» de *9th World Congress on Engineering Asset Management*, Pretoria, 2014.

- [105] M. Witos y M. Wachlaczenko, «Expert system to support operational safety of the TS-11 "ISKRA" aircraft and overhauls of the SO-3 engines,» de *7th international symposium on NDT in Aerospace*, Bremen, 2015.
- [106] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Aldabaldetrekú, M. Illarramendi y F. Jimenez, «An Optical Fiber Bundle Sensor for Tip Clearance and Tip Timing Measurements in a Turbine Rig,» *Sensors*, nº 13, pp. 7385-7398, 2013.
- [107] I. García, J. Zubia, A. Berganza, J. Beloki, J. Mateo y C. Vázquez, «Comparision of three different configurations of an optical sensor for tip-clearance measurements in turbines,» de *23rd International Conference on Optical Fibre Sensors*, Santander, 2014.
- [108] I. Garcia, J. Zubia, A. Berganza, J. Beloki, J. Arrue, M. A. Illarramendi, J. Mateo y C. Vazquez, «Different Configurations of a Reflective Intensity-Modulated Optical Sensor to Avoid Modal Noise in Tip-Clearance Measurements,» *Journal of Lightwave Technology*, vol. 33, nº 12, pp. 2663-2669, 2015.
- [109] J. Zubia, I. García, A. Berganza, J. Beloki, J. Arrue y J. Mateo, «Improvements in the design of an optical sensor for tip-clearance measurements in turbines,» de *16th International Conference on Transparent Optical Networks (ICTON)*, Graz, 2014.
- [110] I. García, R. Przynsowa, J. Amorebieta y J. Zubia, «Tip-Clearance Mesurement in the First Stage of the Compressor of an Aircraft Engine,» *Sensors*, nº 1897, p. 16, 2016.
- [111] I. Garcia, J. Zubia, J. Beloki, I. Ayesta y G. Aldabaldetrekú, «Tip timing measurements for Structural Health Monitoring in a low-pressure turbine using three optical sensors,» de *8th European Workshop On Structural Health Monitoring*, Bilbao, 2016.
- [112] H. Jones, «A Nonintrusive Rotor Blade Vibration Monitoring System,» de *International Gas Turbine and Aeroengine Congress & Exhibition*, Birmingham, 1996.
- [113] J. M. Gil-García, I. García, J. Zubía y G. Aranguren, «Measurement of blade tip clearance and time of arrival in turbines using an optic sensor,» de *2015 International Conference on applied electronics*, Pilsen, 2015.
- [114] J. Caldwell, «Texas Instruments: What op amp bandwidth do I need? (Transimpedance Amplifiers),» [En línea]. Available: https://e2e.ti.com/blogs_/archives/b/precisionhub/archive/2014/05/07/transimpedance-amplifiers-what-op-amp-bandwidth-do-i-need-part-i. [Último acceso: 23 Marzo 2015].
- [115] «Red Pitaya,» [En línea]. Available: <http://www.redpitaya.com>. [Último acceso: 04 04 2017].

- [116] J. M. Gil-García, I. García, J. Zubía y G. Aranguren, «Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe,» de *2015 IEEE Metrology for aerospace*, Benenvento, 2015.
- [117] J. M. Gil-Garcia, A. Solís, G. Aranguren y J. Zubia, «An architecture for On-line measurement of the tip clearance and time of arrival of a bladed disk of an aircraft engine,» *Sensors*, vol. 17, nº 10, p. 2162, 2017.
- [118] J. M. Gil-García, J. Zubia y G. Aranguren, «Architecture for measuring blade Tip-clearance and Time of Arrival with multiple sensors in airplane engines,» *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2018, nº 3756278, p. 7, 2018

Contribuciones de la tesis

Congreso 1

Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe

José Miguel Gil-García, Iker García, Joseba Zubía y Gerardo Aranguren

IEEE Metrology for aerospace (MetroAeroSpace)

Benvento, Italia

4-5 de junio de 2015

Doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2015.7180638

Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe

J.M. Gil-García

Dept. of Electronic Technology
University College of Engineering of Vitoria-Gasteiz
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

I. García, J. Zubia

Dept. of Communications Engineering
Faculty of Engineering of Bilbao
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

G. Aranguren

Dept. of Electronic Technology
Faculty of Engineering of Bilbao
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

Abstract— The measurement of the tip clearance and the time of arrival of every single blade in rotating turbo machinery is the starting point to characterize the performance of a rotating turbine. The type of sensors employed to acquire the data for this analysis are mainly non-intrusive such as optic, capacitive, eddy-current and microwave sensors. This paper introduces the method employed to calculate the tip clearance and time of arrival of the blades using a fibre-optic probe. The time of arrival of each blade is evaluated right after detecting its pass, and before the next blade finishes passing in front of the sensor. Both parameters are available from that moment for further analyses by a post-processor device. During the acquisition of the sensor data, the maximum and minimum tip clearance and time of arrival are also computed for the current measurement and their values are also made available for post-processing. The whole algorithm has been developed in a single core using a hardware description language and implemented on a programmable logic device which allows for easy extension of the system when more than one sensor monitoring is required.

Keywords— *Tip clearance, time of arrival; optic sensor; blade; FPGA*

I. INTRODUCTION

Monitoring the behaviour of a rotating engine is used to anticipate its malfunction. It can alert when the working values of the mobile parts are drifting from the nominal ones. On the one hand, this can indicate the stress due to the vibrations the engine is under and gives a hint about the fatigue suffered. It can also assess the correctness or efficiency of a new design, or test the properties of a manufactured part. On the other hand it can be employed to detect more dangerous situations like fluttering or the effect of foreign object damage on engine integrity.

The blade response of the rotating assemblies such as turbines or compressor stages represents the starting point to try to calculate the parameters that identify a vibrating mode.

One of the techniques to carry out this analysis is the Blade-tip timing (BTT). This technique assesses the performance of bladed assemblies by detecting the moment a tip blade passes directly in front of a sensor installed in the casing of the engine. This parameter is called the time of

arrival (ToA) and it is then compared with the theoretical arrival time, the time that the blade would have arrived if no vibration was present. The difference between the two values represents the displacement of the blade at the measurement point. Depending on the number of sensors installed several analyses in order to identify synchronous, when blade vibration frequency is a multiple of the rotating frequency, or asynchronous blade responses can be performed [1-4]. BTT methods are indirect and mainly based on non-intrusive sensors in comparison with strain gauge based systems [5, 6]. But these sensors need complex installation procedures and may affect the mechanical features of the assemblies thus introducing bias in the measured data. On the contrary, BTT based systems are simpler to set up and are able to determine the vibration state of each blade. The measurement of the tip clearance complements the data obtained from the ToA. The tip clearance (TC) represents the distance between the blade tip and the engine casing. The shorter this distance is, the more efficient the engine will be. A reduction in TC has a direct impact on consumption and allows milder working conditions of the engine prolonging its useful life [7].

Various non-intrusive sensors are proposed in the literature to carry out the measurements of the ToA and TC parameters [8]. Traditionally capacitance sensors have been the most widely employed in the industry to measure the TC and ToA parameters. These devices allow blade-by-blade accurate measurements [9, 10] and benefit from the rugged nature of these type of sensors. Microwave sensors [11, 12] have also shown a good performance, even working in environments with combustion products, and can withstand high temperatures. Eddy current sensors don't suffer from contamination problems and can retrieve data obtained through casing material, allowing lower working temperatures [13, 14]. Finally, optic sensors have proven to have high sensitivity, resolution and bandwidth and are immune to electromagnetic interferences. There has been a great effort in developing accurate and robust optic sensors [15, 16]. The higher dynamic range of these sensors makes them appropriate to measure the ToA and TC in a bladed assembly. Currently there are optic sensors available which can withstand temperatures up to 700 °C.

In section II, the optic sensor developed to measure the performance of a bladed assembly will be explained. Section III will present the hardware platform developed and the algorithm employed to obtain the ToA and TC parameters. Section IV will show the obtained results. Finally, in section V conclusions will be summarised.

II. OPTIC SENSOR DESCRIPTION

An optic fiber sensor based on a trifurcated bundle of optical fibers has been developed [17]. It has a central fiber to transmit the light from the laser to the probe end. This light will be reflected by the blade and the light intensity will be collected by two rings of concentric fibers composed of with 6 and 12 fibers respectively as shown in Fig 1.

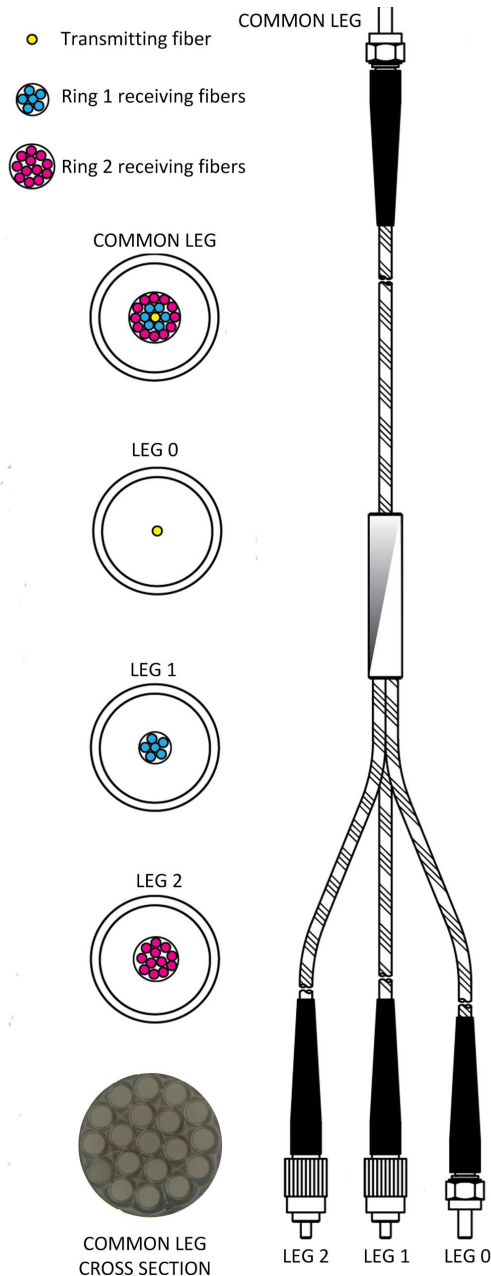


Fig. 1 Trifurcated optical fiber bundle and common leg cross-section as seen by a microscope

The received light intensity is transformed to voltage by two photodiodes obtaining V_1 and V_2 signals. Fig 2 shows the raw and filtered (cut-off frequency of 50 KHz) captures of these signals for 5 blades. The reflected light depends on many factors, such as variations in the light source, the reflectivity of the blade surface, optical losses and differences in the probe alignment. All these effects can be cancelled out by dividing the two voltages which yields a relationship proportional to the distance to the illuminated blade. The ratio V_2/V_1 can be used to calculate the tip clearance parameter by looking up a linear fit of the calibration curve of the quotient obtained. This line, stated in (1), is valid for the typical tip clearance range of the test bladed assembly (2 to 3.5 mm) with a coefficient of determination $R^2=0.9945$.

$$V_2/V_1 = -0.08969 \cdot d + 1.8783 \quad (1)$$

To calculate the time of arrival parameter only one of those voltages is required. The procedure needs to locate correctly the local minimum of the signal.

The sensor was tested at the Aeronautical Technologies Center (CTA) facilities in a turbine rig with a 146-blade rotor at 84 working points. The sensor signals were acquired by a high speed digital oscilloscope which can capture data up to a sample rate of 20Gsa/s. The TC measurements required higher sampling rates than the ToA measurements in order to achieve a more accurate waveform. Specifically, the data used to calculate the TC was captured at 250 Msa/s whereas a sampling rate of only 250 Ksa/s was employed for the ToA measurement. The captured data was post-processed later on a PC in order to evaluate its performance.

After post-processing, it was found out that the difference for the TC results obtained with the commercial discharging probe usually employed at CTA in TC measurements was of 2.22% in the worst case.

Further developments on the sensor have reported a 28 μ m accuracy over the required measurement span [18].

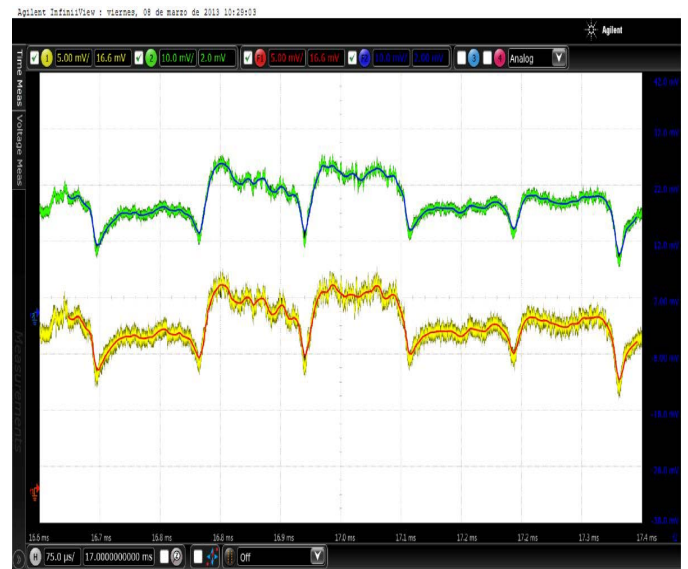


Fig. 2 Raw and filtered sensor signals at 3148 rpm working point



Fig. 3 Analog front-end card plugged into the KC705 development card

III. HARDWARE AND ALGORITHMS

Fig 3 shows the electronic boards used to implement the circuits to obtain the tip clearance and time of arrival. The analog front-end adapts the two signals coming from the photodiodes which feed a 16 bit, two channel, AD9650 analog to digital converter clocked by a 25 MHz oscillator. The LVDS data and synchronization clock outputs of the converter are connected to a KC705 development board from Xilinx through a FMC connector. This board is fitted with a Kintex XC7K325T FPGA. Fig 4 shows the block diagram of the system. The implementation of the tip clearance and time of arrival processor has been carried out in a single IP core written in VHDL. The signals required to control the analog front-end board have been omitted for simplicity.

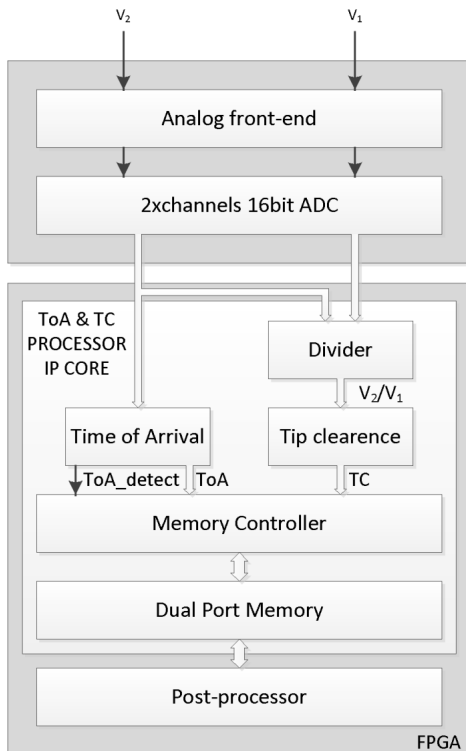


Fig. 4 Measurement system block diagram

A. Measurement of tip clearance

The first block required to calculate the tip clearance is a 16 by 16 divider. It is not a general purpose divider. It has been tuned to take advantage of the relationship between the photodiodes signals which yields a ratio in the calibration curve between 1.6 and 1.2 in the range of distances under study. The arithmetic of the division has also been adapted to expand its result to 16 bits. It takes 16 ADC clock cycles to obtain the ratio from two 16 bits values. The second block calculates the tip clearance by applying the linear fit of the tested calibration curve to the divider output. Every ADC clock a new 16 bit TC value appears at the block output. The memory controller block will monitor those values over a blade-passing interval and will consider the lowest one to be the smallest tip clearance of the blade when the change of blade signal, ToA_detect , is asserted.

B. Measurement of time of arrival

The general shape of the voltage corresponding to the light reflected in the blade is very irregular and with an unknown number of local maxima and minima per blade, as it can be seen in Fig 5. In order to determine the time of arrival, a local minimum is constantly searched. The local minimum will be considered a blade limit if either a voltage value higher than a configurable 'limit' is reached (see Fig. 5) or if it is under that limit for longer than one fourth of the ToA time. Two counters are used and their difference is the resulting ToA for the past blade: *Counter* which is running since the last blade was detected and *min_ctr* which is reset when any local minimum is found and counts up until a new local minimum or a change of blade has been determined. In that case, *counter* gets updated with the value of *min_ctr*. A ToA_detect signal is asserted by the core to signal the memory controller block that the time of arrival is valid. Then the processor stops searching for more local minima until three fourths of the current ToA has elapsed. Meanwhile *counter* keeps on running. The presented algorithm will find the proper value for the ToA parameter after some iterations if the rotating bladed assembly is rotating at constant speed.

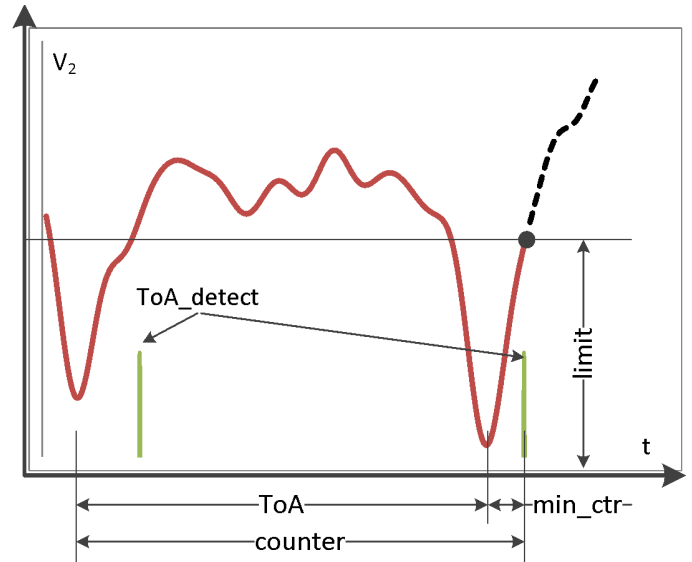


Fig. 5 Reflected light waveform and ToA determination points

C. Post-processor interface

The interface of the ToA and TC processor is a dual port memory which can be accessed by a post-processor as a regular memory where the maximum and minimum values for both parameters for each blade can be read. In the implementation the post-processor was a Microblaze 32-bit soft microcontroller. This microcontroller is also in charge of enabling the analog front-end, configuring the analog to digital converter and monitoring the whole system.

A dedicated hard post-processor implementing any BTT technique could be easily inserted between the memory and the Microblaze core to speed up tip timing analysis calculations. The TC and ToA processor core is fully configurable from the post-processor and can be easily tuned to measure assemblies with a different number of blades up to 253 blades.

IV. RESULTS

To test the performance of the developed core a set of recorded data from the measurements conducted at the CTA's wind tunnel has been employed. Fig 6 shows a representation of real waveforms of the photodiode outputs V_1 and V_2 , and the corresponding detection signal once the algorithm reaches a steady state. In this case, it took 126 blade detections (not shown) to reach this point which represents less than one revolution.

It takes $1.44 \mu\text{s}$ (at 25 MHz ADC clock) from the assertion of the ToA_detect signal until the TC and the ToA of the past blade are available in the dual port memory for the post-processor. This is due to the time required to recalculate the maximum and minimum values stored in memory for both parameters for the past blade.

A memory loaded with the recorded real samples has been embedded into the core to test the core performance in the FPGA against the obtained results in the simulations and they both agreed.

The core synthesis tools reports that the tip clearance and time of arrival processor core uses less than a 1% of the available logic resources of the FPGA.

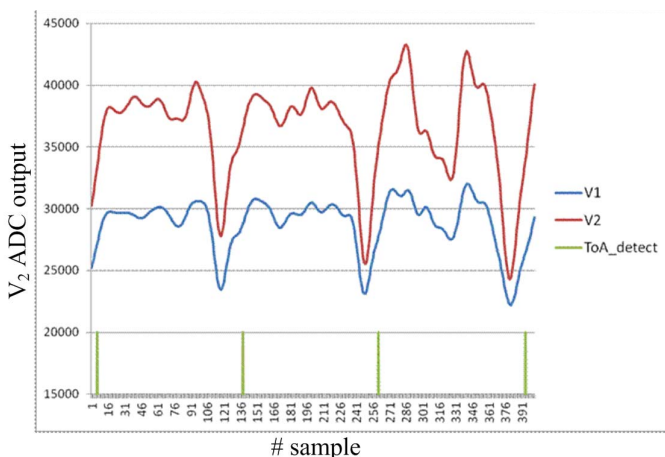


Fig. 6 Three blade detection sequence

V. CONCLUSIONS

A method to obtain immediately the TC and ToA parameters for each blade of a rotating assembly at its working speed has been implemented.

The maximum time it takes to process the last passing blade is one fourth of the current ToA value plus $1.44 \mu\text{s}$.

It can be used as a primary processor to make the TC and ToA parameters almost immediately available to a hardware or software BTT processing system.

It is a fully configurable processor core for use in an FPGA that can handle up to 253 blades.

An FPGA based measuring platform could embed more cores in order to process more sensors provided that an AD converter with enough analog channels is fitted.

Following this research line, an autonomous electronic system integrating all mentioned devices is being developed to be used in laboratory test benches or on-board systems. Once built, it will be tested at the CTA's wind tunnel in order to evaluate its performance.

ACKNOWLEDGMENTS

This research was partially supported by the Basque Country Government under the AIRHEM-III project through the program EtorTek 2014.

REFERENCES

- [1] G. Janicki, A. Pezouvanis, B. Mason and M. K. Ebrahimi, «Turbine blade vibration measurement methods for turbocharges,» American Journal of Sensor Technology, vol. 2, n° 2, pp. 13-19, 2014.
- [2] S. Health and M. Imregun, «An improved single-parameter tip-timing method for turbomachinery blade vibration measurements using optical laser probes,» International Journal of Mechanical Sciences, vol. 38, n° 10, pp. 1047-1058, 1996.
- [3] G. Dimitriadis, I. B. Carrington, J. R. Wright and J. E. Cooper, «Blade-tip timing measurement of synchronous vibrations of rotating bladed assemblies,» Mechanical Systems and Signal Processing, vol. 16, n° 4, pp. 599-622, 2002.
- [4] J. Gallego-Garrido, G. Dimitriadis and J. R. Wright, «A class of methods for the analysis of blade tip timing data from bladed assemblies undergoing simultaneous resonances - Part I: Theoretical Development,» International Journal of Rotating Machinery, p. 11, 2007.
- [5] I. Carrington, J. Wright, J. Cooper and G. Dimitriadis, «A comparison of blade tip timing data analysis methods,» Proceedings of the First International Conference on the Integration of Dynamics, Monitoring and Control, Rotterdam, 1999.
- [6] P. Beuseroy and R. Lengellé, «Nonintrusive turbomachine blade vibration measurement system,» Mechanical systems and signal processing, vol. 21, n° 4, pp. 1717-1738, 2007.
- [7] S. Lattime and B. Steinetz, «Turbine engine control systems. Current Practices and Future directions,» NASA/TM-2002-211794, 2002.
- [8] Dennis Culley et al., «More intelligent gas turbine engines, RTO Technical Report, TR-AVT-128 Chapter 6,» North Atlantic Treaty Organisation, April 2009.
- [9] C. P. Lawson and P. C. Ivey, «Tubomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes,» Sensors and Actuators A: Physical, vol. 118, n° 1, pp. 14-24, 2005.
- [10] A. Sheard, «Blade by Blade Tip Clearance Measurement,» International

Journal of Rotating Machinery, vol. 2011, p. 13, 2011.

- [11] M. Violetti, A. K. Skrivervik, Q. Xu and M. Hafner, «New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines,» Sensors 2012 IEEE, Taipei, 2012.
- [12] M. Woike, A. Abdul Aziz and M. Clem, «Structural health monitoring on turbine engines using microwave blade tip sensors,» SPIE Smart Structures/NDE conference, San Diego, 2014.
- [13] C. Mandache, T. Mcelhinney and N. Mrad, «Aircraft engine blade tip monitoring using pulsed Eddy current Technology,» 4th International Symposium on NDT in Aerospace, Augsburg, 2012.
- [14] D. Cardwell, K. S. Chana and P. Russhard, «The use of Eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing - Sensor development and engine testing,» Proceedings of the ASME turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Berlin, 2008.
- [15] S. Binu, V. Mahadevan Pillaia and N. Chandrasekaran, «Fibre optic displacement sensor for the measurement of amplitude and frequency of vibration,» Optics & Laser Technology, vol. 39, pp. 1537-1543, 2007.
- [16] S. Cao, F. Duan and Y. Zhang, «Measurement of rotating blade tip clearance with fibre-optic probe,» Journal of Physics: Conference Series 48, pp. 873-877, 2006.
- [17] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Aldabaldetrekú, M. Ilarramendi and F. Jimenez, «An Optical Fiber Bundle Sensor for Tip Clearance and Tip Timing Measurements in a Turbine Rig,» Sensors, n° 13, pp. 7385-7398, 2013.
- [18] J. Zubia, I. García, A. Berganza, J. Beloki, J. Arrue and J. Mateo, «Improvements in the design of an optical sensor for tip-clearance measurements in turbines,» 16th International Conference on Transparent Optical Networks (ICTON), Graz, 2014.

Congreso 2

Measurement of blade tip clearance and time of arrival in turbines using an optic sensor

José Miguel Gil-García, Iker García, Joseba Zubía y Gerardo Aranguren

IEEE International Conference on Applied Electronics (AE)

Pilsen, República Checa

8-9 de septiembre de 2015

Measurement of blade tip clearance and time of arrival in turbines using an optic sensor

J.M. Gil-García

Dept. of Electronic Technology
University College of Engineering of Vitoria-Gasteiz
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

I. García, J. Zubia

Dept. of Communications Engineering
Faculty of Engineering of Bilbao
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

G. Aranguren

Dept. of Electronic Technology
Faculty of Engineering of Bilbao
University of the Basque Country UPV/EHU, Spain

Abstract – Turbine blades suffer vibrations when they rotate inside a turbo machine. The measurement of those vibrations can indicate a problem in the working regime currently in use or can assess the quality of a manufactured rotating part. In order to evaluate the vibratory state of a spinning stage in a turbo machine, the measurement of the tip clearance and the time of arrival of the blades are computed. In this article the development of an electronic system based on an optic probe designed to measure those parameters will be introduced. An analog front end that will adapt the voltage coming from the sensor has been developed and an IP core has been synthesized to handle the digitalized signals from the analog front end. The IP core is embedded into an FPGA and will calculate the mentioned parameters for each blade before the following blade finishes passing in front of the sensor.

Keywords- *Tip clearance; time of arrival; blade; FPGA*

I. INTRODUCTION

Blade monitoring can be employed to analyze the performance of different operation modes of a rotating turbine. One of the existing strategies to analyze the vibration state of a rotating part of a turbo machine are the so called blade-tip-timing (BTT) methods which are based on measuring accurately the time of arrival (ToA) of a blade [1]. The ToA is the time a blade tip passes in front of the sensor. This time is compared with the time it would have passed if no vibration was present in the turbine blade, so that blade vibration can be detected. BTT methods are indirect, as they extract the vibration state from the blades timing, and mainly based on non-intrusive sensors [2]. These sensors are easier to setup and they do not introduce any bias in the measurement as they do not interfere directly with the mechanical parts. They are also suitable to determine the ToA of each individual blade of the rotating engine.

Tip-clearance (TC) is the measurement of the gap between the tip of the blade and the casing of the engine. The smaller the TC is, the more efficient the engine will be, as the air flow going through that gap does not develop any work. Some benefits of more efficient engines are the reduction in fuel

consumption or the extension of the useful life of the turbine due to the less demanding conditions required to be operated [3]. However, too tight TC values can jeopardize the integrity of the engine if the blades get in touch with the casing due to the deformation produced by the rotating regime the turbine is under. The measurement of the TC complements the analysis of the data obtained from the ToA study.

Several types of non intrusive sensors have been proposed in order to measure the TC and ToA parameters. Capacitive sensors have been widely used due to their rugged nature but they need to have conductive blades [4]. Microwave based sensors can benefit from their good performance in the presence of products of combustion [5]. Likewise, Eddy current sensors are immune to the debris produced in the core of the engine and can sense the state of the blade through the casing material which allows lower temperature measurement conditions [6]. Finally, optic sensors feature a very high dynamic range and can stand temperatures up to 700 °C.

Section II will describe the components and operating principle of the optical sensor developed to obtain the signals used to calculate the ToA and TC parameters. In section III the features of the developed prototype will be described and in section IV the algorithms employed in this work will be explained. Section V will show the obtained results. Finally, in section VI conclusions will be summarized.

II. OPTIC SENSOR

An optic sensor composed of a trifurcated bundle of optical fibers has been developed and constructed to carry out the measurements [7]. The fibers are organized concentrically around a central fiber which drives the light to the probe end in order to illuminate the blade tip. The reflected intensity of light is collected by the two concentric rings of fibers composed of 6 and 12 fibers respectively. Each group of fibers conveys the light to one photodetector (PDA100A-EC manufactured by Thorlabs) to transform it into two analog signals, V_1 and V_2 . Fig. 1 shows a capture of the photodetector voltages over an entire revolution rotating at 3400 rpm.

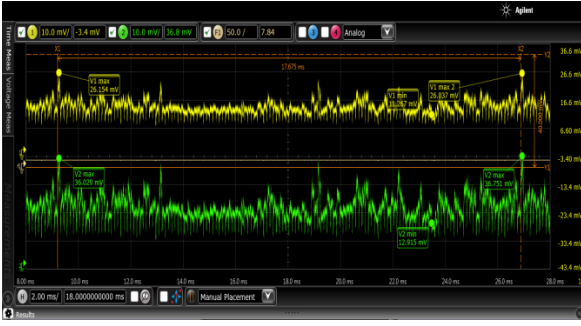


Figure 1. Sensor output capture over one revolution

Both voltages depend on the fluctuation of the light source, the losses in the fiber transmission and the variations of the reflection properties of the blade tip surface. All these effects can be cancelled out by dividing V_2 by V_1 and that quotient will be function of the distance between the blade tip and the sensor end. After a process of calibration and characterization of the sensor, a linear fit equation valid over a limited range of interest can be obtained, where there is a proportional relationship between the TC and the quotient of the voltages.

The calculation of the ToA involves only one of the two signals. It is required to locate correctly the minimum where it is considered that one blade has just passed and the next one is arriving. As only one voltage is used, the signal is prone to be sensitive to all mentioned factors and a very irregular voltage with several minima between the limits of the blade has to be processed.

Following these principles, a sensor was designed, implemented and tested at the Aeronautical Technology Center (CTA) facilities in a turbine rig with a 146-blade rotor. Output signals provided by the optical sensor for 84 different working points of the turbine were acquired during these tests, each at a different combination of rotation speed, temperature, pressure, etc... Fig. 2 shows the obtained calibration curve of the sensor (black), the linear fit of the calibration curve in the range of 3 to 7 mm. (red) and the signals of the photodetector 1 (green) and photodetector 2 (orange) during the calibration process. The calculated linear fit is represented in (1) and shows a coefficient of determination R^2 of 0.9945 over the considered range.

$$V_2/V_1 = -0.08969 \cdot d + 1.8783 \quad (1)$$

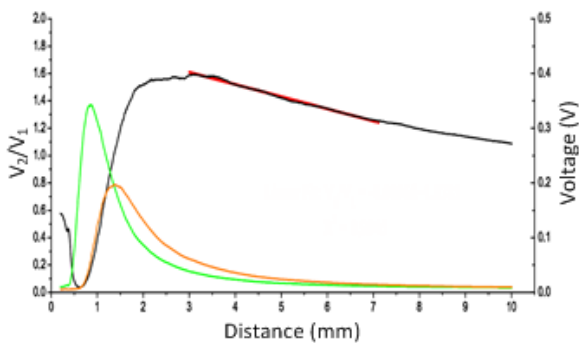


Figure 2. Calibration curve of the optical sensor.

The signals were originally acquired by a high speed digital oscilloscope and stored to be processed later in a personal computer.

The calculated TC values were compared with the results obtained by the discharging probe usually employed at CTA in TC measurement and the highest difference found was of 2.22 % in the worst case.

After several improvements and new developments carried out on the sensor, accuracy up to 24 μm . has been reported [8].

III. MEASUREMENT SYSTEM

In order to be able to immediately process and obtain the TC and ToA of each blade without PC, an electronic system has been developed. It has been divided into two boards: the first one in an analog front end and deals with the adaptation of the single ended 30 mV output signal of the photodetector to the input of a dual channel 16-bit digital to analog converter. The second board is a KC-705 commercial FPGA development board from Xilinx featuring a Kintex family part. The connection of both elements is accomplished through a low-pin count FPGA Mezzanine Card (FMC) connector. Fig. 3 shows an image of the connection of both boards.

A. Analog front end

Fig. 4 represents a simplified block diagram of the analog front end. The core of the board is a 1.8 V AD9650 16-bit dual channel analog to digital converter with differential inputs in the range of 2.7 Vpp and programmable CMOS or LVDS outputs. Several aspects of its performance, like the output code format, the delay of the clock out signal, power saving modes, or the transitory output of test patterns to verify the signal integrity of the board, can be configured via a SPI bus. It is clocked by a programmable voltage controlled oscillator (Si570) which frequency can be modified from 10 MHz to 945 MHz commanded by an I2C bus.

The maximum working frequency of the AD converter is 25 MHz which can handle the 2.4 MHz maximum bandwidth of the photodetector. The use of a variable frequency oscillator gives flexibility to the system.



Figure 3. Analog front end plugged in the KC705 development board.

IV. ALGORITHMS

A. Measurement of time of arrival

The moment of change of blade is determined by a minimum voltage that need to be distinguished from the other local minima present along the travelling of the blade in front of the optical probe. Fig. 5 represents a real voltage measured by the photodetector (red) and when it is decided that a new blade is present (ToA_detect in green). Two counters are employed. The signal is continuously searched for a new minimum. When found, the counter min_ctr is set to 0. Meanwhile, the $counter$ is running since the last blade was detected. The local minimum is considered a new blade detection if it reaches a $limit$ value or if it is minimum for one fourth of the current ToA value. In both cases, the ToA value gets updated with the subtraction of min_ctr from $counter$ and the algorithm stops searching for another minimum for three quarters of the current ToA value.

The algorithm needs some iterations until it finds the correct ToA for a given set point. For the experiment where the image of Fig. 5 has been taken, it was needed 126 blades to find the proper ToA . This represents less than one revolution of the 146 blades rotating part. Fig. 7 represents the first detections and the detections after the algorithm successfully finds the ToA .

B. Measurement of tip clearance

Fig. 6 shows a block diagram of the implemented core. The TC is obtained from the quotient calculated by the divider using 16-bit arithmetic. The divider is tuned to take advantage of the fact that the quotient of the V_1 and V_2 signals will be between 1.2 and 1.4 for the analyzed signals and the test sensor. The divider needs 16 clock cycles to obtain the quotient and then the “Tip clearance” block calculates the TC every clock using the linear fit (1). The “Memory Controller” block checks that value over the blade passing period and keeps track of the minimum one. When the “Time of Arrival” block asserts the ToA_detect signal indicating the detection of change of blade, the “Memory Controller” block stores the current value in the corresponding memory position.

The core also keeps track of the maximum and minimum values in case they were interesting to implement alarms.

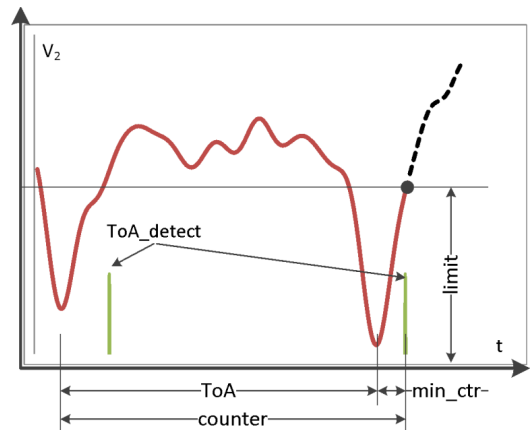


Figure 5 Reflected light waveform and ToA determination point

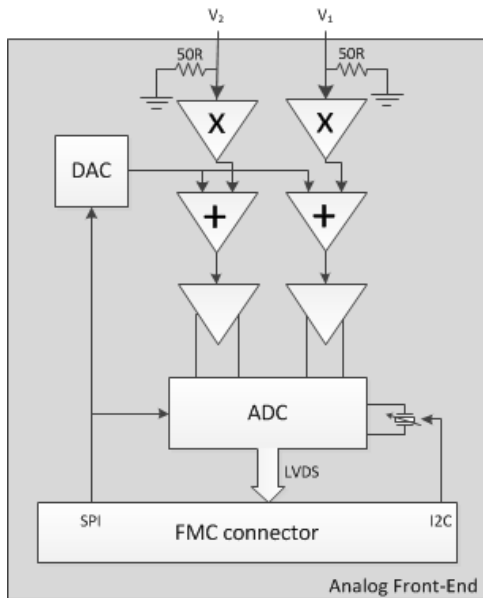


Figure 4 Analog front end simplified block diagram

The photodetector output is single ended with an output impedance of $50\ \Omega$. The output voltage is unipolar with a maximum value of around 30 mV. To take advantage of the maximum differential input range allowable by the AD converter, an amplifier and a level shifter with a programmable offset are also included. A 16-bit digital to analog converter (MAX5441) controlled by a SPI bus provides the desired level of DC. The level can be dynamically adjusted to avoid saturation by supervising the over-range outputs of the ADC. The conversion from single ended to differential to drive the AD input is carried out by a low distortion differential ADC driver (ADA4938).

Some glue logic to adapt the different voltage interfaces has also been required.

B. TC and ToA processor IP core description

The detection of the ToA and the calculation of TC have been implemented in a core written in VHDL. It offers an interface to a post-processor system based on control and configuration registers and a dual port memory where the ToA and TC values of the current experiment can be read for any of the blades in the turbine. The implemented memory capacity is 2048×32 and can store information for up to 253 blades as each blade occupies 8 positions. The synthesized post-processor has been a Microblaze core which is in charge of configuring the analog front end, monitoring and evaluating the results. It is also feasible to insert an additional core between the TC and ToA processor IP core and the Microblaze to apply and speed up any BTT algorithm. Sharing the FPGA with the developed core, some other cores such as GPIO's, I2C and SPI cores, have been used to configure and enable the analog front end.

The core could be instantiated as many times as required in order to process the inputs if more sensors were installed in the rig, as long as more analog channels and LVDS inputs in the FPGA are provided. The synthesis tools reported the utilization of logic of the core in the FPGA (XC7K325T) is less than 1 %.

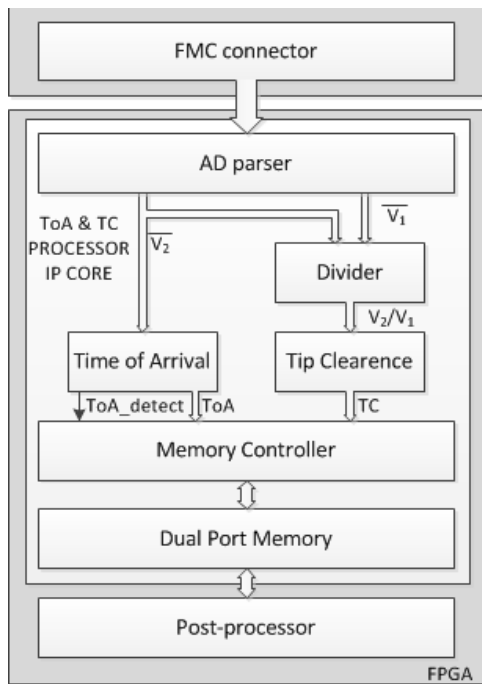


Figure 6 TC & ToA processor core block diagram

V. RESULTS

To assess the algorithm, recorded data from the experiments conducted at CTA's wind tunnel have been employed. Fig. 7 represents the real samples of V_1 and V_2 , the first false detections and the detections after the algorithm successfully finds the ToA. The middle samples have been omitted for clarity.

The processing time depends on which of the two conditions is first met. In the worst case, when a slow rising slope defines the detection of a blade, it takes one fourth of ToA to detect the change of blade. An additional $1.44 \mu\text{s}$ (at 25 MHz ADC clock) from the assertion of the ToA_detect signal are needed to update all values and have them available at the dual port memory. Namely, before the current blade ends passing in front of the sensor, the parameters of the previous blade are already calculated.

The use of logic of the FPGA by the TC and ToA processor core is negligible and can be implemented easily in smaller FPGAs.

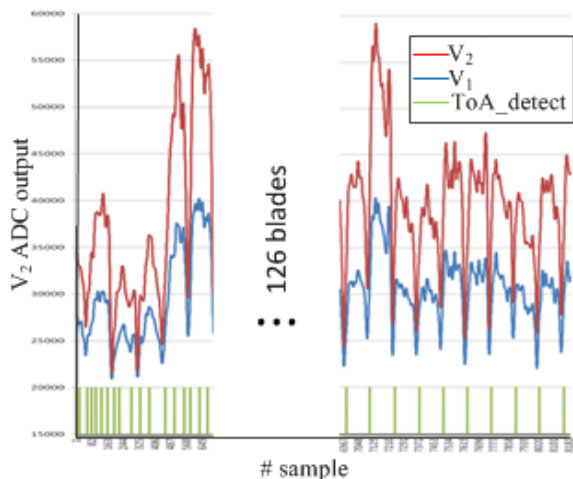


Figure 7 Convergence of the algorithm

VI. CONCLUSIONS

A prototype to measure the TC and ToA of a bladed assembly based on an optic sensor has been developed.

An IP core has been developed to obtain the TC and ToA values almost instantly. The core can be implemented in parallel with other cores if processing more than one sensor is required.

The TC and ToA processor IP core can be used as a pre-processor for a BTT system processor hardware implementation.

The developed prototype is not robust enough to be embedded into a system but it can be used for testing bladed assemblies in test wind tunnels of bladed assemblies. A self-contained electronic system integrating the mentioned devices is being developed to be used in laboratory test benches or on-board systems.

ACKNOWLEDGMENT

This research was partially supported by the Basque Country Government under AIRHEM-III project through the program Eortek 2014.

REFERENCES

- [1] I. Carrington, J. Wright, J. Cooper and G. Dimitriadis, «A comparison of blade tip timing data analysis methods» Proceedings of the First International Conference on the Integration of Dynamics, Monitoring and Control, Rotterdam, 1999.
- [2] P. Beuseroy and R. Lengellé, «Nonintrusive turbomachine blade vibration measurement system,» Mechanical systems and signal processing, vol. 21, n° 4, pp. 1717-1738, 2007.
- [3] S. Lattime and B. Steinetz, «Turbine engine control systems. Current Practices and Future directions,» NASA/TM-2002-211794, 2002.
- [4] C. P. Lawson and P. C. Ivey, «Tubomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes,» Sensors and Actuators A: Physical, vol. 118, n° 1, pp. 14-24, 2005.
- [5] M. Woike, A. Abdul Aziz and M. Clem, «Structural health monitoring on turbine engines using microwave blade tip sensors,» SPIE Smart Structures/NDE conference, San Diego, 2014.
- [6] D. Cardwell, K. S. Chana and P. Russhard, «The use of Eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing - Sensor development and engine testing,» Proceedings of the ASME turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Berlin, 2008.
- [7] I. Garcia, J. Beloki, J. Zubia, G. Aldabaldetrekue, M. Illarramendi and F. Jimenez, «An Optical Fiber Bundle Sensor for Tip Clearance and Tip Timing Measurements in a Turbine Rig,» Sensors, n° 13, pp. 7385-7398, 2013.
- [8] I. Garcia, J. Zubia, A. Berganza, J. Beloki, J. Arrue, M. A. Illarramendi, J. Mateo and C. Vazquez, «Different Configurations of a Reflective Intensity-Modulated Optical Sensor to Avoid Modal Noise in Tip-Clearance Measurements,» Journal of Lightwave Technology, vol. 33, n° 12, p. 2663-2269, 2015. Journal of Lightwave Technology, vol. 33, n° 12, p. 2663-2269, 2015.

Artículo 1

An Architecture for On-Line Measurement of the Tip Clearance and Time of Arrival of a Bladed Disk of an Aircraft Engine


José Miguel Gil-García, Alejandro Solís, Gerardo Aranguren, Joseba Zubia.

Sensors 2017, 17(10), 2162

Doi: 10.3390/s17102162

Article

An Architecture for On-Line Measurement of the Tip Clearance and Time of Arrival of a Bladed Disk of an Aircraft Engine

José Miguel Gil-García ^{1,*} , Alejandro Solís ², Gerardo Aranguren ² and Joseba Zubia ³

¹ Department of Electronic Technology, University of the Basque Country, Nieves Cano 12, 01006 Vitoria-Gasteiz, Spain

² Department of Electronic Technology, University of the Basque Country, Alda. Urquijo s/n, 48013 Bilbao, Spain; alexsolismartinez93@gmail.com (A.S.); gerardo.aranguren@ehu.eus (G.A.)

³ Department of Communications Engineering, University of the Basque Country, Alda. Urquijo s/n, 48013 Bilbao, Spain; joseba.zubia@ehu.eus

* Correspondence: jm.gil-garcia@ehu.eus; Tel.: +34-945-014-126; Fax: +34-945-013-270

Received: 21 July 2017; Accepted: 19 September 2017; Published: 21 September 2017

Abstract: Safety and performance of the turbo-engine in an aircraft is directly affected by the health of its blades. In recent years, several improvements to the sensors have taken place to monitor the blades in a non-intrusive way. The parameters that are usually measured are the distance between the blade tip and the casing, and the passing time at a given point. Simultaneously, several techniques have been developed that allow for the inference—from those parameters and under certain conditions—of the amplitude and frequency of the blade vibration. These measurements are carried out on engines set on a rig, before being installed in an airplane. In order to incorporate these methods during the regular operation of the engine, signal processing that allows for the monitoring of those parameters at all times should be developed. This article introduces an architecture, based on a trifurcated optic sensor and a hardware processor, that fulfills this need. The proposed architecture is scalable and allows several sensors to be simultaneously monitored at different points around a bladed disk. Furthermore, the results obtained by the electronic system will be compared with the results obtained by the validation of the optic sensor.

Keywords: tip clearance; tip timing; real operation conditions measurement

1. Introduction

Optimization and efficiency improvements in jet engines have the following advantages: a reduction in required fuel, a reduction in emissions released into the atmosphere, less demanding working levels of pressure and temperature, an extension of service life, and increments in the periodicity of the scheduled verification checks [1].

One of the methods employed to improve engine efficiency is to reduce the distance between the blade tip and the casing, the parameter called Tip Clearance (TC) [2]. The passing time at a known position of two consecutive blades is called the Time of Arrival (ToA) and is used to find out the vibration of a bladed disk. The state of the mechanics of a turbine engine can be obtained by measuring these two parameters [3].

The traditional way to measure the vibration has been to install strain gauges onto a small number of blades that are effectively monitored. This method has some drawbacks: the sensors interfere with the dynamics of the system, they measure the response of only those blades fitted with sensors, they break down easily, and the installation and setup time is too long [4]. Nowadays, sensors employed in these techniques are installed in the casing of the engine and provide contactless measurements.

They have to withstand harsh conditions during the normal operation of the motor and be insensitive to the presence of substances produced by the combustion. Several sensors capable of non-intrusively measuring the ToA have been developed based on different physical principles: inductive [5], optic [6], capacitive [7], Eddy current [8], magneto-resistive [9], or microwave [10] sensors. Additionally, all these types of sensors are able to determine the TC for each blade, overcoming the limitations of the traditional electro-mechanical discharge sensor, which was able to measure only the distance to the closest blade [11].

Several authors [12–14] detail how the sensors' output is converted into TC by applying calibration curves. These curves are calculated in the laboratory by measuring the sensor-conditioner output for different known distances from the sensor to the blade in the required range.

In order to obtain the ToA, a threshold level defines the instant at which the blade is in front of the sensor. This point can be detected in the positive edge of the waveform, when it reaches the maximum or when it falls back [15], as long as it is consistent over the whole process. Some sensors detect the change of blade by employing a voltage level comparator with a threshold [16], or when the detection of the blade passing signal finishes [17], whereas some others can configure the edge, thresholds, and trigger time [18].

From the measurement of the ToA, some alternative non-intrusive methods to calculate the state of vibration of a turbo engine have been developed. These methods are grouped together under the name of Blade Tip Timing (BTT) methods and allow for the deduction of the amplitude and frequency values of the vibration. Abdelrhman et al. [19] recapitulate the methods used to monitor the state of a turbo engine. Diamond et al. [20] compare three BTT algorithms by using finite state models. Carrington et al. [21] run simulations based in the spring-mass-dump model trying to identify the vibration. Both his methods and the ones analyzed by Zielinski et al. [22] need to install several sensors around the bladed disk in order to characterize the vibrations.

In all referred cases, the parameters are obtained off-line, i.e., firstly the sensors output are registered and afterwards the waveforms are processed. Commercial instrumentation systems or dataloggers are the main election for storing the captured waveforms [23,24]. There are also some other descriptions based either on microcontrollers and communications systems [25,26] or on programmable logic devices (PLD) to compute the TC [27], to capture the ToA [28], or to detect flutter condition [29].

These parameters are measured in test rigs where the quality and performance of the manufactured turbine or compressor stages are tested [30]. Nevertheless, it is interesting to explore the possibility of measuring the TC and ToA of a motor under regular operating conditions, even when it is installed in an airplane. It has to be considered that the turbo-engines in flight suffer strong forces and accelerations that are the origin of transitory deformations of the blades. A system that implements these measures should be non-intrusive, autonomous, and able to measure the TC and ToA for each blade almost instantaneously in many points of the motor (on-line).

This article introduces an electronic architecture to measure the TC and ToA on-line based on an optic sensor. This architecture is scalable so that it can process various sensors simultaneously, compute the TC and ToA parameter, and prepare them for further post-processing.

Section 2 describes the architecture formed by the optic sensor and the processing electronics. Section 3 introduces a method to obtain the TC and ToA parameters. The test bench employed in the validation is introduced in Section 4. Section 5 shows the results obtained from the real signals. These results are analyzed in Section 6. Finally, Section 7 exposes the conclusion of this work.

2. Electronic System to Monitor a Bladed Disk

In order to measure the TC and ToA parameters, an electronic system depicted in Figure 1 has been developed. An optic sensor is installed in the casing of the engine with the bladed disk to monitor. A Signal Conditioning Board generates the laser that will illuminate the bladed disk. Another circuit in the Signal Conditioning Board receives the optic signals reflected by the blades and converts them into electrical signals. A system based on a commercial electronic board, the Processor & Interface

Board, extracts the TC and ToA parameters from the digitized voltages and can transmit them to other processing devices. In the following paragraphs, each of these elements is described in detail.

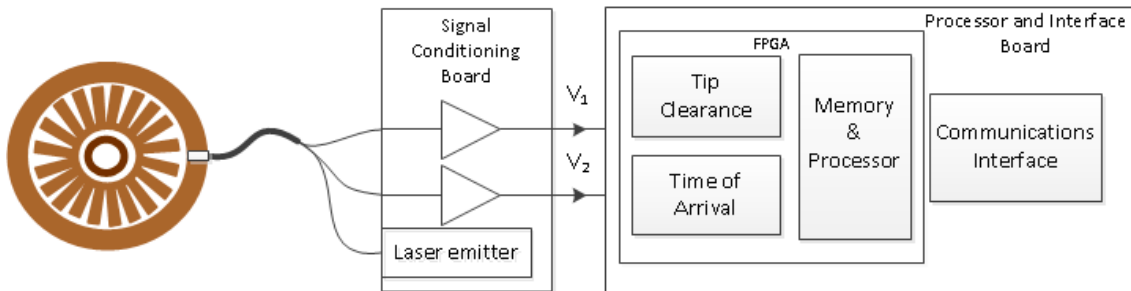


Figure 1. Architecture to monitor a bladed disk.

The optic sensor has been designed ad hoc [31]. It consists in a trifurcated concentric optic fiber bundle. The central leg (yellow) has one single fiber and drives the laser light to the bladed disk. Part of the light gets reflected into the outer legs (blue and magenta), which drive the light to the signal conditioner. Figure 2 represents the described sensor.

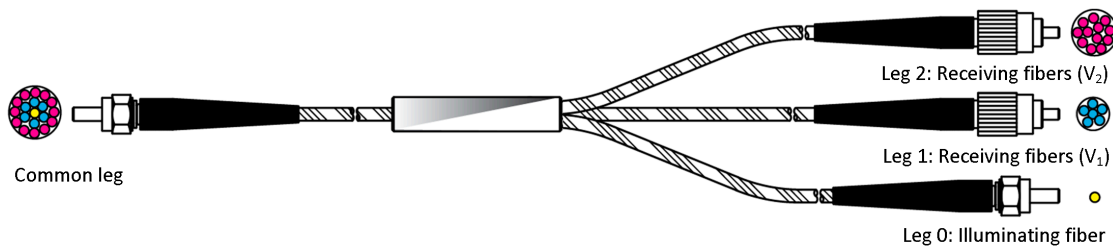


Figure 2. Trifurcated optic sensor.

Two transimpedance amplifiers in the Signal Conditioning Board convert the optic signal into voltages V_1 (from the intermediate ring of fibers) and V_2 (from the outermost ring of fibers). Figure 3 shows the waveforms V_1 and V_2 captured for seven blades. Blue arrows have been drawn where a blade change in front of the sensor is considered to facilitate the comprehension of the figure.

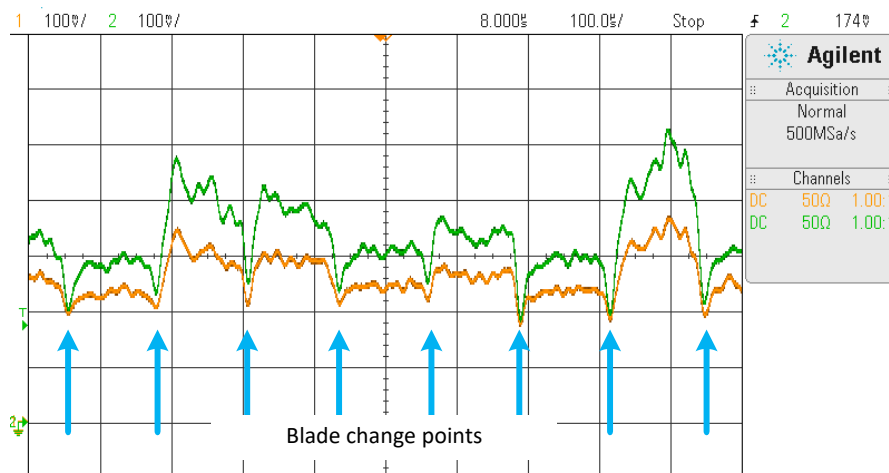


Figure 3. V_1 (orange) and V_2 (green) signals captured for seven blades.

V_1 and V_2 signals are proportional to the optic signals representing the amount of light reflected by the blade captured by the sensor.

TC and ToA parameter extraction from signals V_1 and V_2 has been implemented in a low-cost commercial development board called Red Pitaya [32], which will play the Processor and Interface Board role. This board has a Field Programmable Gate Array (FPGA) type of circuit with the capacity to integrate custom logic and a processor. V_1 and V_2 voltages are digitized by two high speed acquisition channels present in the Processor and Interface Board. They are two 14-bit bipolar channels in the range ± 1 V and sampled at 125 MHz. An Ethernet interface for configuration, control and results inspection is also available. The whole system is displayed in Figure 4.

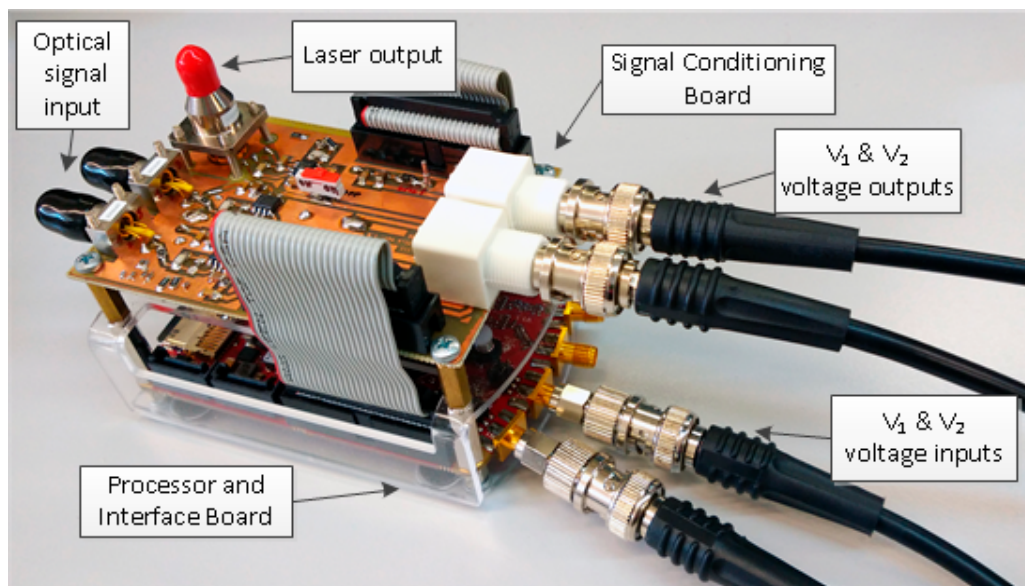


Figure 4. Electronic system to measure Tip Clearance (TC) and Time of Arrival (ToA).

Two types of approaches can be carried out in order to determine TC and ToA: (1) capture in memory a time window of V_1 and V_2 waveforms and later calculate the value of the parameters (off-line) or (2) extract their values while the signals are read (on-line).

The off-line method is suitable for sequential processing that takes into consideration global values of the samples. Results are obtained after elapsing the acquisition and the processing time of the time window in memory.

The research in this article chooses the second approach. The on-line method employs pipeline processing techniques and is more suitable for processing several sensors simultaneously in parallel. TC and ToA are calculated immediately after the detection of a change of blade at the sensor position. The processor has been created as an intellectual property (IP) core written in a hardware description language. The IP core can be instantiated as many times as sensors are required to be processed. Once calculated, the parameters TC and ToA for the blade that just passed are available in memory for possible post-processing using BTT techniques, alarms generation, etc.

Figure 5 shows a block diagram of the TC and ToA processor implemented in the FPGA. It consists of three main blocks:

- a TC extractor;
- a ToA extractor;
- a Memory Controller and Processor Controller.

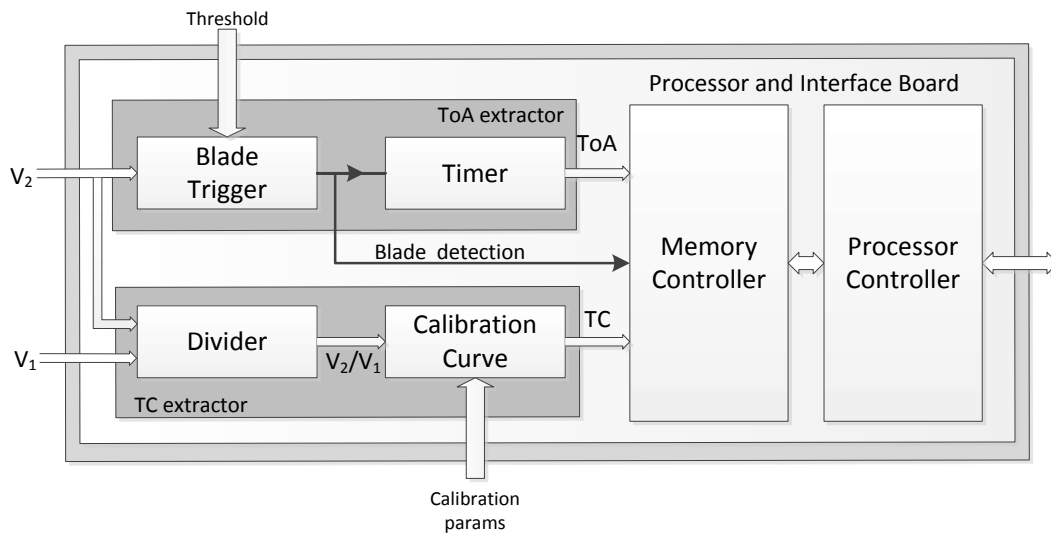


Figure 5. Architecture to measure TC and ToA with an optic sensor.

3. TC and ToA Parameter Extraction

TC extraction is accomplished in two steps: (1) divide the two input signals and (2) convert the ratio into distance. The reflected signals captured by the outer rings of the sensor depend on several factors, such as variations in the emitted light intensity, changes in the material reflectivity of the blades and optical losses. The quotient between V_2 and V_1 cancels out that dependency. Hence, in a certain range, the ratio is proportional to the distance between the sensor tip and the reflecting surface.

Prior to making these measurements, it was required that a laboratory test was carried out on the sensor to obtain a relationship between the voltages and the TC. Figure 6 shows signals V_1 (green), V_2 (orange), and their ratio (black). As a result of the test, a straight line (red) was used as a calibration fit.

$$V_2/V_1 = A \cdot d + B. \quad (1)$$

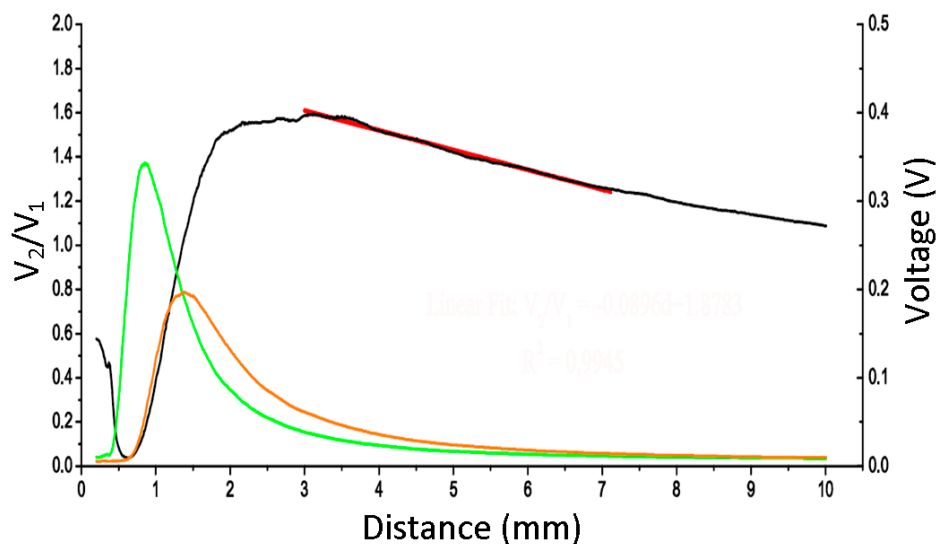


Figure 6. Calibration curve for the optic sensor.

The obtained value of the slope A was -0.08969 and the intercept B was 1.8783 for the tested sensor. Letter d stands for distance. The linear fit was obtained by the least-square method with a coefficient of determination $R^2 = 0.9945$. It is valid in the 3–7 mm range.

The 16-bit by 16-bit division has been implemented in the pipeline mode. The ratio is introduced in the linear fit obtained in the calibration performed in the laboratory in order to obtain the TC (calibration curve block). The slope and intercept of the linear fit in Equation (1) are transformed so that they can be operated digitally, which yields TC in Equation (2).

$$TC = 351703625 - 22857 \times V_2/V_1. \quad (2)$$

The divider has 58 clock pulses latency for the first calculated ratio, but one new ratio is calculated for each additional clock pulse afterwards. Without the loss of generality, the 16-bit values corresponding to the TC are stored in memory in fixed point representation.

The slope and intercept values of the linear fit can be configured before starting the measure to adapt the calculation to different sensors or situations.

ToA determination requires that only one signal is analyzed over the time period. V_2 is chosen because of its larger dynamic range. The algorithm finds the instant at which there is a change of blade in front of the sensor corresponding with the minimum of V_2 . Relative minima found should be disregarded due to the lack of monotonicity because of the defects in the blades or sensing defects.

In order to confirm that a minimum is due to a change of blade, the algorithm in Figure 7 has been followed. Firstly, the increase of V_2 is awaited. From that instant, the search of a minimum is started (search minimum state). If V_2 goes over a threshold level or no smaller minimum is found over one fourth of the last measured ToA period, the considered minimum is regarded as a change of blade (confirm minimum state). Once detected, the detection signal is activated (blade detected state). Then, the temporal value at which the minimum is confirmed is stored and considered to be the present ToA. No new minima are searched until seven-eighths of the measured ToA have elapsed (wait $7/8$ ToA_n state), as ToA is not considered able to change sharply.

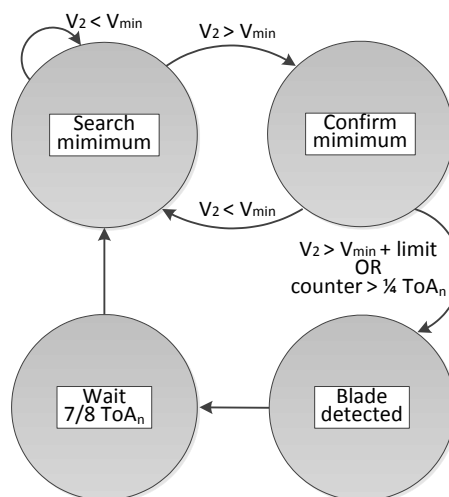


Figure 7. Pseudo-state machine to detect global minima.

During the first turns of the bladed disk under study, the algorithm acts in learning mode where it calculates the average ToA, ToA_n, which will be used in the next detection. Parallel to the search of the next ToA, the average ToA of the last blade is calculated as the weighted average of the currently stored value, ToA_{n-1}, and the last detected ToA. As expressed in Equation (3), a weight of seven to the stored value and a weight of one to the last detected value have been proven to be adequate. In this way, the algorithm adapts itself to changes in the speed of the bladed disk.

$$\text{ToA}_n = \frac{7 \times \text{ToA}_{n-1} + \text{ToA}}{8}. \quad (3)$$

All of these conditions comprise the algorithm for finding the values of ToA without any previous knowledge of the nominal rotational speed that the engine is under. Figure 8 shows the V_2 ADC output (green) corresponding to a real test. The vertical lines (blue) correspond to the instant where the last measured minimum is confirmed to be a change of blade. The ToA can then be calculated, as the V_2 waveform local minima are continuously monitored. The change of blade confirmation is not under the minimum because of the delay imposed by pipeline processing, but it can be noted that it happens before the current blade finishes passing.

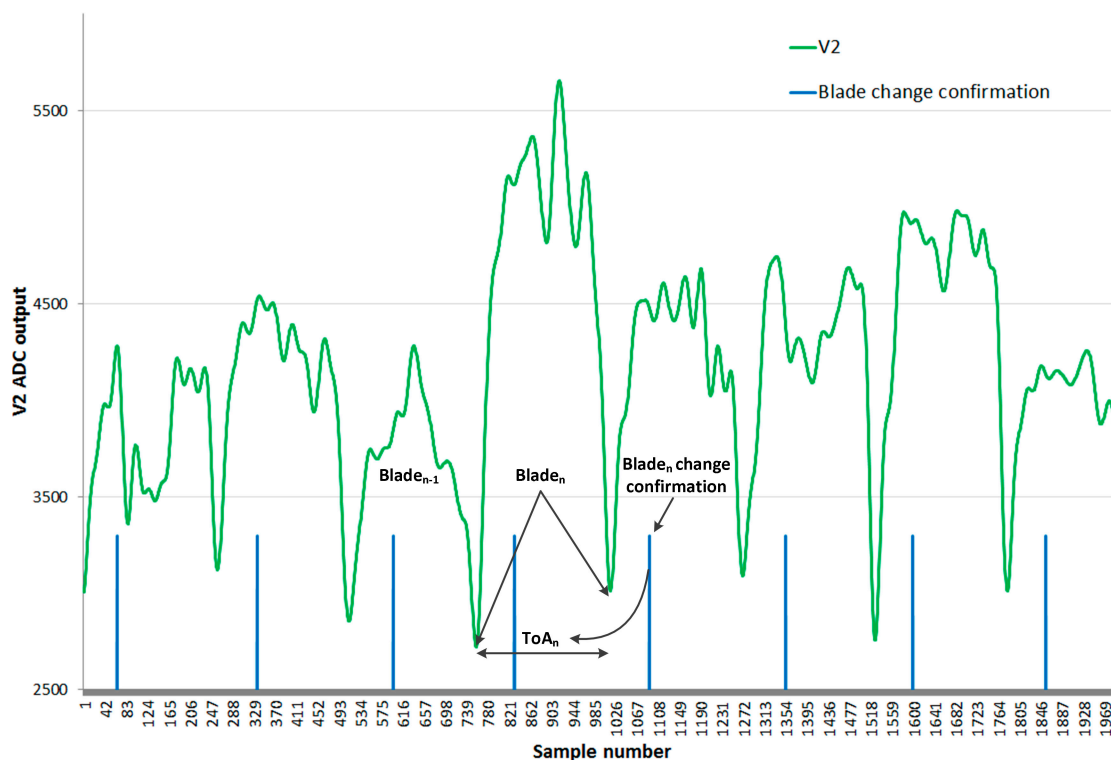


Figure 8. Change of blade confirmation.

TC and ToA parameters are calculated for each blade of the bladed disk. At any time, all values can be reset if a sudden change in the rotational speed renders the stored values obsolete. The processor is able to store the information of a bladed disk with up to 2048 blades. Before starting to monitor the test, it is required that the IP core is configured with the number blades in the bladed disk.

4. Tests

The sensor was validated at the facilities of the Aeronautical Technology Center (CTA, located in Miñano, Álava, Spain), a research center specialized in aeronautical testing on structures and systems. The sensor has been tested in a wind tunnel measuring the 146 blades compressor stage of 528.3 mm, depicted in Figure 9a. The CTA procedures for that disk were followed in the test reaching up to 5000 revolutions per minute (rpm). Its readings have been compared with those from the discharge sensor usually employed at CTA. Figure 9b corresponds to one of those tests where commercial equipment was used for the laser and the photodetectors.

V_1 and V_2 waveforms sampled at 2 MHz were stored in an oscilloscope under different rotational speeds. Those signals were post-processed off-line in the laboratory with a computer to obtain the TC and ToA following the next steps:

- Ten consecutive spins of samples of V_2 and V_1 were selected.
- They were filtered with a cutoff frequency of 50 kHz.
- The change of blade instant was determined by detecting when the second derivative of V_2 overcame a certain threshold.
- For each spin, the minimum TC was calculated.
- The average minimum TC for the 10 spins was also calculated.

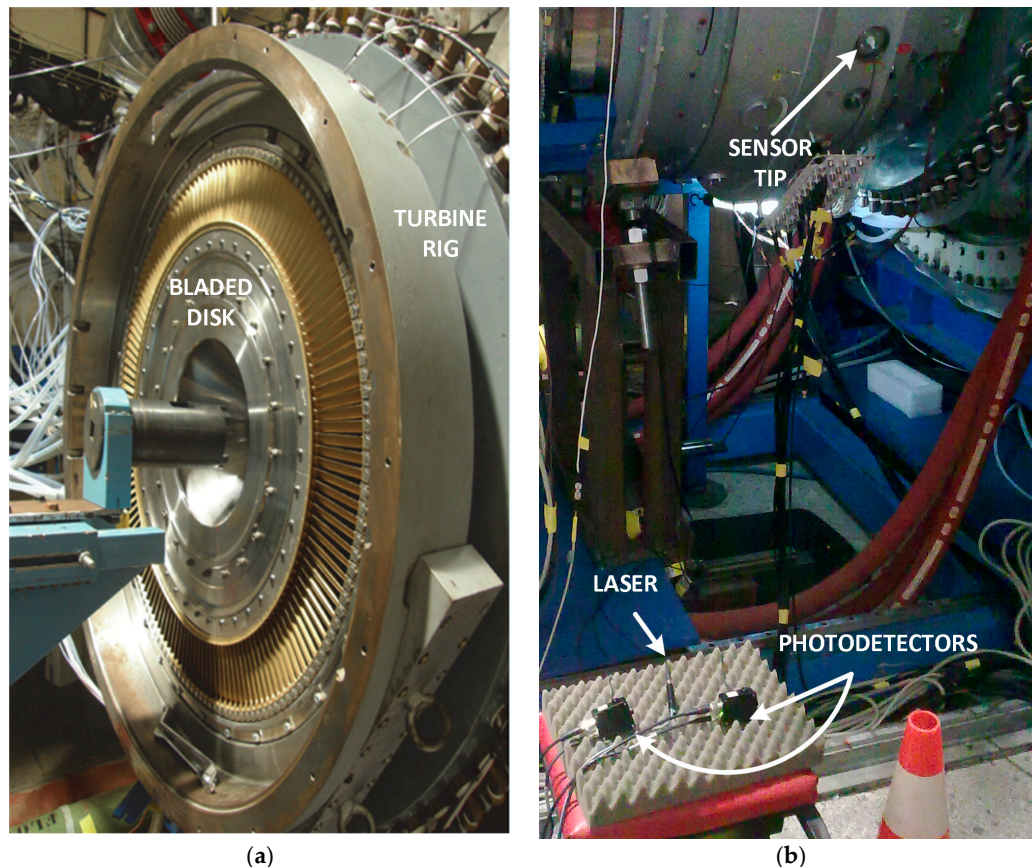


Figure 9. (a) Compressor disk with 146 blades in the turbine rig; (b) sensor test at the Aeronautical Technology Center (CTA).

When measuring TC, the sensor was shown to differ from the commercial discharge sensor employed in the company by less than 2.22% in the worst case. To validate the proper functioning of the electronic system and the proposed architecture, the same set of signals employed to validate the optic sensor was applied. They correspond to stationary rotational speeds of 3225, 4373, and 4608 rpm. For each speed, the following set of signals has been generated:

1. one single turn with the original signals sampled at 2 MHz (one-turn-original set);
2. one single turn with filtered signals with a cutoff frequency of 50 kHz (one-turn-filtered set);
3. ten consecutive turns with filtered signals with a cutoff frequency of 50 kHz (ten-turn-filtered set).

The first set of digitized signals (one-turn-original) was also employed in simulations run in a computer to validate the ability of the algorithms to correctly detect the change of blade instants and the minimum TC for each blade. In this way, the theoretical values that the electronic systems should obtain were computed, and the impact of digitizing the calibration curve and the V_2 and V_1 waveforms with respect to the off-line processing was determined.

Once the algorithm was validated by simulation, the first two sets of signals (one-turn-original and one-turn-filtered) were played in two synchronized arbitrary function generators from Agilent model 33521A to emulate the measurement of real signals. The function generators outputs were connected to the Processor and Interface Board inputs to emulate that the same turn was measured over and over by the electronic system. Finally, with the third set of signals (ten-turn-filtered), the TC and ToA processor was reconfigured to store 10 consecutive turns of 146 blades. While the system is running, the measured parameter values can be displayed in a computer on-line. The test bench is shown in Figure 10.

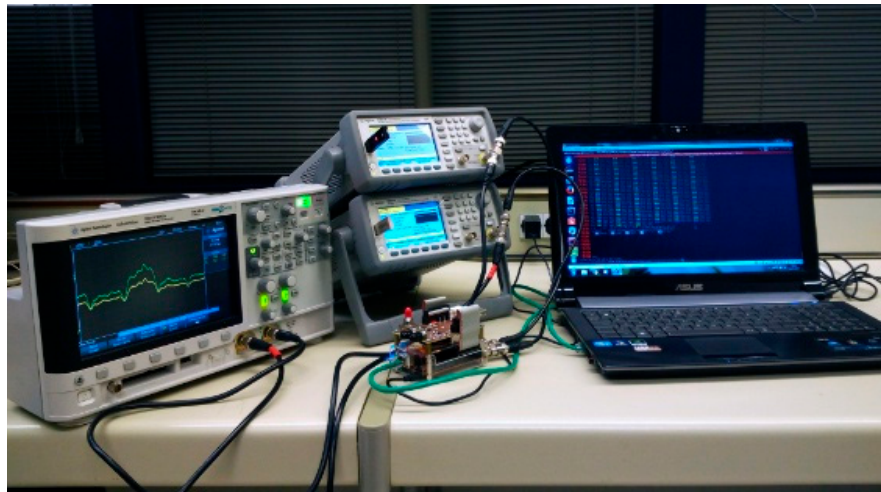


Figure 10. Validation test bench.

5. Results

The obtained results are tabulated in Tables 1 and 2 and plotted in Figures 11 and 12. They show the results corresponding to the off-line processing of a computer, the simulations with digitized signals, and the values obtained in the on-line emulation. The deviation percentage from the off-line processing is also shown. The results from the emulation were corrected by 6% due to the uncertainty in the analogue sub-system of the Red Pitaya (DC offset error less than 5% and maximum gain error less than 10% full scale) and because the linear fit was obtained for an Agilent 34410A multimeter rather than for the Processor and Interface Board.

Table 1. Minimum TC [mm] obtained with the one-turn-original set of signals.

Working Point [rpm]	Off-Line [mm]	Simulation (% Dev.) [mm]	On-Line (% Dev.) [mm]
3225	4.706	4.704 (−0.04)	4.741 (0.74)
4373	4.099	4.099 (0.00)	4.023 (−1.8)
4608	4.456	4.456 (0.01)	4.486 (0.67)

Table 2. Minimum TC [mm] obtained with the one-turn-filtered set of signals.

Working Point [rpm]	Off-Line [mm]	Simulation (% Dev.) [mm]	On-Line (% Dev.) [mm]
3225	4.813	4.809 (−0.07)	4.865 (1.09)
4373	4.451	4.451 (0.01)	4.410 (−0.90)
4608	4.703	4.702 (−0.02)	4.760 (1.21)

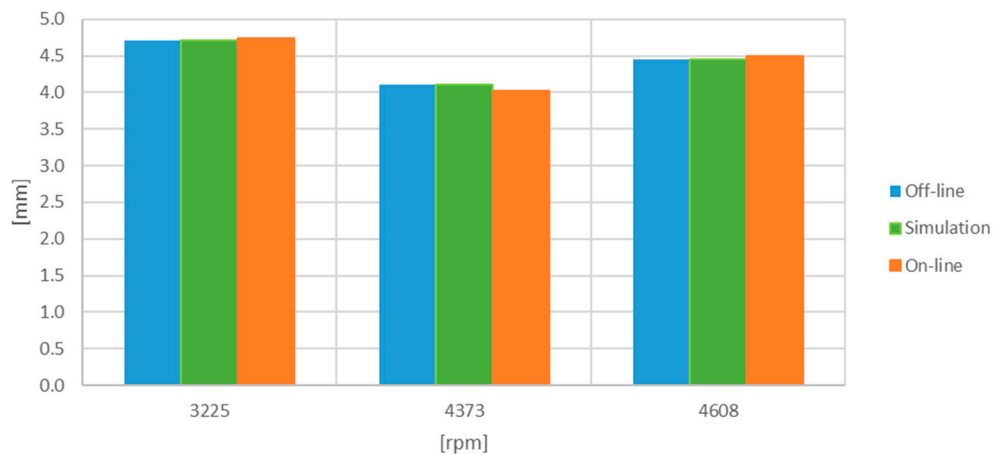


Figure 11. Minimum TC [mm] obtained with the one-turn-original set of signals.

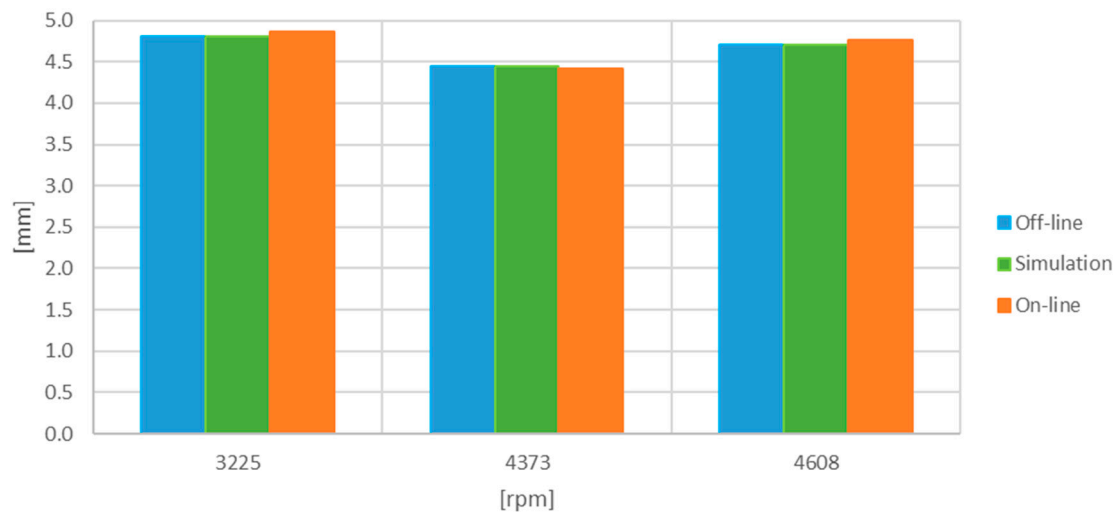


Figure 12. Minimum TC [mm] obtained with the one-turn-filtered set of signals.

With the third set of signals, the TC and ToA processor was reconfigured to store 1460 blades corresponding to the 10 consecutive turns. The results are shown in Tables 3 and 4 and plotted in Figures 13 and 14.

Table 3. Minimum TC [mm] obtained with the ten-turn-filtered set of signals.

Working Point [rpm]	Off-Line [mm]	On-Line (% Dev.) [mm]
3225	4.198	4.213 (0.35)
4373	4.070	4.035 (−0.86)
4608	3.894	3.876 (0.46)

Table 4. Average minimum TC [mm] obtained with the ten-turn-filtered set of signals.

Working Point [rpm]	Off-Line [mm]	On-Line (% Dev.) [mm]
3225	4.505	4.496 (0.21)
4373	4.352	4.320 (0.73)
4608	4.318	4.260 (1.33)

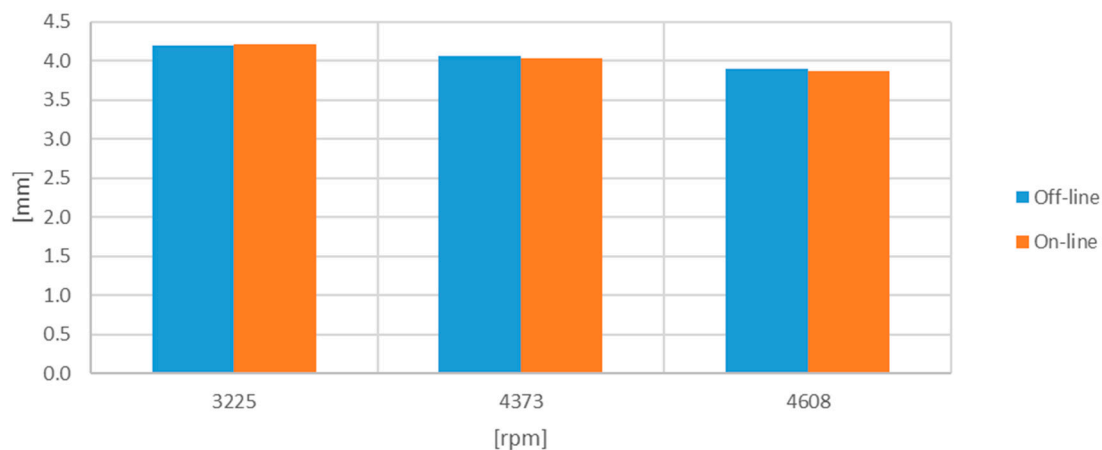


Figure 13. Minimum TC [mm] obtained with the ten-turn-filtered set of signals.

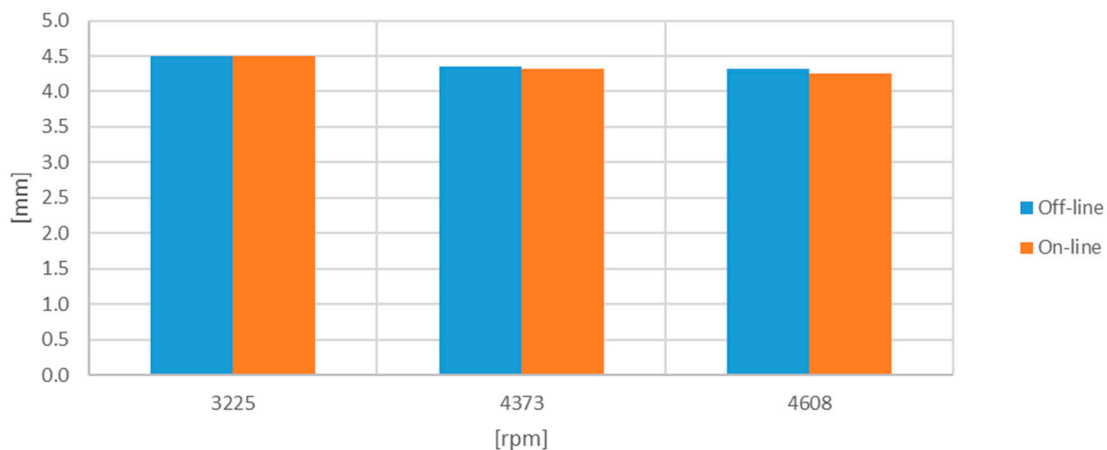


Figure 14. Average minimum TC [mm] obtained with the ten-turn-filtered set of signals.

Table 3 shows the minimum TC obtained over the 10 turns, whereas Table 4 shows the average of the minimum TC obtained in each of the 10 turns. In this case, the results are obtained from the filtered signals because the original study was based on these signals only.

The ToA parameter changes from turn to turn due to the vibration. However, the sum of all ToAs shows whether all blades are captured and what the spin speed is. Table 5 shows the measured rotational speeds.

Table 5. Average rotation speed obtained for 10 revolutions with filtered signals.

Working Point [rpm]	Off-Line [mm]	Std. Dev. [rpm]	On-Line [rpm]	Std. Dev. [rpm]	% Dev.
3225	3226.47	0.28	3226.78	0.21	0.01
4373	4372.46	1.09	4372.48	0.40	0.00
4608	4609.21	0.62	4609.69	0.70	0.01

6. Analysis of Results

Off-line and simulation values for TC are very close. The difference is due to the digitalization of the samples and linear fit. The maximum error due to the digitalization of the calibration curve represents 0.002 mm with respect to off-line processing with analogue values. This is acceptable if we take into account that sensor accuracy is considered to be 0.024 mm.

On-line processing was able to detect all blade changes and the sum of all ToAs is coherent with the off-line processing. Figure 15 was produced to show the displacements measured for 1460 blades (10 turns) rotating at 3225 rpm.

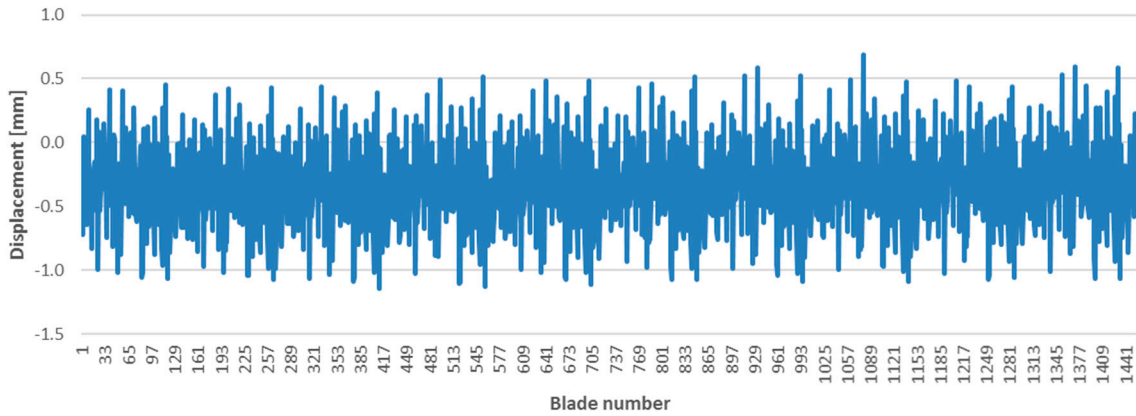


Figure 15. Displacement for 1460 blades (10 consecutive turns).

Figure 16 shows the calculated deflections for 10 turns of the 15 first blades. Unless the vibration frequencies of the blades are multiples of the rotation frequency, the measured deflections change in consecutive turns for the same blade. It can be seen how deflections are in the same range and are coherent from turn to turn.

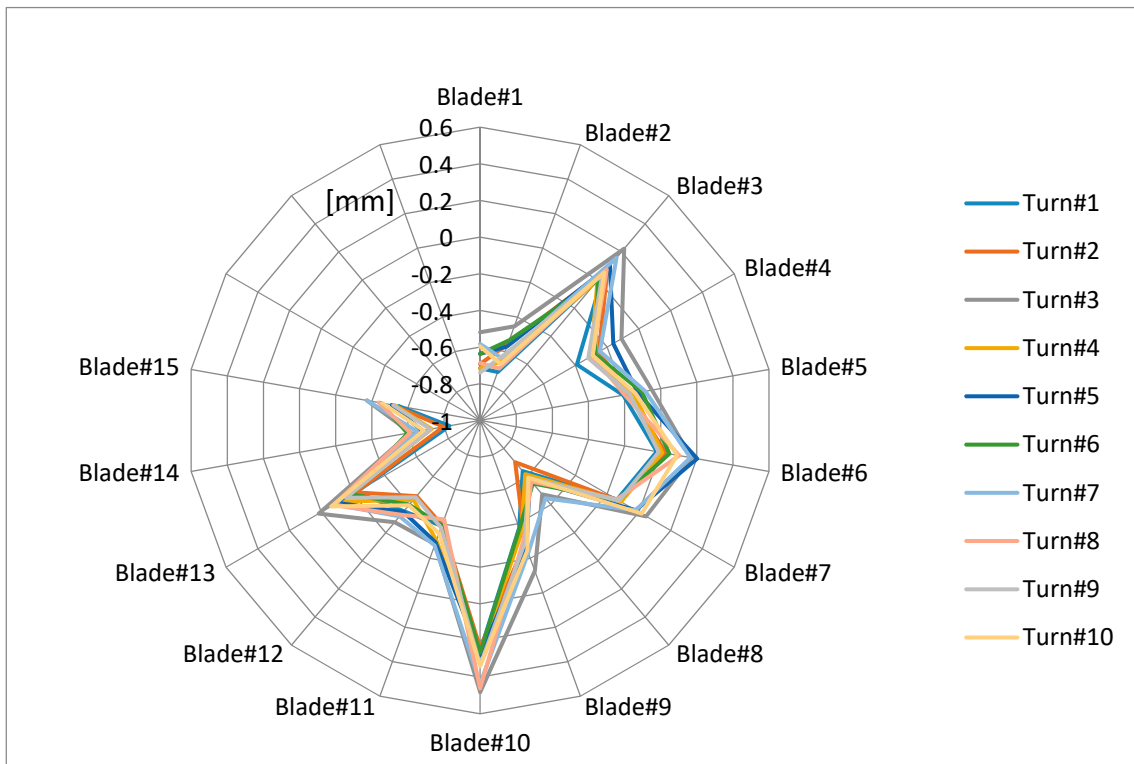


Figure 16. Deflections for 15 blades and 10 consecutive revolutions.

The system is able to correctly detect the change of blade, as shown in Figure 8. The blue line indicates the instant that triggers the store of the values in memory. Hence, it is able to process the last blade before the current blade finishes passing in front of the sensor.

The system is capable of measuring continuously the TC and ToA for each blade of a bladed disk. It is also able to store statistical data of those parameters that can be used to activate alarms or foresee behavioral trends of the monitored stage.

Regarding the electronic system features, the digitalization process only has a 2 μm contribution to the uncertainty of the sensor accuracy, deemed to be 24 μm , in the determination of TC. ToA resolution is 8 ns due to the 125 MHz sampling rate of the converters. This frequency determines the minimum deflection that can be detected, which is also function of the radius of the bladed disk, e.g., in the case of the bladed disk rotating at 3226 rpm, the displacement resolution would be 1.4 μm , much smaller than the resolution achieved by the 2 MHz sampling rate used in the off-line process.

The proposed architecture is scalable as long as there are enough analogue channels in the system. In the implementation (Zynq 7010), the most used resource was the memory interface (BRAM), as it reserved memory for 2048 blades. However, this can be tuned for a concrete turbine, or the circuit can be redesigned in order to be installed onboard an aircraft.

7. Conclusions

An architecture in which the TC and ToA parameters of a turbine can be measured in real time is proposed. This architecture was implemented for the measurement of those parameters with a trifurcated optic sensor by an electronic circuit based on an FPGA.

The proposed architecture can be instantiated many times to process several sensors simultaneously. It makes the parameter values immediately available for a post-processor or alarm activation.

A new method used to determine the ToA with this sensor is also proposed. It adapts itself automatically to the rotation speed. This method, together with the pipeline implementation of the TC calculation, is more suitable for the FPGA circuit than the one used in off-line processing. The values obtained for the TC and ToA in the tests are comparable, once corrected, with results yielded by the off-line processing.

TC monitoring can drive design decisions in order to improve engine efficiency while maintaining safety. It allows, together with the ToA parameter, for the functional assessment of a manufactured bladed disk.

The blade deflection calculated on-line from the ToA parameter allows for the monitoring of the structural health of the blades and can detect malfunction conditions of the engine.

After conducting all the experiments, the hardware platform used—or an equivalent one—has been shown to be robust and flexible. Similar hardware, provided with enough analogue channels, will allow for the measurement of the TC and ToA parameters of a bladed disk with multiple sensors autonomously and in real time.

Acknowledgments: This work has been funded in part by the Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER); by the Ministerio de Economía y Competitividad under project TEC2015-638263-C03-1-R; by the Gobierno Vasco/Eusko Jaurlaritza under projects IT933-16 and ELKARTEK (KK-2016/0030, KK-2017/00033, KK-2017/00089 and KK-2016/0059).

Author Contributions: José Miguel Gil-García and Gerardo Aranguren created the architecture. José Miguel Gil-García implemented it in hardware and designed the test bench. Alejandro Solís modified the IP core and performed the experiments. Gerardo Aranguren and Joseba Zubia supervised the research. José Miguel Gil-García wrote the paper.

Conflicts of Interest: The authors declare no conflict of interest.

Abbreviations

The following abbreviations are used in this manuscript:

BRAM	Block Random Access Memory
BTT	Blade Tip Timing
CTA	Aeronautical Technology Center (According to its initials in Spanish)
DC	Direct Current
FPGA	Field Programmable Gate Array
IP	Intellectual Property
PLD	Programmable Logic Device
rpm	revolutions per minute
TC	Tip Clearance
ToA	Time of Arrival

References

- Lattime, S.; Steinetz, B. Turbine engine clearance control systems: Current practices and future directions. In Proceedings of the 38th Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, IN, USA, 7–10 July 2002.
- Holeski, D.E.; Futral, S.M., Jr. *Effect of a Rotor Tip Clearance on a 5-Inch Single Stage Axial-Flow Turbine*; Technical Report; NASA: Cleveland, OH, USA, 1968.
- Von Flotow, A.; Mercadal, M.; Tapper, P. Health monitoring and prognostics of blades and disks with blade tip sensors. In Proceedings of the 2000 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 25 March 2000.
- Russhard, P. The rise and fall of the rotor blade strain gauge. In *Vibration Engineering and Technology of Machinery*; Springer: Cham, Switzerland, 2015; pp. 27–37.
- Rzadkowski, R.; Rokicki, E.; Piechowski, L.; Szczepanik, R. Analysis of middle bearing failure in rotor jet engine using tip-timing and tip-clearance techniques. *Mech. Syst. Signal Process.* **2016**, *76–77*, 213–227. [[CrossRef](#)]
- Binu, S.; Mahadevan Pillaia, V.; Chandrasekaran, N. Fibre optic displacement sensor for the measurement of amplitude and frequency of vibration. *Opt. Laser Technol.* **2007**, *39*, 1537–1543. [[CrossRef](#)]
- Duan, F.; Li, M.; Tao, O.; Kong, X. Analysis of the tip-timing precision of double-shielded capacitive pulse sensor. In Proceedings of the International Conference on Measuring Technology and Mechatronics Automation, ICMTMA '09, Zhangjiajie, China, 11–12 April 2009.
- Haase, W.C.; Haase, Z.S. Advances in through-the-case eddy current sensors. In Proceedings of the 2013 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2–9 March 2013.
- Tomassini, R.; Rossi, G.; Brouckaert, J.-F. Blade tip clearance and blade vibration measurement using a magnetoresistive sensor. In Proceedings of the 11th European Conference on Turbomachinery Fluid Dynamics & Thermodynamics, Madrid, Spain, 23–27 March 2015.
- Woike, M.R.; Roeder, J.W.; Hughes, C.E.; Bencic, T.J. Testing of a microwave blade tip clearance sensor at the NASA Glenn Research Center. In Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Orlando, FL, USA, 5–8 January 2009.
- Sheard, A.; Turner, S. Electromechanical measurement of turbomachinery blade tip-to-casing running clearance. In Proceedings of the International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, Cologne, Germany, 1–4 June 1992.
- Pfister, T.; Bütner, L.; Czarske, J.; Krain, H.; Schodl, R. Turbo machine tip clearance and vibration measurements using a fibre optic laser Doppler position sensor. *Meas. Sci. Technol.* **2006**, *17*, 1693–1705. [[CrossRef](#)]
- Ma, Y.; Li, G.; Zhang, Y.; Liu, H. Tip clearance optical measurement for rotating blades. In Proceedings of the International Conference on Management Science and Industrial Engineering (MSIE), Harbin, China, 8–11 January 2011.
- Mandache, C.; Mcelhinney, T.; Mrad, N. Aircraft engine blade tip monitoring using pulsed Eddy current technology. In Proceedings of the 4th International Symposium on NDT in Aerospace, Augsburg, Germany, 13–15 November 2012.
- Pickering, T.M. Methods for Validation of a Turbomachinery Rotor Blade Tip Timing System. Master's Thesis, Virginia Polytechnic Institute, Blacksburg, VA, USA, 2014.

16. Szczepanik, R.; Rokicki, E.; Rzakowski, R.; Piechowski, L. Tip-timing and tip-clearance for measuring rotor turbine blade vibrations. *J. Vib. Eng. Technol.* **2014**, *2*, 395–406.
17. Cardwell, D.; Chana, K.S.; Russhard, P. The use of Eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing—Sensor development and engine testing. In Proceedings of the ASME turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air, Berlin, Germany, 9–13 June 2008.
18. Hayes, B.W. Design, Implementation and Analysis of a tiMe of Arrival Measurement System for Rotating Machinery. Master's Thesis, University of Tennessee, Knoxville, TN, USA, 2012.
19. Abdelrhman, A.; Lim, M.; Leong, M.; Al-Obaidi, S. Condition monitoring of blade in turbomachinery: A Review. *Adv. Mech. Eng.* **2014**, *2014*, 10. [[CrossRef](#)]
20. Diamond, D.; Heyns, P.; Oberholster, A. A comparison between three blade tip timing algorithms for estimating synchronous turbomachine blade vibration. In *9th WCEAM Research Papers. Lecture Notes in Mechanical Engineering*; Amadi-Echendu, J., Hoohlo, C., Mathew, J., Eds.; Springer: Cham, Switzerland, 2015; pp. 215–225. ISBN 978-3-319-15535-7.
21. Carrington, I.B.; Wright, J.R.; Cooper, J.E.; Dimitriadis, G. A comparison of blade tip timing data analysis methods. *Proc. Inst. Mech. Eng. Part G J. Aerosp. Eng.* **2001**, *215*, 301–312. [[CrossRef](#)]
22. Zielinski, M.; Ziller, G. Noncontact vibration measurements on compressor rotor blades. *Meas. Sci. Technol.* **2000**, *11*, 847–856. [[CrossRef](#)]
23. Kempe, A.; Schlamp, S.; Rösgen, T.; Haffner, K. Spatial and temporal high-resolution optical tip-clearance probe for harsh environments. In Proceedings of the 13th International Symposium on Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 26–29 June 2006.
24. Lawson, C.P.; Ivey, P.C. Tubomachinery blade vibration amplitude measurement through tip timing with capacitance tip clearance probes. *Sens. Actuators A Phys.* **2005**, *118*, 14–24. [[CrossRef](#)]
25. Prochazka, P.; Vanek, F.; Cibulka, J.; Bula, V. Contactless measuring method of blade vibration during turbine speed-up. *Eng. Mech.* **2010**, *17*, 173–186.
26. Sheard, A. Blade by blade tip clearance measurement. *Int. J. Rotating Mach.* **2011**, *2011*, 516128. [[CrossRef](#)]
27. Steiner, A. Techniques for blade tip clearance measurements with capacitive probes. *Meas. Sci. Technol.* **2000**, *11*, 865–869. [[CrossRef](#)]
28. Gallego-Garrido, J.; Dimitriadis, G.; Carrington, I.; Wright, J. A class of methods for the analysis of blade tip timing data from bladed assemblies undergoing simultaneous resonances—Part II: Experimental validation. *Int. J. Rotating Mach.* **2007**, *2007*, 73624. [[CrossRef](#)]
29. Georgiev, V.; Holík, M.; Václav, K.; Krutina, A.; Kubín, Z.; Liška, J.; Poupa, M. The blade flutter measurement based on the blade tip timing method. In Proceedings of the 15th WSEAS International Conference on Systems, Corfu Island, Greece, 14–16 July 2011.
30. Janicki, G.; Pezouvanis, A.; Mason, B.; Ebrahimi, M.K. Turbine blade vibration measurement methods for turbocharges. *Am. J. Sens. Technol.* **2014**, *2*, 13–19.
31. García, I.; Beloki, J.; Zubia, J.; Aldabaldetrek, G.; Illarramendi, M.; Jimenez, F. An optical fiber bundle sensor for tip clearance and tip timing measurements in a turbine rig. *Sensors* **2013**, *13*, 7385–7398. [[CrossRef](#)]
32. Red Pitaya. Available online: <http://www.redpitaya.com> (accessed on 4 May 2017).



Artículo 2

Measurement of blade Tip-clearance and Time of Arrival by multiple sensors in airplane engines

José Miguel Gil-García, Joseba Zubia, Gerardo Aranguren.

International Journal of Aerospace Engineering vol 2018, Article ID 3756278, 7 pages, 2018

Doi: [10.1155/2018/3756278/](https://doi.org/10.1155/2018/3756278/)

Research Article

Architecture for Measuring Blade Tip Clearance and Time of Arrival with Multiple Sensors in Airplane Engines

José Miguel Gil-García ¹, Joseba Zubia ² and Gerardo Aranguren³

¹Department of Electronic Technology, University of the Basque Country, Nieves Cano 12, 01010 Vitoria, Spain

²Department of Communications Engineering, University of the Basque Country, Alda. Urquijo s/n, 48013 Bilbao, Spain

³Department of Electronic Technology, University of the Basque Country, Alda. Urquijo s/n, 48013 Bilbao, Spain

Correspondence should be addressed to José Miguel Gil-García; jm.gil-garcia@ehu.eus

Received 17 January 2018; Accepted 12 April 2018; Published 2 May 2018

Academic Editor: Nicolas Avdelidis

Copyright © 2018 José Miguel Gil-García et al. This is an open access article distributed under the Creative Commons Attribution License, which permits unrestricted use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

The performance of airplane engines is influenced by the performance of their bladed disks. The loads those engines are under, both internal and external, are the origin of vibrations that can jeopardize their integrity. Traditionally, monitoring of those vibrations has been circumscribed to prototyping and quality tests of manufactured disks. However, the development of nonintrusive sensors and techniques to evaluate the vibration based on those sensors opens the monitoring of full engines, even onboard, to new possibilities. In order to assess the vibrations with these techniques, several sensors should be employed. The distance from the blade tip to the casing (tip clearance) and the time of arrival of a blade in front of the sensor are two parameters that are used as a starting point to characterize the vibrations. A flexible architecture to extract these parameters from the blades of a gas turbine has been developed. The generalization of this architecture is introduced which is able to deal with several sensors simultaneously. An implementation of this architecture has been carried out employing a trifurcated optic sensor, whose working principle is explained. A study of the resources required to implement this architecture on measurements of several optic sensors simultaneously and in parallel is presented. The architecture and measurement method have been validated using signals recorded during the test of the compressor stage with 146 blades on a turbine rig.

1. Introduction

In gas turbine design, the distance between the blade tip and the casing plays an important role in the engine performance [1]. This parameter is known as tip clearance (TC). The smaller this distance is, the more efficient it will be. However, its structural health can be compromised if the blade tip reaches the casing due to deformations in the blades.

During its operation, the disks and the blades of a gas turbine bear vibrations and deformations that can reduce its performance and generate stress becoming the origin of a malfunctioning or damaged engine [2].

Vibration measurement has been used to validate finite element simulation results in the design of new bladed disks or to test the quality of manufactured parts [3], but there are promising application fields in structural health prognosis [4] and clearance active control systems [5].

Traditionally, vibration measurements have been carried out by mounting strain gauges in some critical blades of the disk [6]. These systems are costly to install and fragile due to the harsh operating conditions of the blades. They also modify the airflow characteristics and the blade dynamic response. Furthermore, they do not allow knowing the response of those blades without strain gauges installed in them.

In order to overcome the limitations of strain gauges, methods to calculate the vibrational state of a bladed disk from the data derived from nonintrusive sensors mounted in the casing have been developed. These methods are grouped together under the name of blade tip timing (BTT) or nonintrusive stress measurement systems (NSMS) [7]. They are based on measuring the parameter called time of arrival (ToA). This is the instant at which the blade passes the sensor. Then, it is compared with the time the blade

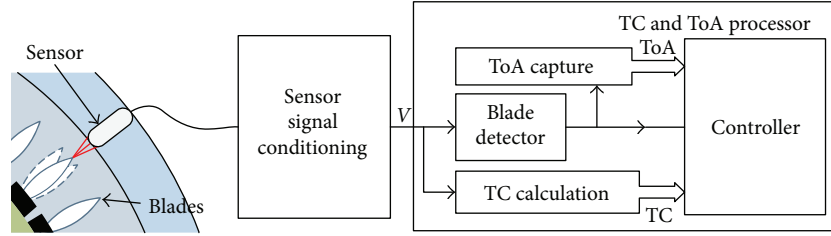


FIGURE 1: Block diagram of the architecture to extract ToA and TC parameters.

would have passed if no vibration was present. They can also be employed to characterize different modes of engine malfunctioning such as flutter [8] or high-cycle fatigue (HCF) [9].

The type of vibrations can be synchronous and asynchronous. The frequency of synchronous vibrations is a multiple of the rotating disk frequency. For asynchronous vibrations, the amplitude and frequency of the disk response will be calculated up to ω_{\max} following the equation:

$$\omega_{\max} = \frac{\Omega M}{2}, \quad (1)$$

where M is the number of sensors and Ω the rotating speed [10]. After (1), for a disk rotating at 5000 rpm and for detecting vibrations in the range 0 to 3000 Hz, 72 sensors would be required, which is unfeasible. Proposed methods in the literature try to minimize the number of sensors, still achieving reliable results. Depending on the chosen method, more or less sensors will be needed. In Janicki et al. [11], it is stated that the required number of sensors will be $2 \times m + 2$ where m represents the number of all possible excitations for multiple modes that want to be detected. It gives a usual number of eight sensors. However, the method proposed in Pan et al. [12] needs at least four sensors in order to define the properties of synchronous vibrations and three for the asynchronous ones. A sensor reduction can also be achieved by employing a nonuniform distribution around the casing [13].

In BTT, the most employed sensor technologies are based on capacitance [14], microwave [15], Eddy currents [16], and optical [17] principles. Optic sensors have better bandwidth, resolution, and sensitivity, although they are affected by combustion debris and are not suitable for the engine parts with the highest temperatures.

TC measurement with nonintrusive sensors requires the sensor calibration in order to obtain in the laboratory expressions to relate the distance between the blade tip and the casing to the sensor output. ToA capture is carried out by using level comparators or maximum detectors implemented with external circuits that trigger the capture of high-speed timers [18].

BTT systems can employ an additional sensor that is active once per revolution (OPR) with blade identification and measurement synchronization purposes. Its setup is complex and adds more uncertainty. Under some circumstances, this signal can be derived from the sensors installed to measure the ToA [19].

In most cases found in the literature, the signal processing of the sensor waveforms is carried out by commercial equipment connected to a personal computer. This article presents an architecture capable of extracting the TC and ToA that can be employed to measure several sensors simultaneously. The architecture has been implemented on an electronic instrument that has been validated using the waveforms of a real trifurcated optic sensor tested on a 146-blade compressor in a wind tunnel. In Section 2, the proposed architecture and its adaptation and requirements to measure the optic sensor are described. In Section 3, the test bench to validate the instrument is described. Its implementation is based on a field-programmable gate array (FPGA) type of device. Results will be discussed in Section 4, and in Section 5, the conclusions will be presented.

2. ToA and TC Extraction

2.1. Measuring Architecture. TC and ToA parameter extraction for each sensor is carried out by three synchronized processes during engine operation:

- (a) TC calculation
- (b) ToA capture
- (c) Blade detector

Figure 1 shows the relationship among these processes.

These processes are synchronized by a controller that detects the change of blade event and assigns the TC and ToA values to the blade number that just passed the sensor. Through the calibration fit obtained in the lab, the TC is calculated for each sensor sample and the minimum value registered is stored when the change of blade signal is asserted. That very same instant triggers the capture of ToA by means of embedded timers, saving the design and configuration of external trigger circuitry.

2.2. Optic Sensor Description. In order to assess the feasibility of the proposed architecture, a trifurcated optic sensor recently developed is employed. It was tested on a 146-blade compressor stage mounted on a rig in a wind tunnel [20]. Figure 2 shows the sensor and its response.

The operation principle of the sensor is the intensity modulation of the reflected light. The sensor consists of a bundle of three concentric rings of fibers that is installed in the casing (common leg, left). The central fiber (leg 0) leads a laser beam that will be reflected by the blade and captured

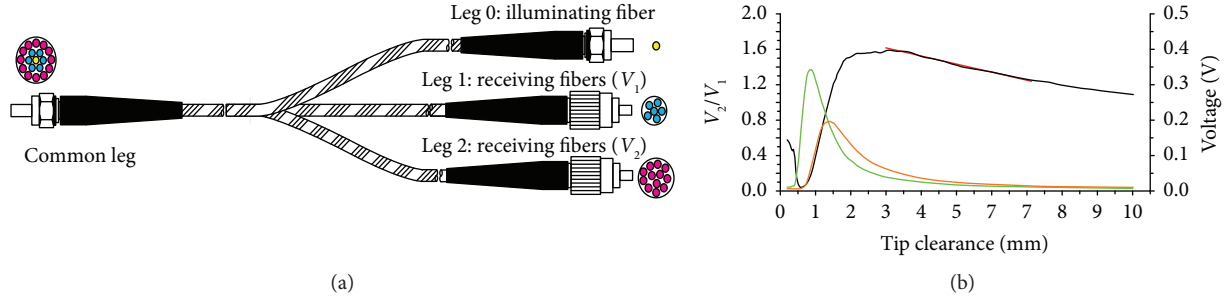


FIGURE 2: (a) Trifurcated optic sensor diagram. (b) Sensor response (black) over distance (V_1 in green and V_2 in orange).

by the outer concentric rings (blue and magenta). Reflected light is amplified and converted into voltages V_1 and V_2 , on the other side (leg 1 and leg 2). Output voltage, V_i , from the i th photodetector will be proportional to the irradiance of the light reaching the photodetector, I_i , the illuminated area in the photodetector, A_i , its responsivity, R_i , and its gain, G_i .

$$V_i = I_i \cdot A_i \cdot R_i \cdot G_i. \quad (2)$$

Besides, the irradiance reaching the photodetector, I_i , will be proportional to the irradiance of the transmitting fiber, I_o , the blade reflectivity, R_{blade} , the losses in the fiber, K_i , the light fluctuations, K_o , and the irradiance captured by the fibers in the outer rings which, in turn, will be a function $F_i(d)$ of the distance, d .

$$I_i = K_o \cdot K_i \cdot R_{\text{blade}} \cdot F_i(d). \quad (3)$$

Substituting (3) in (2), the quotient V_2/V_1 is proportional to distance, d , and insensitive to changes in the blade reflectivity or light intensity.

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{K_2 \cdot F_2(d) \cdot A_2 \cdot R_2 \cdot G_2}{K_1 \cdot F_1(d) \cdot A_1 \cdot R_1 \cdot G_1} = K \cdot F(d). \quad (4)$$

As the positive slope in Figure 2(b) (black) is too close to the blades, the part of the curve with a negative slope was used to obtain a calibration fit valid in the 3–7 mm range (red). The calibration equation is represented in (5) ($R^2 = 0.9945$).

$$\frac{V_2}{V_1} = -0.0896 \cdot \text{TC} + 1.8783. \quad (5)$$

Equation (5) was transformed in (6) to obtain the TC from each pair of V_1 and V_2 voltages.

$$\text{TC} = 20.9632 - 11.1607 \cdot q, \quad (6)$$

where q is V_2/V_1 . The sensor was tested in a wind tunnel belonging to the company Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) that is specialized in aeronautical testing. A compressor stage with a radius of 0.5283 m mounted on a rig was employed. Sensor waveforms were registered on an oscilloscope and processed later on a PC with MATLAB. From all the working points recorded, in this work, the following rotating speeds have been used: 3330,

TABLE 1: Achievable deflection resolutions (μm).

	10 MHz (μm)	50 MHz (μm)	100 MHz (μm)
3390 rpm	18.8	3.8	1.9
4601 rpm	25.5	5.1	2.5
4843 rpm	26.8	5.4	2.7

4601, and 4843 rpm. The disk is supposed to be operated at a maximum of 5000 rpm. The PC processing established that the sensor precision to measure TC was $25 \mu\text{m}$. Deflections up to 1 mm were measured.

2.3. Instrument Requirements. In order to develop a device capable of extracting the TC or ToA that takes advantage of the sensor-proven features, it is needed to set the design requirements in terms of sampling rate, analog to digital converter resolution, and processing method.

2.3.1. Sampling Rate. The system bandwidth is limited by the bandwidth of an employed transimpedance amplifier (Thorlabs PDA-100A) which has a bandwidth of 2.4 MHz for 0 dB gain. Following the Nyquist-Shannon sampling theorem, the sampling rate should be 4.8 MHz at least. However, the resolution to detect a change of blade event would be $0.21 \mu\text{s}$ which would limit the deflection resolution to roughly 0.058 mm at the most interesting rotation speed (5000 rpm). Hence, a 60 MHz minimum sampling rate is advisable to obtain a minimum deflection resolution of 0.0046 mm at 5000 rpm. Table 1 represents different resolutions achievable with different sampling rates for the available signal waveforms.

2.3.2. ADC Resolution. The maximum ADC input span is 1 V. The ADC resolution should be chosen in such a way that the minimum possible variation of quotient, Δq , should not induce a change in TC (ΔTC), which is higher than the accuracy assigned to the sensor ($25 \mu\text{m}$). Equation (6) yields that $\Delta q = 0.00224$ holds this condition true.

The voltages determining q , V_1 , and V_2 are related by an unknown relationship that takes into account the sensor geometry, amplifier gains, and the different factors affecting the sensor (reflectivity variations, fiber losses, etc.). In order to define the number of bits of the ADC, the maximum Δq variation (and hence, of ΔTC) for simultaneous and opposite increments of one least significant byte (LSB) in both V_1 and

TABLE 2: Maximum ΔTC (in μm) obtained from the test waveforms for different ADC resolutions.

Rpm	11 bits – LSB = 488 μV (μm)	12 bits – LSB = 244 μV (μm)	13 bits – LSB = 122 μV (μm)
3390	45.6	22.8	11.4
4601	72.6	36.2	18.1
4843	71.9	35.8	17.9

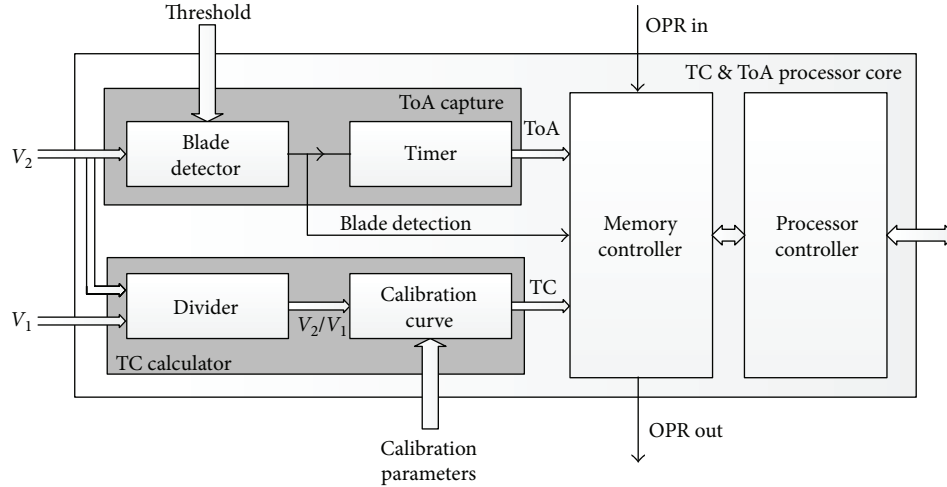


FIGURE 3: Block diagram of the TC and ToA processor.

V_2 has been computed using the voltage waveforms obtained in the real tests at CTA. By varying the LSB value for different resolutions and checking when the provoked ΔTC is smaller than the accuracy assigned to the sensor, the minimum ADC resolution need can be estimated.

$$\Delta q = \text{MAX} \left[\frac{V_2 + \text{LSB}}{V_1 - \text{LSB}} - \frac{V_2}{V_1}; \frac{V_2}{V_1} - \frac{V_2 - \text{LSB}}{V_1 + \text{LSB}} \right] < 0.00224. \quad (7)$$

Table 2 represents the computed maximum ΔTC by varying V_1 and V_2 simultaneously and in the opposite direction by just one LSB. At least, 13-bit resolution is needed to achieve an ADC quantization smaller than the sensor accuracy.

2.3.3. TC and ToA Processor. The transmission of the measurement raw data is not feasible due to the high sampling rate required. Thus, if a single 13-bit dual-channel ADC sampling at a 60 MHz rate is chosen, the transmission rate would reach 1560 Mbit/s. It is required to process the ADC samples to extract locally the TC and ToA of each blade.

Implementations of the TC and ToA extraction algorithms based on sequential program flow devices such as microprocessors can barely cope with the processing speed requirements and do not scale. Concurrent logic and pipeline processing suits the FPGA-based implementations the best. The features of an FPGA are also suitable to scale the processing to many sensors. The sequential algorithms designed in MATLAB to detect the change of blade have been

redesigned to be adapted to the nature of the FPGA technology [21]. Figure 3 shows the block diagram of the TC and ToA processor.

The *blade detector* block is able to find autonomously in real time the instants at which a blade passes without external hardware nor previous knowledge of the rotating speed. It uses V_2 because of its higher dynamic range. The *TC calculator* block computes in a pipeline fashion the TC for each V_1 and V_2 voltage pair using (6) as the calibration fit. The *memory controller* monitors TC to keep the minimum one over one blade and, when the blade detection signal is asserted, it stores TC and ToA in the memory position assigned to the current blade so that it can be read by another processor.

In the wind tunnel, there was no external signal available that could be asserted each time the disk passes an absolute origin in each revolution (OPR signal). To overcome this problem, the synchronization among simultaneous readings of different sensors by the TC and ToA processors requires that each of them knows when the disk is at the origin and, once at it, which sensor number they are facing. The second parameter can be configured from the *processor controller*, along with others like the calibration parameters and total number of blades. Additionally, one of the cores should be configured as a master (by assigning a #0 blade position). It will assert an *OPR out* signal in each revolution confirming that the relative origin position is reached. The rest of the processors wait for the assertion of the *OPR in* signal to start storing the processed parameters in the memory position assigned to the blade they are facing in that moment. The block diagram of the synchronization is shown in Figure 4.

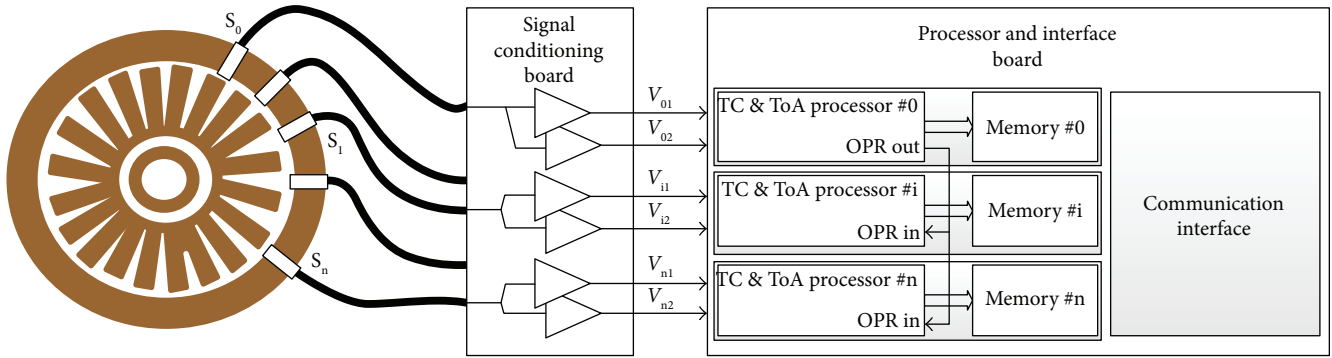


FIGURE 4: Block diagram showing the measurement synchronization of several sensors.

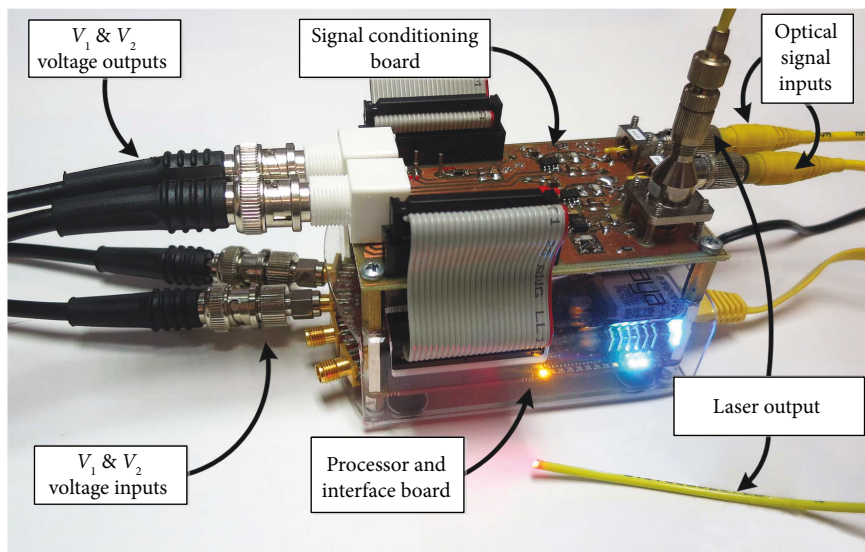


FIGURE 5: TC and ToA measuring device implementation.

3. Implementation and Tests

Rather than developing an ad hoc instrument, an FPGA development platform called Red Pitaya has been used to implement and validate the design of the instrument. It fulfills the requirements mentioned above as it features a 14-bit dual-channel ADC with ± 1 V input range and 125 MHz sampling rate. Figure 5 shows the completed instrument.

The hardware platform features an FPGA model XC7Z010. The instantiated processor has the capacity to store the parameters of 256 blades. Table 3 shows the FPGA resources employed to instantiate one single TC and ToA processor.

Table 4 shows the utilization percentages of the resources offered by the smallest FPGA models of the stated families regarding the implementation requirements of one single TC and ToA processor core.

It can be deduced that a custom board to measure several sensors can be accomplished by an average-size FPGA. The limit is established by the amount of I/O blocks available in the FPGA, as each block will be

TABLE 3: FPGA resources needed to implement one single TC and ToA processor.

	Slice LUTs	Slice registers	Block RAM	DSP	I/O pins
Implementation	2268	3138	1	2	29

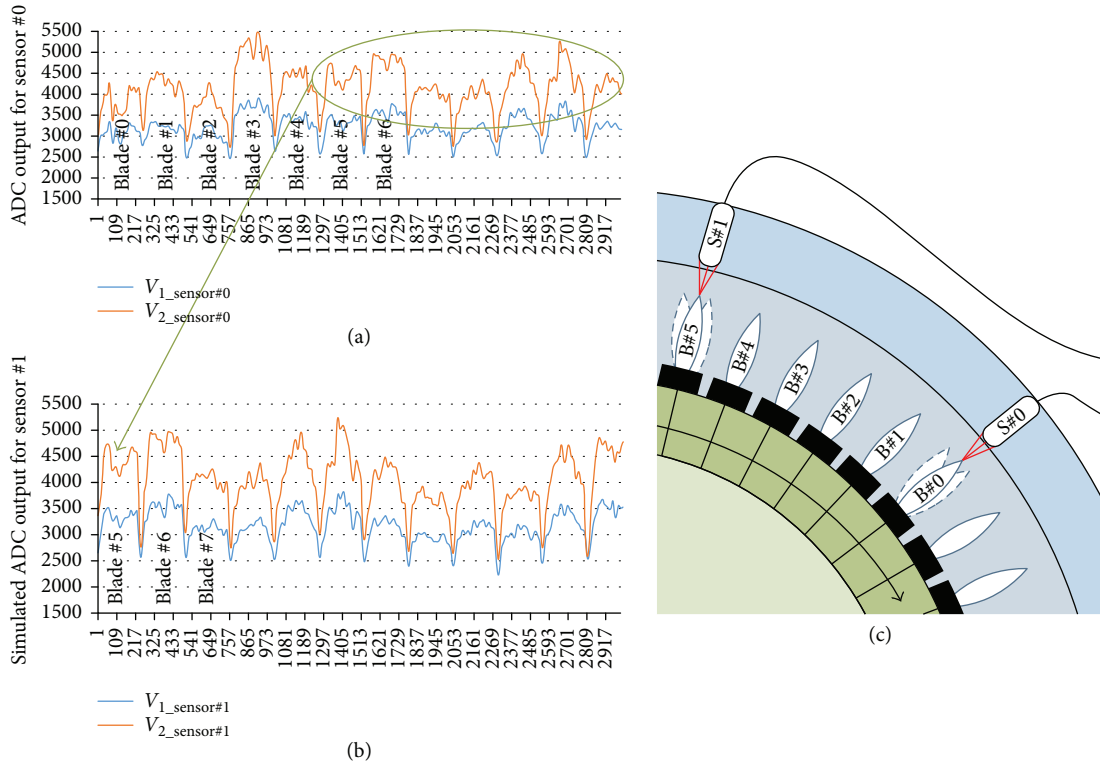
connected to each dual-channel AD converter that samples a sensor.

4. Results

One single core measuring one sensor was originally validated by connecting the ADC inputs to the output of two synchronized waveform generators. These were playing the samples recorded in the real tests. The validation was carried out with the three sets of rotation speeds mentioned. The TC processed by the instrument differed from the value obtained by the PC processing less than 1.8% in the worst case [22]. Likewise, the optic sensor deviated a 2.2% in the worst case from the discharge sensor employed in the real tests [20].

TABLE 4: Utilization percentage of the available resources in different FPGA families.

FPGA family	FPGA model	Slice LUTs	Slice registers	Block RAM	DSP
ZYNQ	XC7Z010dg400	15.5%	8.9%	1.7%	2.5%
ARTIX-7	XC7A035tcgp236	13.1%	7.5%	2.0%	2.2%
KINTEX-7	XC7K070tffg584	6.6%	0.4%	0.7%	0.8%
VIRTEX-7	XC7V585tffg1157	0.7%	0.4%	0.1%	0.1%

FIGURE 6: V_1 and V_2 waveforms for two sensors: (a) master sensor (S#0) at blade #0; (b) slave sensor (S#1) facing blade #5; (c) two-sensor simulation setup.

Due to the lack of real simultaneous data from different sensors during the sensor validation tests, waveform files with shifted blades from the original waveform files have been generated to simulate the simultaneous capture of several sensors. Thus, samples corresponding to V_1 and V_2 of the first five blades have been deleted and appended to the end of the file (see Figure 6). With those two sets of files (original and shifted), a simulation featuring two cores has been run. The first core was configured with blade number 0, and it processed the original waveforms. The second core was configured with blade number 5, and it processed the waveform files with samples forwarded by five blades. This would be equivalent to measure a sensor installed in five blades backwards in the rotating direction (Figure 6(c)). Because the signals were actually the same, after running the simulation, the memory contents corresponding to both processors were identical. This validates the synchronization between the processors by means of the OPR signal.

5. Conclusions

An electronic architecture proposed to extract the TC and ToA parameters for each blade of a compressor stage has been implemented. The architecture implementation has been based on the waveforms obtained from a trifurcated optic sensor. Minimum requirements on the electronics needed to measure the TC and ToA have been provided. The implementation takes advantage of the parallel processing capabilities of the FPGAs to measure several sensors simultaneously. The proposed architecture can be adapted to other types of sensors adjusting the *blade detector* block and the *TC calculator* block. This implementation simplifies the hardware, as it does not require external signals to trigger the ToA capture. An internal synchronization signal is generated. It is used as a relative time origin to all possible sensors installed around the casing and their processors. This signal allows that the extracted parameters from each blade passing a given sensor can be stored in analog memory

positions in each processor core, maintaining a coherent representation throughout the system.

Data Availability

All files involved in this work are available upon request for further inspection.

Conflicts of Interest

The authors declare that they have no conflicts of interest.

Acknowledgments

This work has been funded in part by the Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER), by the Ministerio de Economía y Competitividad under project TEC2015-638263-C03-1-R, and by the Gobierno Vasco/Eusko Jaurlaritzia under projects IT933-16 and ELKARTEK (KK-2016/0030 and KK-2016/0059).

References

- [1] D. E. Holeski and S. M. Futral Jr., *Effect of Rotor Tip Clearance on the Performance of a 5-Inch Single-Stage Axial-Flow Turbine*, NASA, Cleveland, OH, USA, 1968.
- [2] M. P. Castanier and C. Pierre, "Modeling and analysis of mistuned bladed disk vibration: current status and emerging directions," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 22, no. 2, pp. 384–396, 2006.
- [3] A. Pezouvanis, G. Janicki, A. Pieronczyk et al., "Turbocharger blade vibration: measurement and validation through laser tip-timing," in *10th International Conference on Turbochargers and Turbocharging*, pp. 173–181, London, UK, 2012.
- [4] M. Woike, A. Abdul-Aziz, N. Oza, and B. Matthews, "New sensors and techniques for the structural health monitoring of propulsion systems," *The Scientific World Journal*, vol. 2013, Article ID 596506, 10 pages, 2013.
- [5] S. Lattime and B. Steinetz, "Turbine engine control systems: current practices and future directions," in *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Indianapolis, Indiana, July 2002.
- [6] P. Russhard, "The rise and fall of the rotor blade strain gauge," in *Vibration Engineering and Technology of Machinery. Mechanisms and Machine Science*, vol. 23, J. Sinha, Ed., Springer, Cham, Manchester, UK, 2014.
- [7] R. Szczepanik, E. Rokicki, R. Rządowski, and L. Piechowski, "Tip-timing and tip-clearance for measuring rotor turbine blade vibrations," *Journal of Vibration Engineering & Technologies*, vol. 2, no. 5, pp. 395–406, 2014.
- [8] V. Georgiev, M. Holík, K. Václav et al., "The blade flutter measurement based on the blade tip timing method," in *Proceedings of the 15th WSEAS international conference on Systems*, Corfu Island, Greece, 2011.
- [9] P. Tappert, M. Marcadal, and A. von Flotow, "The last few minutes prior to a fatigue blade failure in an axial compressor: observations of blade vibration and blade lean," in *2007 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, MT, USA, March 2007.
- [10] S. Heath and M. Imregun, "A review of analysis techniques for blade tip-timing measurements," in *ASME 1997 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*, Orlando, FL, USA, June 1997.
- [11] G. Janicki, A. Pezouvanis, B. Mason, and M. K. Ebrahimi, "Turbine blade vibration measurement methods for turbo-charges," *American Journal of Sensor Technology*, vol. 2, no. 2, pp. 13–19, 2014.
- [12] M. Pan, Y. Yang, F. Guan, H. Hu, and H. Xu, "Sparse representation based frequency detection and uncertainty reduction in blade tip timing measurement for multi-mode blade vibration monitoring," *Sensors*, vol. 17, no. 8, p. 1745, 2017.
- [13] Z. Hu, J. Lin, Z.-S. Chen, Y.-M. Yang, and X.-J. Li, "A non-uniformly under-sampled blade tip-timing signal reconstruction method for blade vibration monitoring," *Sensors*, vol. 15, no. 2, pp. 2419–2437, 2015.
- [14] C. Lawson, *Capacitance tip timing techniques in gas turbines*, [Ph.D. thesis], Cranfield University, Bedford, UK, 2003.
- [15] M. Violetti, A. K. Skrivervik, Q. Xu, and M. Hafner, "New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines," in *2012 IEEE Sensors*, Taipei, Taiwan, October 2012.
- [16] D. Cardwell, K. S. Chana, and P. Russhard, "The use of eddy current sensors for the measurement of rotor blade tip timing - sensor development and engine testing," in *Proceedings of the ASME turbo Expo 2008: Power for Land, Sea and Air*, Berlin, Germany, June 2008.
- [17] S. Cao, F. Duan, and Y. Zhang, "Measurement of rotating blade tip clearance with fibre-optic probe," *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 48, pp. 873–877, 2006.
- [18] R. Przynsowa and K. Kazmierczak, "Triggering methods in blade tip-timing systems," in *International Conference on Vibration Engineering and Technology of Machinery VETO-MAC XII*, Warsaw, Poland, 2016.
- [19] P. Russhard, "Derived once per rev signal generation for blade tip timing systems," in *IET & ISA 60th International Instrumentation Symposium 2014*, London, UK, June 2014.
- [20] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Aldabaldetrekua, M. Illarramendi, and F. Jimenez, "An optical fiber bundle sensor for tip clearance and tip timing measurements in a turbine rig," *Sensors*, vol. 13, no. 6, pp. 7385–7398, 2013.
- [21] J. M. Gil-García, I. García, J. Zubia, and G. Aranguren, "Blade tip clearance and time of arrival immediate measurement method using an optic probe," in *2015 IEEE Metrology for Aerospace (MetroAeroSpace)*, Benenvento, Italy, June 2015.
- [22] J. M. Gil-García, A. Solís, G. Aranguren, and J. Zubia, "An architecture for on-line measurement of the tip clearance and time of arrival of a bladed disk of an aircraft engine," *Sensors*, vol. 17, no. 10, p. 2162, 2017.