eman ta zabal zazu

Diseño de software para la instrumentación virtual de sensores ópticos en motores aeronáuticos

Autor:

Rubén Fernández Bello

Directores:

Gaizka Durana Apaolaza

Gotzon Aldabaldetreku Etxeberria

2021

(c) 2021 Rubén Fernández Bello

Agradecimientos

Quiero dar las gracias a los organismos e instituciones que han hecho posible que, como autor de esta tesis, haya podido dedicar estos años a su desarrollo y finalización. En especial quisiera agradecer a mis directores de tesis Gaizka Durana y Gotzon Aldabaldetreku por todo el apoyo que me han brindado durante las diferentes fases de esta tesis, sin olvidarme de mis compañeros de laboratorio de Fotónica Aplicada de la UPV/EHU por la ayuda prestada, así como por haber generado un buen ambiente de trabajo.

También quiero dar las gracias al Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) de Zamudio y al Instituto Tecnológico de las Fuerzas Aéreas -Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych- (ITWL) de Varsovia (Polonia) por recibirnos en sus instalaciones y por la colaboración prestada. De esta manera, hemos conseguido sacar esta tesis del ámbito virtual y teórico y acercarla al mundo real.

Finalmente, agradezco a mi familia por haberme apoyado durante todos estos años.

Resumen

En esta tesis se desarrolla la idea de obtener un software robusto y versátil que sea capaz de adquirir información de interés de un motor aeronáutico para después poder visualizar dicha información, postprocesarla y finalmente analizarla. Este trabajo está relacionado con la aviónica, que hoy en día es un medio ampliamente utilizado en un mundo globalizado, donde la competencia entre compañías es muy intensa. Con el desarrollo de esta tesis se espera aportar un instrumento que podría reducir el consumo de los motores aeronáuticos y, de esta manera, aumentar la autonomía. Asimismo, todo ello redundaría en la seguridad y la vida útil del motor.

El parámetro a estudiar es el Tip Clearance del motor que representa el espacio libre entre las puntas de los álabes y la pared interior del motor. Estos álabes podrían llegar a rozar o, por el contrario, podrían dejar demasiado espacio libre, causando una pérdida de rendimiento. Como sensor se han utilizado unos sensores ópticos, una tecnología madura que posibilita la obtención de lecturas con un gran nivel de detalle.

El software se ha desarrollado en el entorno de programación de LabVIEW y se han usado equipos de adquisición de National Instruments para asegurar la compatibilidad entre software y hardware.

El documento de la tesis comienza con una introducción tanto de los motores aeronáuticos como de los sensores ópticos utilizados. Posteriormente, se discuten los casos de utilización del sistema en diferentes ámbitos o situaciones. Finalmente, se aporta una explicación del funcionamiento del software, así como las conclusiones y posibles líneas futuras de desarrollo. También se anexan las aportaciones que se han realizado durante la tesis, así como los artículos más relevantes.

Índice de Contenido

Agradecimientos i

Resumen iii

Índice de Contenido v

Índice de Figuras vii

Índice de Tablas xi

CAPÍTULO 1: Introducción 1

1.1 Estructura de la tesis 1

1.2 Turbomotores y turbinas de gas 1

1.2.1 Introducción al funcionamiento de turbomotores 1

1.2.2 Problemática de los turbomotores 4

1.3 Tip clearance 5

1.4 El sensor 6

1.5 Sistema de adquisición 7

CAPÍTULO 2: Evolución de los sistemas de detección óptica para aplicaciones de motores aeronáuticos 9

2.1 Introducción 9

2.2 Características y evolución en el diseño de los sensores 10

2.3 Resultados y discusión 17

2.4 Conclusiones 20

CAPÍTULO 3: Comparación de rendimiento de tres sensores ópticos reflectantes basados en fibra para la monitorización de motores aeronáuticos 23

3.1 Introducción 23

3.2 Descripción del montaje 25

3.3 Programa de ensamblaje, calibración y pruebas 27

3.4 Resultados y discusión 28

3.5 Conclusiones 34

CAPÍTULO 4: Algoritmos 37

4.1 Algoritmos de adquisición 37

4.2 Algoritmos de postprocesado 40

BIBLIOGRAFÍA 53

APÉNDICES 57
Apéndice A1: Manuales de usuario 57
Adquisición de datos 57
Postprocesado de datos 58
Apéndice A2: Análisis de la FFT del cociente de señales V_2/V_1 que contiene la información de paso de los álabes 63
CONCLUSIONES 73
LÍNEAS FUTURAS 75
APORTACIONES 77
Contribuciones a la tesis 77
Otras contribuciones 77
Congresos 78
ARTÍCULOS 79

Índice de Figuras

Figura 1.1 Ciclos del funcionamiento de un motor de combustión interna tradicional.....2

Figura 1.2 Estructura simplificada de un turbomotor 3

Figura 1.3 Diferentes morfologías de álabes. Álabes de compresor a la izquierda y de turbina a la derecha. 6

Figura 1.4 Diseño conceptual del sensor óptico de distancia utilizado. 7

Figura 1.5 Conexión de los componentes.....8

Figura 2.1 (a) Fotografía de la sección transversal del mazo de fibras (que muestra solo la fibra emisora central, así como el anillo más interno y externo). Todas las configuraciones comparten el mismo esquema geométrico general, pero la geometría exacta del mazo de fibras y las características físicas y ópticas de estas varían de una configuración a otra. (b) Ilustración del principio de funcionamiento del sensor óptico: la luz reflejada es recogida por dos anillos independientes de fibras receptoras. (c) Descripción detallada del mazo de fibras en la quinta configuración. (d) Sección transversal del mazo de fibras en la quinta configuración (Sensor Óptico 3, SO 3). 13

Figura 2.2 (a) Ilustración de la distribución geométrica de los sensores en el banco de pruebas de la turbina. (b) Fotografía de uno de los adaptadores micrométricos construidos ad-hoc que se utilizan para insertar con precisión la sonda óptica en la carcasa. (c) Montaje de uno de los sensores ópticos en el banco de pruebas de la turbina.....15

Figura 2.3 Detalle de la sonda óptica (a) instalada dentro de uno de los adaptadores, y (b) durante una calibración de laboratorio con álabe de repuesto.....15

Figura 2.4 Curva de respuesta de los tres sensores ópticos SO 1, SO 2 y SO 3 en función de la distancia desde la superficie de interés hasta la punta del sensor. La región sombreada define la región de trabajo de interés. SO 1: sensor óptico comercial de Philtec. SO 2 y SO 3: sensores de diseño personalizado que operan en las regiones de pendiente posterior y frontal (segunda y primera regiones lineales), respectivamente.....16

Figura 2.5 Curvas de respuesta para diferentes configuraciones de sensores. A la izquierda, para la quinta configuración (Config. 5), la curva de calibración completa se muestra en línea discontinua y la pendiente frontal se resalta en línea continua. A la derecha, las pendientes posteriores del resto de configuraciones se muestran aumentadas 20 veces. ...17

Figura 2.6 (a) Señales de los 3 sensores ópticos OS 1, OS 2 y OS 3 ante el paso de un álabe. La zona sombreada en gris representa el datum y las zonas sombreadas en rojo el espacio entre álabes. (b) Modelo 3d del álabe donde se indica el recorrido del haz de luz laser emitido por la fibra emisora. 18

Figura 2.7 Comparación de la velocidad instantánea de la turbina para varias vueltas del eje ofrecida por SO 3 y la señal OPR.....19

Figura 2.8 Histograma que representa la desviación de la velocidad instantánea calculada (SO 3) con respecto a la velocidad de referencia OPR (4945 rpm). 20

Figura 3.1 Secciones transversales de las cabezas sensibles de los tres sensores ópticos comparados: OS 1 (izquierda), OS 2 (centro) y OS 3 (derecha). Las imágenes no se han representado a escala. Ri y Ro indican radio interior y exterior para los sensores OS 2 y OS 3. 26

Figura 3.2 Representación esquemática de la conversión de luz a voltaje para OS 2 y OS 3. PD indica fotodetector. PD 1 y PD 2 están conectados a los anillos interior y exterior, respectivamente. 27

Figura 3.3 Velocidad instantánea de la turbina en diferentes vueltas del eje medida por diferentes sensores ópticos. La velocidad de referencia fue definida por la señal OPR. 29

Figura 3.4 Señales de forma de onda correspondientes a OS 3 en dos casos diferentes: (a) un álabe con un área pintada de negro; (b) un álabe con reflectividad variable a lo largo del datum. 30

Figura 3.5 Comparación entre un álabe estándar (curva azul) y un álabe con una característica inesperada (curva negra). En este caso, la característica corresponde a una pequeña área ennegrecida en la plataforma larga del álabe (marcado con un rotulador negro). 31

Figura 3.6 Respuesta de la señal de OS 3 al paso de un álabe estándar durante 1100 revoluciones. La curva negra representa la curva de respuesta promedio, mientras que la curva azul corresponde a la curva de una sola revolución. 32

Figura 3.7 Valores individuales de TC para cada álabe a 3627 rpm, donde las barras de error representan la desviación estándar durante más de 20.000 revoluciones. 33

Figura 3.8 Valores de TC de cada uno de los 94 álabes obtenidos con OS 3 en tres puntos de trabajo diferentes. 34

Figura 4.1 Interface del módulo “Adquirir datos.gvi. 37

Figura 4.2 Entradas y salidas para el módulo Get channels.gvi 38

Figura 4.3 Entradas y salidas para el módulo Crear metadatos.gvi 38

Figura 4.4 Bucle encargado de la adquisición de datos. 39

Figura 4.5 Diagrama de flujo para el proceso de adquisición de datos. 39

Figura 4.6 Interface del módulo “obtener maximos y minimos de OPR.vi” 40

Figura 4.7 Interface del módulo “obtener maximos y minimos de TCs.vi” 41

Figura 4.8 Diagrama que muestra la conexión de las sondas en función de su conexión original durante el test. 42

Figura 4.9 Valores de calibración de 3 sensores ópticos insertados en el programa de postprocesado. 43

Figura 4.10 Interface del módulo “multi slope offset.vi” 43

Figura 4.11 Cluster con parámetros de threshold para los diferentes sensores. 44

Figura 4.12 Ejemplo ideal con cinco pulsos no cortados..... 45

Figura 4.13 Ejemplo problemático con cinco pulsos no cortados y un pulso con salida cortada. 46

Figura 4.14 . Eliminación de álabes sin flanco de salida..... 46

Figura 4.15 Preencolando datos descartados en la iteración anterior. 47

Figura 4.16 Entradas y salidas para el módulo “de llegas lineales a llegadas por álabes.vi”. 48

Figura 4.17 Entradas y salidas para el módulo “llegadas por alabe a rpm.vi” y “muestras por vuelta a rpm.vi”. 48

Figura 4.18 Entradas y salidas del módulo “entradas salidas por alabes a TCs.vi”. 49

Figura 4.19 Entradas y salidas del módulo “abrir datos universidad subvi.vi”. 49

Figura 4.20 Interface del módulo “abrir datos universidad subvi.vi”. 50

Figura 4.21 Cálculo y visualización del valor TC obtenido para un álabe. 50

Figura 4.22 Cluster con los resultados obtenidos del análisis de los álabes. 51

Figura 4.23 Entradas y salidas para el módulo “convertir a TC vs RPM escalones.vi” ... 52

Figura 4.24 Diagrama de flujo..... 52

Figura A1.1 Panel frontal del programa de adquisición de datos. 57

Figura A1.2 Panel de constantes de conversión. 58

Figura A1.3 Parámetros a configurar durante la recuperación de datos. 59

Figura A1.4 Parámetros de configuración para la carga de datos. 60

Figura A1.5 Parámetros de threshold de cada sensor..... 60

Figura A1.6 Botones para el control de la ejecución del postprocesado. 61

Figura A1.7 Cluster de resultados. 62

Figura A1.8 Panel frontal del módulo “Resultados.vi”..... 63

Figura A2.1 Forma de onda del cociente de señales V2/V1 para el paso de 10 álabes. ... 63

Figura A2.2 Pulso rectangular elemental de 1 ms de duración. (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT). 64

Figura A2.3 Tren de pulsos rectangulares elementales de 1 ms de duración repetidos cada Trep=10 periodos (frep=100 Hz). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT). 65

Figura A2.4 Espectro (FFT) ampliado del tren de pulsos rectangulares elementales de 1 ms de duración repetidos cada Trep=10 periodos (frep=100 Hz). 66

Figura A2.5 Espectro (FFT) del cociente de señales V2/V1 para el paso de 10 álabes. .. 67

Figura A2.6 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz (periodo de 1 ms). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT) 68

Figura A2.7 Espectro (FFT) ampliado de la señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz (periodo de 1 ms) 69

Figura A2.8 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz y de duración igual a 1 ms (un periodo). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT) 70

Figura A2.9 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz, de duración igual a 1 ms (un periodo) y repetida cada 10 ms (10 periodos). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT). 71

Índice de Tablas

Tabla 2-1 Detalles de las diferentes configuraciones de sensores. 12

Tabla 2-2 Errores del SO 1, SO 2 y SO 3 al detectar la velocidad álabe a álabe. 18

Tabla 2-3 Resumen del análisis estadístico correspondiente a los datos mostrados gráficamente en la Figura 8. El resumen muestra los resultados correspondientes al SO 1, SO 2 y SO 3. Velocidad nominal del punto de trabajo analizado: 4945 rpm..... 20

Tabla 3-1 Estabilidad de la señal sobre 1100 vueltas de turbina en cinco puntos equidistantes a lo largo de un álabe estándar (vid. Figura 3.6)..... 32

Tabla 3-2 Valores de TC a diferentes revoluciones por minuto para un álabe no estándar (álabe 54), sin el factor de corrección y con dicho factor. 33

CAPÍTULO 1: Introducción

1.1 Estructura de la tesis

En este documento se presenta el trabajo realizado durante la tesis, en el ámbito de los motores aeronáuticos, para desarrollar una plataforma para la adquisición de datos tanto en laboratorio como en condiciones reales y para la posterior recuperación y postprocesado de datos. Para ello, se ha contado con la colaboración del Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA) de Zamudio. En CTA se han podido probar diseños reales de rotores de motores ligeramente escalados en un túnel de viento. También se ha contado con la colaboración del Instituto Tecnológico de las Fuerzas Aéreas (Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, ITWL) de Varsovia (Polonia). Allí se han podido realizar medidas en un motor militar real en un banco de pruebas.

En el capítulo 1 se hace una introducción a la rama de los motores aeronáuticos, así como un resumen de los medios que se han utilizado durante esta tesis. Esto se hace para facilitar el seguimiento del documento y del proceso para lectores y lectoras ajenas a estos ámbitos.

En el capítulo 2 se trata sobre diferentes tipos de sensores que se han utilizado con anterioridad para entender sus orígenes y funcionamiento. También se explican los motivos por los cuales se ha trabajado con el sensor finalmente utilizado.

En el capítulo 3 se hace una comparativa del rendimiento de sensores ópticos similares que se han utilizado durante la tesis. Aquí se pone de manifiesto el buen funcionamiento de este tipo de sensor para la medida de Tip Clearance (TC).

El capítulo 4 está dedicado al software. En él se explican los pasos que se han seguido para desarrollar un sistema completo que registra todos los datos captados por los sensores y señales de interés facilitadas por las instalaciones. Este sistema también permite visualizar dichos datos y postprocesarlos.

A continuación, se añaden unos apéndices que constan de un manual de usuario y una explicación sobre la aplicación de la FFT. También se añade un resumen de las principales conclusiones de esta tesis y se enumeran las líneas futuras a partir del trabajo realizado. Para finalizar, se muestra una relación de las publicaciones y contribuciones que se han conseguido realizar durante la tesis.

1.2 Turbomotores y turbinas de gas

1.2.1 Introducción al funcionamiento de turbomotores

Los turbomotores de las aeronaves tienen un funcionamiento similar a los motores de combustión tradicionales de pistones que se pueden encontrar en los vehículos de gasolina.

Estos motores de cuatro tiempos tienen una etapa de admisión, compresión, explosión y escape (Figura 1.1):

- En la etapa de admisión se introducen la mezcla necesaria en el cilindro.
- En la etapa de compresión se comprime la mezcla para obtener la presión y temperatura correcta para que se pueda producir la explosión.
- En la etapa de la explosión se provoca la explosión de la mezcla mediante la generación de un arco eléctrico o chispa.
- En la etapa de escape se expulsan los gases fuera del cilindro.

En las etapas de admisión, compresión y escape se requiere energía para aspirar, comprimir y expulsar los gases. La etapa de explosión es la única en la que se produce un aporte de energía al sistema mecánico.

El sistema es capaz de mantenerse en movimiento durante las etapas que necesitan un aporte de energía gracias a la energía cinética previamente almacenada durante la etapa de explosión. Esta energía generada durante la fase de explosión es almacenada en el volante motor y las demás piezas en movimiento. De esta manera, una vez conseguida esta realimentación, el motor de pistones de un vehículo sigue funcionando de manera continua. Todas estas fases o etapas ocurren en un mismo lugar, que en este caso es el cilindro.

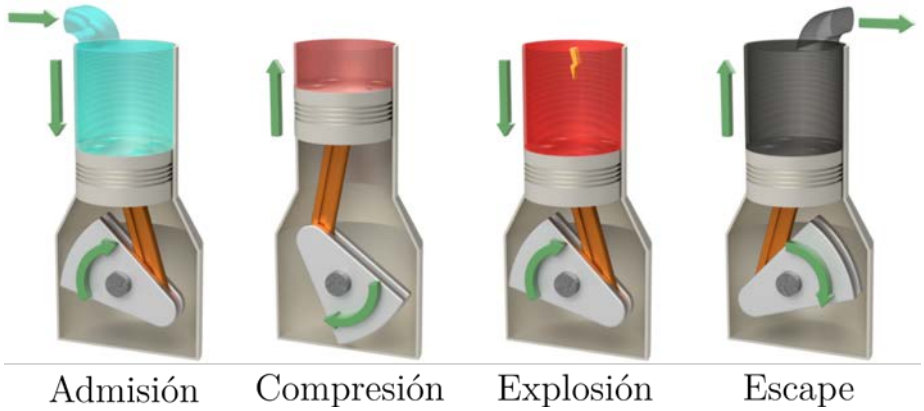


Figura 1.1 Ciclos del funcionamiento de un motor de combustión interna tradicional

En el caso de los motores de turbina, nos podemos imaginar un volumen confinado con forma tubular, abierto en la entrada y la salida (Figura 1.2). Los gases han de pasar por diferentes zonas desde la entrada hasta la salida y, esta vez, las etapas de admisión, compresión, explosión y escape tienen zonas separadas dentro del motor:

- Inicialmente, el motor aspira un gran volumen de aire en la entrada, que sería la fase de admisión.
- A continuación, se llega a la etapa de compresión. En esta etapa, dicho gas es comprimido por el compresor axial, que está formado por varios discos giratorios con álabes.

- El gas es conducido hacia la siguiente etapa que es la etapa de explosión. En esta parte del motor los gases llegan a alta presión, y como consecuencia de ello, también calientes. En las cámaras de combustión se pulveriza el combustible de manera continua. Este arde en contacto con los gases de entrada y el constante fuego que hay en esta zona del motor, aunque al arrancar el motor es necesario generar una chispa inicialmente. Este es el momento donde se añade energía al sistema.
- Finalmente, los gases de la explosión avanzan de manera enérgica a través de la zona de la turbina. Tanto los gases calientes que salen del interior del motor como los del aire frio que ha sido impulsado por el ventilador se mezclan en una única salida, propulsando el avión hacia delante. Esta sería la etapa de escape.

La zona de la turbina, situada en la parte final del motor, está formada por varios discos repletos de álabes. Los gases, al atravesar la turbina, transfieren a esta parte su energía cinética. Estos discos, que giran gracias a los gases de salida, están conectados al eje del motor. Dicho eje también está conectado al compresor, y es la razón por la que el motor puede comprimir los gases de entrada. De esta manera el motor se realimenta y puede funcionar de manera continua.

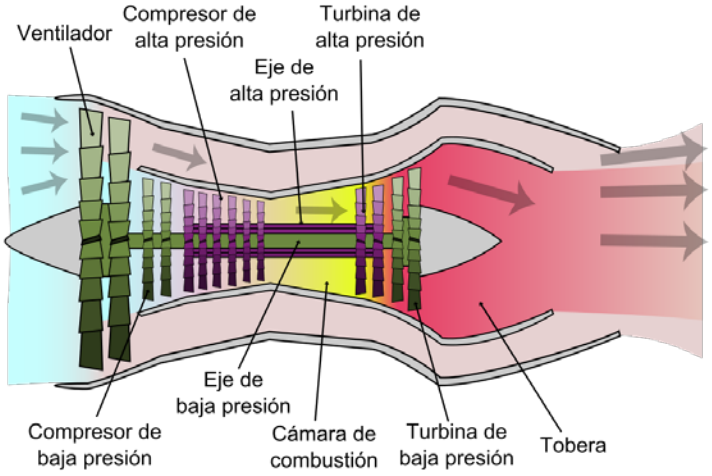


Figura 1.2 Estructura simplificada de un turbomotor

De esta manera, el compresor y la turbina giran a la misma velocidad ya que están unidos por el mismo eje. Se puede dar el caso de que un motor tenga varios ejes concéntricos. Así, la parte más interna del compresor y de la turbina puede estar girando a una velocidad superior en la zona de alta presión del motor, mientras que las partes más exteriores del compresor y la turbina pueden girar a una velocidad más baja en las partes de baja presión. En los motores más grandes y sofisticados puede haber hasta tres ejes, habilitando tres velocidades de giro independientes en zonas de baja, media y alta presión.

Los motores de avión civiles, que buscan ser un transporte eficiente y barato, llevan antes del compresor un rotor propulsor o ventilador de mayor tamaño que los demás discos de álabes. De hecho, es el único disco de álabes que suele quedar expuesto a la vista. Es

precisamente este rotor propulsor el que realmente propulsa la aeronave, y no tanto los gases calientes internos del motor. Sin embargo, en el caso de motores militares, donde los criterios de eficiencia y coste no son tan prioritarios, este rotor propulsor suele ser más pequeño, o incluso inexistente, de modo que lo que realmente propulsan el avión son los gases de escape fruto de la combustión, o incluso los gases añadidos en una postcombustión.

En el caso de las turbinas de gas, al no necesitar producir un empuje, tampoco disponen de ese primer rotor propulsor. También suelen tener una turbina con más discos para extraer el máximo de energía de los gases de la combustión.

A la relación entre los gases que atraviesan que atraviesan el rotor propulsor y los gases que pasan por el interior del motor se le llama relación de derivación o Bypass ratio (BPR). De esta manera, por ejemplo el motor del Concorde tenía una BPR de 0:1 por ser sus motores puramente de reacción, mientras que los motores de un F-16 (Pratt & Whitney F100-PW-229) tienen un BPR de 0,36:1 y los motores de un Boeing 787 (Rolls-Royce Trent 1000) tienen un BPR de 10:1.

1.2.2 Problemática de los turbomotores

Los turbomotores, al igual que los motores tradicionales de combustión interna, experimentan un desgaste debido al uso continuado, de modo que requieren un mantenimiento. Dependiendo del uso que se haga del motor, el desgaste será más acusado y podrían llegar a producirse incluso daños permanentes o eventos catastróficos. Dado que, ante una falla de un motor, las aeronaves podrían caer u obligar a sus pilotos a realizar aterrizajes descontrolados, pudiendo dar lugar a un desenlace trágico. Por este motivo, la seguridad y el control sobre los motores es crítica.

Por otro lado, tampoco debe descuidarse la parte de la eficiencia energética, ya que es también importante para mantener los márgenes de beneficio de las aerolíneas o para permitir vuelos más largos. Todo ello depende en gran medida del aprovechamiento que se haga del combustible durante la explosión y la fase del escape. Idealmente, todos los gases de escape han de transferir su energía cinética a los discos de la turbina. Sin embargo, es posible que una fracción de esos gases pase entre la parte interna de la carcasa y la punta de los álabes. Esto se traduce en un transporte de peso en combustible que no ha producido un empuje útil para el avión. Para evitar esta situación, hay que tratar de conseguir que las puntas de los álabes pasen lo más cercano posible a la carcasa.

Durante la fase del diseño, todas las piezas del motor, incluidas la carcasa y los discos de la turbina, se dimensionan para que haya un ajuste óptimo. Sin embargo, durante las diferentes fases del funcionamiento del motor, encendido, despegue, vuelo y aterrizaje, las diferentes partes del motor van pasando por diferentes temperaturas, lo que provoca que las piezas se dilaten en mayor o menor medida, dando lugar a diferentes tolerancias entre piezas. En concreto, los discos de álabes, al ser piezas que giran a alta velocidad, están sometidas a fuerzas centrífugas que cambian ligeramente sus dimensiones radiales.

Los motores también cuentan con herramientas para calentar y enfriar la carcasa y los elementos internos del motor para controlar las dilataciones y los ajustes entre álabes y carcasa. Del buen ajuste entre estos elementos depende que el motor acabe trabajando con demasiada holgura, incurriendo en una caída de la eficiencia por la fuga de los gases entre álabes y carcasa, o que, por el contrario, los álabes acaben rozando con el interior de la carcasa del motor. Ese hueco u holgura es conocida como "*Tip Clearance*" (TC) y es un parámetro muy importante.

Los motores están preparados para tratar estas eventualidades, y en las zonas propensas al roce de los álabes suelen llevan un material de sacrificio que puede sustituirse. Sin embargo, el roce excesivo producirá un desgaste acusado y prematuro de los álabes. Si es muy grave puede acabar en un desprendimiento de parte del álabe, que a su vez puede provocar más daños a lo largo del motor, dejando el motor desequilibrado y perdiendo eficiencia. Sin embargo, tampoco conviene relajar en exceso la holgura entre álabes y carcasa, puesto que una reducción de TC de 0,25 mm consigue que los gases de salida pierdan 10 ºC, ya que estos consiguen transferir más energía a la turbina, y de esta manera, se disminuye en un 1% el consumo del motor.

Por ello, es de importancia capital mantener un control preciso del TC, lo que hace necesario instalar sensores en el motor. En nuestro caso, se ha optado por sensores ópticos instalados en la carcasa para medir distancia entre la carcasa y los álabes.

1.3 Tip clearance

Tal y como se ha avanzado anteriormente, el Tip Clearance es el término con el que se conoce al espacio libre que queda entre la punta de los álabes y las paredes interiores del motor. En las turbinas de gas se pueden encontrar valores de TC de 2 a 8 mm. Sin embargo, para motores aeronáuticos los valores son más ajustados, inferiores a 3 mm. El TC suele ser inversamente proporcional al régimen de giro debido a las fuerzas centrifugas que actúan sobre los álabes, acercando sus extremos hacia la carcasa. Sin embargo, los valores de TC también están ligados a otros factores tales como la dilatación térmica de los álabes o de la carcasa, o el desgaste de los álabes.

Conseguir un TC reducido disminuye la contaminación acústica, reduce la emisión de gases y permite que partes del motor trabajen a menor temperatura, ya que los gases salen más fríos al haber transferido mayor energía a los discos de álabes de la turbina. Un TC reducido también aumenta el rendimiento de la etapa del compresor. Por un lado, trabajar a una menor temperatura reduce el estrés en los materiales. Por otro lado, evitar el roce de los álabes con la carcasa también permite aumentar la vida útil de los álabes y los materiales de sacrificio de las paredes internas de la carcasa. Los motores pueden estar diseñados con sistemas de control activo de TC que permite enfriar y calentar la carcasa y los componentes internos del motor para ajustar adecuadamente el TC. Así, un balance adecuado de todos estos parámetros permite plantearse mantenimientos más espaciados.

Los álabes pueden presentar diferentes morfologías (Figura 1.3). Normalmente, los álabes del compresor o del rotor propulsor tienen forma similar a las aspas de un ventilador. Sin embargo, en la turbina también se pueden encontrar álabes de otro tipo. Estos álabes presentan una especie de envoltorio con forma de fleje en la cabeza. Dicho fleje forma una plataforma plana, y a veces, viene acompañado por unas cuchillas salientes. Estas cuchillas ayudan a minimizar la fuga de gases entre la pared interior del motor y los álabes.

En el caso de los álabes normales, se mide la distancia desde el sensor hasta la punta del álabe. Para el segundo tipo de álabes, se puede medir la distancia hasta la plataforma. A partir de esta distancia, apoyándose en las medidas conocidas del diseño del álabe, se puede deducir la distancia a la que se encuentra la zona más saliente del álabe.

Figura 1.3 Diferentes morfologías de álabes. Álabes de compresor a la izquierda y de turbina a la derecha.

1.4 El sensor

En el presente apartado se debate sobre los diferentes tipos de sensores disponibles y el motivo por el cual se selecciona el sensor que se ha utilizado finalmente. En la industria aeronáutica podemos encontrar diferentes tipos de sensores para la medida del TC:

- Los sensores de descarga eléctrica requieren que los álabes sean de material conductor y solo dan información de los álabes más prominentes.
- Los sensores de microondas son costosos, y los sistemas de calibrado y procesado son complicados.
- Los sensores capacitivos son muy comunes ya que son baratos y robustos, pero también requieren el uso de materiales conductores.
- Los sensores inductivos son sensibles a la forma del álabe y su velocidad de paso, lo que complica la calibración.
- Finalmente, los sensores ópticos tienen la ventaja de ofrecer una respuesta muy rápida, aunque tienen la desventaja de ser sensibles a cualquier tipo de contaminación que pueda obstruir la luz como pueden ser las virutas de materiales o los restos de combustible, aceite u hollín.

Entre todas las soluciones disponibles, el sensor óptico supera a los otros tipos de sensores en facilidad de calibrado, velocidad de respuesta y calidad de la información aportada. Por este motivo, es el tipo de sensor elegido.

Los sensores ópticos se pueden utilizar para medir distancia usando varios principios. Entre ellos se podrían haber utilizado sensores basados en interferometría o basados en el efecto Doppler; sin embargo, los sensores utilizados finalmente están basados en la distribución gaussiana de la intensidad de la luz y en la modulación de la luz reflejada.

El sensor está formado por varias fibras, y ha sido diseñado de tal forma que permite medir la distancia en un rango de unos pocos milímetros (Figura 1.4). Este sensor tiene una fibra central que emite un haz de luz láser. Alrededor tiene unas fibras distribuidas en forma de anillo concéntrico al haz emisor. La luz que se refleja en el álabe es recuperada y guiada por esas fibras, que a su vez están conectadas a un fotodetector. Hay un segundo anillo, también concéntrico, cuyas fibras también guían la luz reflejada a otro fotodetector.

Con este sensor de anillos concéntricos podemos medir a qué distancia se encuentra un objeto sabiendo que el cono de luz emitido por la fibra emisora se va expandiendo según viaja. De esta manera, la luz reflejada entra en mayor o menor medida en cada uno de los dos anillos.

En condiciones de laboratorio y con una plataforma motorizada, se puede enfrentar el sensor a un álabe y se pueden registrar los valores de señal recibidos por ambos anillos. Dividiéndolos entre ellos nos quedamos con un solo dato que podemos relacionar con la distancia desde el sensor al objetivo. Así se puede determinar su comportamiento, y se puede linealizar la zona de trabajo para obtener una conversión "*cociente_tensiones-mm*". El sensor puede tener un diseño con más de dos anillos, permitiendo a este trabajar a diferentes distancias al combinar diferentes anillos.

Figura 1.4 Diseño conceptual del sensor óptico de distancia utilizado.

1.5 Sistema de adquisición

Los datos detectados por cada sensor han de ser almacenados para su posterior análisis. Esto se ha conseguido desarrollando un software específico para las necesidades que han ido surgiendo. Se ha elegido el hardware de National Instruments y el entorno de programación de LabVIEW, ya que se contaban con conocimientos sobre dicho entorno de

programación y se contaba con tarjetas de adquisición de dicho fabricante. Esto aseguraba la compatibilidad entre el código desarrollado y el hardware disponible.

En cuanto a la programación, se ha generado un programa para adquirir datos, y otro programa que postprocesa dichos datos. Cada uno de esos programas consta de multitud de módulos que hacen posible el correcto funcionamiento del programa. El programa de adquisición genera un archivo TDMS con la información y canales seleccionados. El programa de postprocesado lee el archivo TDMS seleccionado y analizando las formas de onda de cada uno de los canales acaba obteniendo el TC de cada álabe. Esto permite sacar conclusiones de las medidas realizadas en diferentes ensayos.

Finalmente, los canales de interés se conectan a la tarjeta de adquisición. Normalmente se requieren dos canales de datos por cada sensor, y en el caso de estar disponible, también la señal de Once Per Revolution (OPR). La señal OPR permite identificar la posición absoluta del rotor y obtener fácilmente la velocidad de giro. Esta tarjeta de adquisición se conecta a un portátil u ordenador, donde se ejecuta el software (Figura 1.5).

Figura 1.5 Conexión de los componentes.

CAPÍTULO 2: Evolución de los sistemas de detección óptica para aplicaciones de motores aeronáuticos

Resumen: Los sensores ópticos reflectantes basados en mazos de fibra se perfilan como excelentes candidatos para la monitorización de diferentes parámetros en motores aeronáuticos. Precisamente, el Tip Clearance (TC), cuya definición se detalla más adelante, resulta ser un parámetro de gran interés cuya monitorización se antoja imprescindible. Dentro de esta tecnología óptica, se presenta la evolución que experimenta un sensor óptico de diseño personalizado desde su configuración primigenia hasta una quinta configuración mejorada. El rendimiento de la última configuración se compara con el de otros dos sensores ópticos que también se basan en el uso de un mazo de fibras. La comparación se ha realizado en un programa experimental en un túnel de viento transónico para motores aeronáuticos. La alta resolución y sensibilidad que ofrece la última configuración del sensor óptico abre la posibilidad a detectar defectos imperceptibles en los álabes, tales como grietas, que, de otra manera, serían difíciles de rastrear.

2.1 Introducción

Entre los diversos parámetros de interés en las turbinas de gas, el TC es uno de los más importantes ya que afecta su rendimiento, seguridad y estabilidad. Definido como el espacio de aire entre la parte más prominente de cualquiera de los álabes y la parte interior de la carcasa, su valor está relacionado con la eficiencia del motor y el consumo de combustible. Los valores altos de TC permiten que fluya una cantidad de aire entre los álabes y la carcasa sin generar trabajo útil, mientras que los valores pequeños aceleran el desgaste de la punta de los álabes con el tiempo y ponen en riesgo la integridad del motor [1]. Para las mediciones de TC sin contacto en turbinas de gas, existen varias tecnologías, como sensores inductivos [2]–[7], sensores capacitivos [8]–[10], sensores de microondas [11]–[13] y sensores ópticos [14]–[16]. Entre estos últimos, los sensores ópticos de reflexión basados en fibra ofrecen una compensación entre alto rendimiento y simplicidad de implementación. El siguiente texto tiene como objetivo presentar el rendimiento logrado con un sensor óptico de reflexión basado en fibra que demuestra una mejora respecto a las configuraciones anteriores del mismo [17], [18]. Más concretamente, tras presentar el diseño general y principio de funcionamiento del sensor óptico, mostraremos los resultados más representativos obtenidos de varios programas de prueba llevados a cabo en un túnel de viento comúnmente utilizado para pruebas de turbinas. Pondremos énfasis en el TC, pero los resultados presentados pueden brindar inspiración para otras aplicaciones en turbinas de gas.

2.2 Características y evolución en el diseño de los sensores

Si bien los sensores basados en otras tecnologías pueden brindar una mayor precisión, los sensores ópticos de reflexión basados en fibra presentan ventajas muy importantes como una mayor simplicidad, mayor robustez, bajo costo y elevado ancho de banda. Más concretamente, el sensor presentado aquí corresponde a la quinta versión o configuración que evolucionó a partir de una configuración básica inicial. Esa configuración básica inicial consiste en una fibra central de vidrio multimodo que emite luz proveniente de un diodo láser. Alrededor de ella se encuentran un conjunto de fibras de vidrio receptoras multimodo en una disposición en forma de anillo para recolectar parte de la luz reflejada en el álabe y convertirla en una foto-corriente usando un único fotodetector. Tanto la fibra emisora como las receptoras se empaquetaron en un único mazo de fibras. En esta configuración inicial, dado que la distancia está correlacionada con la intensidad de la luz recibida por el sensor, cualquier cambio de potencia no deseado en la fuente emisora de luz conduce a una medida incorrecta de la distancia al objetivo. Para evitar este comportamiento, la primera configuración incluyó un segundo anillo concéntrico de fibras receptoras (un anillo exterior o Anillo 2) conectado a otro fotodetector cuya ganancia se fijó al mismo valor que el correspondiente al fotodetector conectado al primer anillo concéntrico (el anillo interior o Anillo 1). Tal configuración nos permitió dividir las intensidades de luz recibidas de ambos anillos, de modo que el efecto de cualquier cambio en la potencia de la fuente emisora de luz se cancelara idealmente, y por lo tanto el cociente estaba directamente relacionado con la distancia al objetivo [6], [19], [20]. Es sencillo demostrar esta inmunidad a las fluctuaciones de la potencia de la fuente de luz. Para ello, tomemos la irradiancia óptica de cada fotodetector como

$$I_1 = K_0 R I_0 K_1 F_1(d),\ I_2 = K_0 R I_0 K_2 F_2(d),$$

donde I_0 es la luz que sale de la fibra emisora, R la reflectividad del objetivo, K_1 y K_2 representan las pérdidas de la fibra y K_0 incluye las fluctuaciones del láser. Al dividir ambas irradiancias ópticas, se cancelará cualquier efecto de la fuente de luz, así como los demás factores comunes. Por lo tanto:

$$I_2/I_1 = K_2 F_2(d)/K_1 F_1\,(d).$$

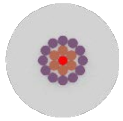
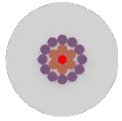
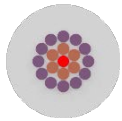
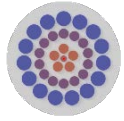
Sin embargo, hubo problemas de resolución espacial que surgieron del uso de una fuente de luz de banda estrecha combinada con una longitud relativamente corta del mazo de fibras multimodo, impidiendo la distribución modal de equilibrio [21]. Los múltiples modos que se propagan a través de la fibra interfieren entre sí creando a la salida del cabezal del sensor una especie de patrón moteado o “speckle” [22]. Este patrón es muy sensible a varios parámetros, tales como la frecuencia de la fuente láser, la deformación mecánica de la fibra o la temperatura, lo que afecta al rendimiento general del sensor [23].

Por lo tanto, para superar el problema relacionado con el patrón moteado, la segunda

configuración del sensor incluyó un mezclador de modos que consiguió una distribución uniforme de potencia luminosa a expensas de disminuir la intensidad de la luz recogida por las fibras receptoras. Además, para maximizar la sensibilidad de la curva de calibración, la segunda configuración del sensor utilizó fotodetectores con ganancias ajustadas a diferentes valores (ganancia asimétrica en fotodetectores). Con el objetivo de reducir costes, se desarrolló una tercera configuración del sensor con características similares a la primera configuración del sensor, pero utilizando fibras ópticas de plástico (FOP) en lugar de fibras de vidrio. Se realizaron algunas pruebas para ensayar con este concepto, pero las restricciones en la temperatura máxima de trabajo para las FOP hicieron que esta configuración fuera inadecuada para motores reales y limitaron su uso a condiciones de temperatura moderadas. Ambos problemas, es decir, el ruido modal y las pérdidas de potencia [24], se abordaron en las siguientes configuraciones del sensor, cuarta y quinta, sustituyendo la fibra emisora central multimodo por una fibra monomodo [25], [26]. Asimismo, en la configuración del quinto sensor, las fibras del anillo exterior fueron reemplazadas por fibras con núcleo de mayor diámetro, y el diámetro del anillo exterior también se hizo más grande. Esta actualización geométrica y óptica del diseño del mazo de fibras tenía como objetivo aumentar la distancia de trabajo de la sonda óptica resultante en comparación con la de versiones anteriores (se ofrecen más detalles más adelante en esta sección). Una mejora adicional de la quinta configuración del sensor surge de tener tres o más anillos disponibles, haciendo posible el uso del sensor para diferentes propósitos al mismo tiempo. Por ejemplo, se podrían usar dos anillos para medir el TC y otro anillo de repuesto para medir los tiempos de llegada de los álabes para el estudio de llegada de álabes o "Tip Timing". Además, al tener tres o más anillos a nuestra disposición, podríamos usar diferentes combinaciones de pares de anillos para así conseguir diferentes distancias de trabajo para medir el TC. En la Tabla 2-1 se muestra un resumen de las características más relevantes de las diferentes configuraciones.

La estructura de la quinta configuración del sensor se muestra en la Figura 2.1a. El mazo de fibras fabricado por Fiberguide siguiendo nuestros propios parámetros de diseño consta de una fibra de vidrio emisora (fibra central) y dos anillos de fibras de vidrio receptoras (anillo interior y exterior, Anillo 1 y Anillo 2, respectivamente) que rodean la fibra emisora central. Como se dijo anteriormente, el principio de funcionamiento es bastante simple: se proyecta una luz continua desde la fibra emisora central, y después de alcanzar la superficie de interés ubicada a cierta distancia de la punta del sensor, se refleja y finalmente es recolectada por ambos anillos de fibras receptoras (Figura 2.1b). El cociente de las intensidades de luz recogidas por cada uno de los anillos de fibras receptoras antes mencionados estará directamente relacionado con la distancia de la superficie de interés hasta el sensor. Aunque el sensor de la quinta generación tiene disponibles múltiples anillos incorporados, solo usamos los anillos más internos y externos para extender el rango máximo de distancias medibles (Figuras 2.1c y 2.1d). Para conectar los mazos de fibra hemos

Tabla 2-1 Detalles de las diferentes configuraciones de sensores.

	1ª configuración	2ª configuración	3ª configuración	4ª configuración	5ª configuración
Fibra emisora	Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 100 µm	Mezclador + Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 100 µm	FOP Multimodo NA = 0.5 Fibra Ø 240 µm	Monomodo NA = 0.12 Fibra Ø 4.3 µm	Monomodo NA = 0.12 Fibra Ø 4.3 µm
Fibras receptoras	Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 100 µm	Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 100 µm	FOP, Multimodo NA = 0.5 Fibra Ø 240 µm	Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 100 µm	Multimodo NA = 0.22 Fibra Ø 200 µm Fibra Ø 300 µm
Max. Temp. operación para las fibras	350 °C	350 °C	60 °C	350 °C	350 °C
Ganancia de cada fotodetector	G1 = 0.75 x 104 V/A G2 = 0.75 x 104 V/A	G1 = 0.75 x 105 V/A G2 = 2.38 x 105 V/A	G1 = 0.75 x 105 V/A G2 = 2.38 x 105 V/A	G1 = 0.75 x 105 V/A G2 = 2.38 x 105 V/A	G1 = 1.51 x 103 V/A G2 = 1.51 x 105 V/A
Rango de distancia de trabajo	3-7 mm	3-7 mm	0-5 mm	0-5 mm	2.5-4.3 mm
Curva de calibración	V2/V1 = -0.089d + 1.8783 R2=0.9945	V2/V1 = -0.2002d + 2.4578 R2=0.9455	V2/V1 = -0.213d + 5.0064 R2=0.9997	V2/V1 = -0.2167d + 3.8448 R2=0.9882	V2/V1 = 43.36d – 67.57
Sección transversal					

recurrido a dispositivos estándar: la fuente de luz es un diodo láser de longitud de onda de 660 nm de Thorlabs (S4FC660), los fotodetectores son fotodiodos PIN de silicio de Thorlabs (PDA 100A-EC) y el sistema de adquisición de datos es un dispositivo de E/S multifunción de National Instruments (USB-6366) con una frecuencia de muestreo de 2 MS/s. Finalmente, controlamos todos estos componentes usando un software diseñado a la medida en el entorno de LabVIEW.

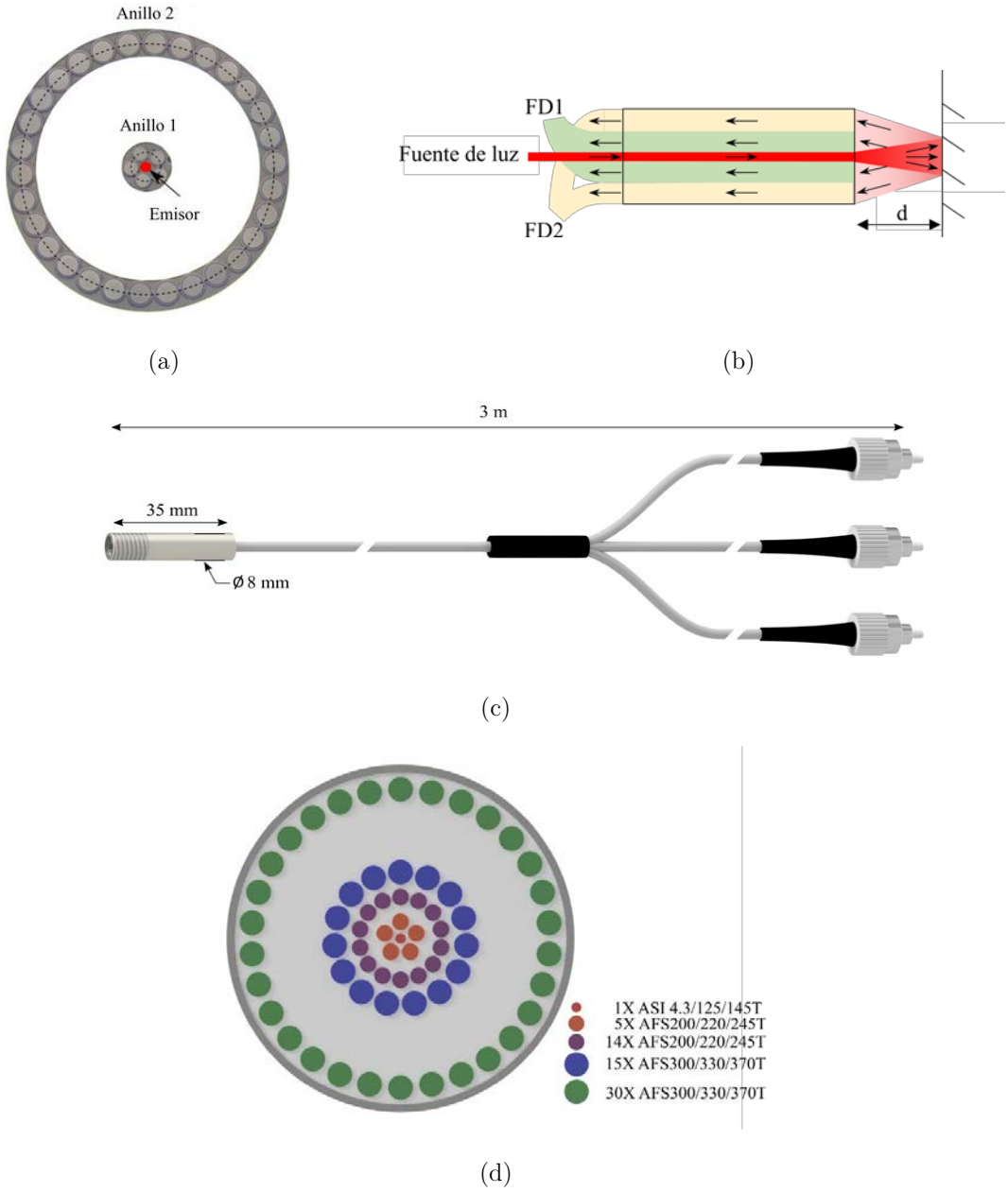
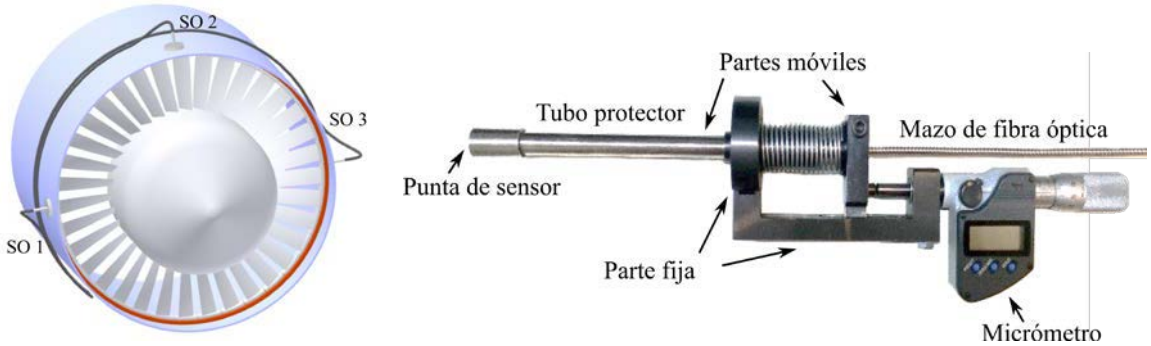


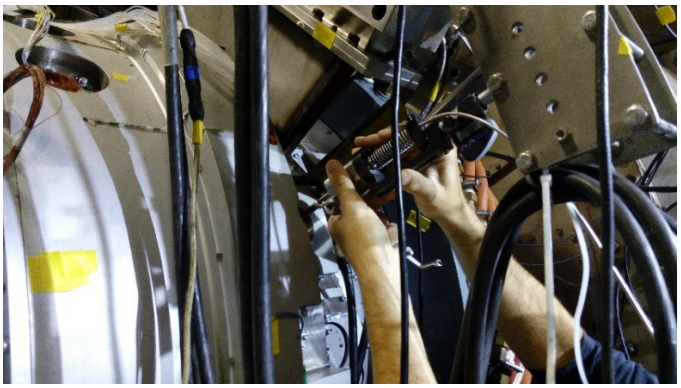
Figura 2.1 (a) Fotografía de la sección transversal del mazo de fibras (que muestra solo la fibra emisora central, así como el anillo más interno y externo). Todas las configuraciones comparten el mismo esquema geométrico general, pero la geometría exacta del mazo de fibras y las características físicas y ópticas de estas varían de una configuración a otra. (b) Ilustración del principio de funcionamiento del sensor óptico: la luz reflejada es recogida por dos anillos independientes de fibras receptoras. (c) Descripción detallada del mazo de fibras en la quinta configuración. (d) Sección transversal del mazo de fibras en la quinta configuración (Sensor Óptico 3, SO 3).

Cada uno de estos sensores ópticos se ha insertado en tres orificios radiales separados 90 grados entre sí en la carcasa de la turbina (Figura 2.2). El posicionamiento preciso de los sensores ópticos dentro de la carcasa es crucial; para conseguirlo, hemos empleado adaptadores accionados por micrómetros construidos por nosotros ad-hoc.

En aras de la comparación, hemos probado tres Sensores Ópticos (SO) en varias etapas de un banco de pruebas de turbina ensamblado en un túnel de viento transónico. Por un lado, el primer sensor, etiquetado como SO 1, es el sensor Philtec (modelo RC171) disponible comercialmente. En este sensor, las fibras de transmisión y recepción están separadas en dos patrones semicirculares independientes, y están dispuestas de manera aleatoria en el interior. Su apertura numérica (NA) es de 0,22 y el diámetro de la cabeza del sensor es de 4,75 mm. Este sensor tiene su propio circuito interno, que polariza su fuente láser y convierte la señal óptica recibida en una señal eléctrica que es adquirida por nuestro sistema de adquisición de datos. El ancho de banda del SO 1 es de 20 kHz. Por otro lado, los mazos de fibra del segundo y tercer sensor, etiquetados como SO 2 y SO 3, respectivamente, son fabricados por Fiberguide, y corresponde a dos variantes de la quinta configuración de nuestro diseño. El modelo teórico que rige en estos sensores se basa en la emisión cuasi-Gaussiana de la fibra transmisora [27]. Teniendo en cuenta dicho modelo y las limitaciones de diseño impuestas por las especificaciones de la turbina (diámetro máximo permitido del mazo de fibras, rango de trabajo esperado del TC, etc.), sus características teóricas se han calculado con la ayuda de simulaciones por ordenador. Este trabajo preliminar facilita el diseño de un sensor que cumpla con los requisitos operativos. El SO 2 y el SO 3 son en su mayoría idénticos, excepto por los radios de los anillos exteriores debido a las razones que se explican a continuación. Así, los radios del Anillo 1 y del Anillo 2 en el SO 2 son de 200 µm y 930 µm, respectivamente, mientras que en el SO 3 son de 200 µm y 1800 µm, respectivamente. En cuanto a la fibra emisora central de ambos sensores, consta de una fibra de sílice monomodo de 4,3 µm de diámetro con un NA de 0,12, mientras que las fibras receptoras son fibras de sílice multimodo de diámetros de 200 a 300 µm (para el anillo más interno y externo, respectivamente) con un NA de 0,22. Los diámetros del cabezal del sensor son de 8 mm.



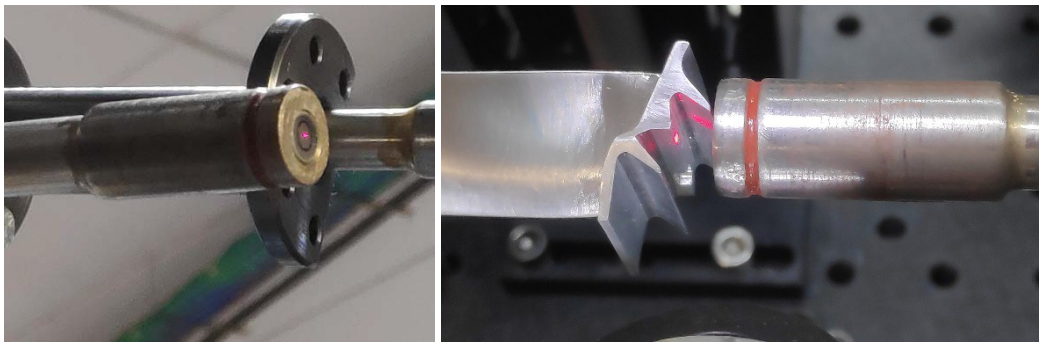
(a) (b)



(c)

Figura 2.2 (a) Ilustración de la distribución geométrica de los sensores en el banco de pruebas de la turbina. (b) Fotografía de uno de los adaptadores micrométricos construidos ad-hoc que se utilizan para insertar con precisión la sonda óptica en la carcasa. (c) Montaje de uno de los sensores ópticos en el banco de pruebas de la turbina.

Previamente a las pruebas reales en el túnel de viento, los sensores fueron calibrados en condiciones de laboratorio (Figura 2.3).



(a) (b)

Figura 2.3 Detalle de la sonda óptica (a) instalada dentro de uno de los adaptadores, y (b) durante una calibración de laboratorio con álabe de repuesto.

La Figura 2.4 muestra las curvas con las respuestas que relacionan el cociente de las intensidades de luz detectada con la distancia al objetivo. Por lo tanto, si aumentamos la distancia al objetivo, la luz reflejada iluminará progresivamente el anillo más interno y el más externo (Anillo 1 y Anillo 2), de modo que la curva de respuesta (V2/V1) aumentará en la primera región lineal (es decir, la región de pendiente frontal) hasta alcanzar un máximo; para distancias más largas, el punto de luz reflejado sobre el propio sensor excederá los límites del anillo más externo, de modo que la curva de respuesta disminuirá en la segunda región lineal (o la región de pendiente posterior) [27].

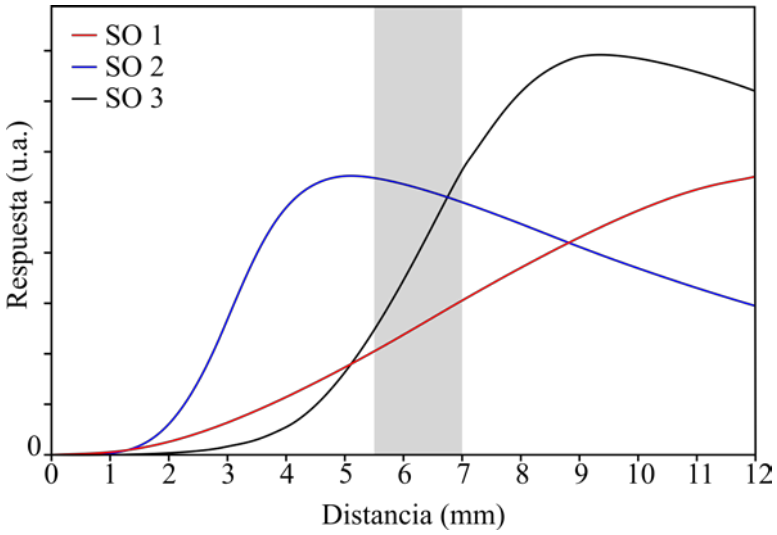


Figura 2.4 Curva de respuesta de los tres sensores ópticos SO 1, SO 2 y SO 3 en función de la distancia desde la superficie de interés hasta la punta del sensor. La región sombreada define la región de trabajo de interés. SO 1: sensor óptico comercial de Philtec. SO 2 y SO 3: sensores de diseño personalizado que operan en las regiones de pendiente posterior y frontal (segunda y primera regiones lineales), respectivamente.

Podemos cambiar la sensibilidad de la curva de respuesta y aumentarla disminuyendo el radio del anillo más externo, pero a expensas de una transición más rápida de la primera región lineal a la segunda. De esta forma, se puede observar en la Figura 2.4 que, debido al radio más corto del Anillo 2, la curva de respuesta del sensor SO 2 cambia más rápido que en el caso del sensor SO 3. Como consecuencia, la región de trabajo de interés se encuentra en la segunda región lineal para el SO 2 y en la primera región lineal para el SO 3.

La Figura 2.5 muestra el rendimiento de las diferentes configuraciones del sensor. A partir de la comparación de los resultados, se puede observar que cada configuración mejora la sensibilidad de la pendiente de las configuraciones anteriores. Por lo tanto, la quinta configuración muestra la mayor sensibilidad gracias en parte a optimizar el tamaño del anillo. Una elección adecuada de los radios de los anillos asegura que el sensor esté funcionando en la pendiente frontal más sensible para la región de trabajo de interés. Asimismo, para lograr la máxima sensibilidad, se han probado varias configuraciones de ganancia diferencial en busca de la configuración óptima (desde la versión de [24], la sensibilidad de las configuraciones anteriores ha mejorado de 0.089 a 0.2).

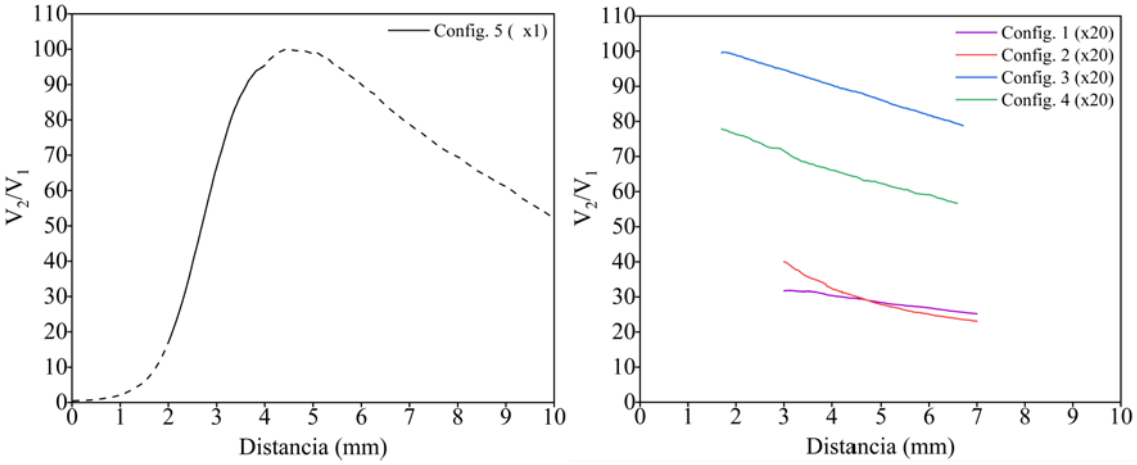


Figura 2.5 Curvas de respuesta para diferentes configuraciones de sensores. A la izquierda, para la quinta configuración (Config. 5), la curva de calibración completa se muestra en línea discontinua y la pendiente frontal se resalta en línea continua. A la derecha, las pendientes posteriores del resto de configuraciones se muestran aumentadas 20 veces.

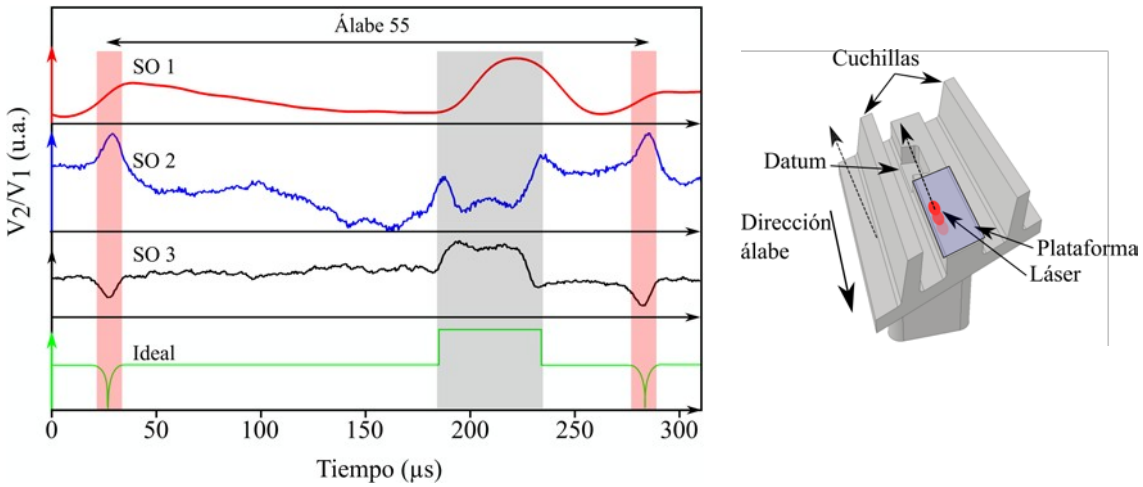
En la configuración final del sensor de diseño personalizado, podemos destacar las siguientes dos ventajas:

- Tanto las fluctuaciones en la fuente de luz como las variaciones de la reflectividad en la superficie objetivo se cancelan de forma efectiva al realizar el cociente de las intensidades de luz recolectadas por las fibras receptoras de cada anillo.
- Su sensibilidad se ha mejorado mediante el uso de una configuración de ganancia asimétrica en los fotodetectores.
- El anillo exterior se ha calculado para que el sensor funcione en la primera y más pronunciada pendiente positiva de la curva de respuesta para las condiciones particulares de esta prueba.

2.3 Resultados y discusión

La Figura 6a muestra la señal sin procesar proporcionada por cada sensor al pasar un álabe de turbina típico. Por un lado, el sensor comercial SO 1 proporciona la señal más suave, pero falla a la hora de detectar la mayoría de las características del perfil del álabe, como el datum (área sombreada en gris) o la separación entre álabes (área sombreada en rojo). Esto se debe al mayor tamaño total del haz de luz emitido y a sus propias limitaciones de ancho de banda electrónico. Por otro lado, los sensores SO 2 y SO 3 son capaces de detectar características específicas del álabe que pasa. En aras de la comparación, la curva inferior de la Figura 6a muestra una respuesta ideal al paso de un álabe típico. A partir de la figura, queda claro que la respuesta de SO 3 es la más cercana a la respuesta ideal.

En cuanto a los bordes pronunciados ascendentes y descendentes de la forma de onda de SO 3 (definidos dentro del área sombreada en gris en la Figura 2.6a), están estrechamente vinculados a los límites del datum (Figura 2.6b). Esta característica específica de la forma de onda nos permite determinar el tiempo de paso del álabe con alta precisión, lo que hace posible definir una velocidad de rotación instantánea asociada a cada álabe dentro de un giro completo de la turbina.



(a) (b)

Figura 2.6 (a) Señales de los 3 sensores ópticos OS 1, OS 2 y OS 3 ante el paso de un álabe. La zona sombreada en gris representa el datum y las zonas sombreadas en rojo el espacio entre álabes. (b) Modelo 3d del álabe donde se indica el recorrido del haz de luz laser emitido por la fibra emisora.

Una vez que se han adquirido los datos en bruto, se ha utilizado un algoritmo muy simple para detectar la llegada del álabe. Se ha aplicado un valor umbral para detectar patrones en la forma de onda. Esos patrones están vinculados a partes físicas del álabe como el datum, por lo que se ha inferido su llegada. El sensor SO3 destaca por ser el sensor más fiable que utiliza este sencillo algoritmo, ya que su señal es más estable en el tiempo y menos propensa tanto a falsas detecciones como a eventos perdidos. Los eventos perdidos conducen a errores importantes y, por esa razón, los valores de error en la Tabla 2-2 son muy altos. La llegada del álabe se puede inferir de la pendiente del pulso de llegada del datum (detección de llegada) o de la pendiente del pulso de salida (detección de salida). En nuestras pruebas, el uso del borde de salida dio lugar a resultados más estables.

Tabla 2-2 Errores del SO 1, SO 2 y SO 3 al detectar la velocidad álabe a álabe.

SO 1 borde salida	**SO 1 borde salida**	**SO 2 borde llegada**	**SO 2 borde salida**	**SO 3 borde llegada**	**SO 3 borde salida**
91%	77%	53%	70%	6%	2%

En aras de la brevedad, en la discusión que sigue solo mostramos los resultados

correspondientes al SO 3 y usando el borde de salida, el sensor que ofrece el mejor rendimiento. Si definimos la velocidad instantánea como la velocidad promedio (en rpm) durante una vuelta de turbina, entonces la señal de pulso por vuelta (Once Per Revolution, OPR) da la lectura directamente, mientras que en el caso del SO 3 se deben promediar todas las velocidades instantáneas de álabe a álabe durante una vuelta completa.

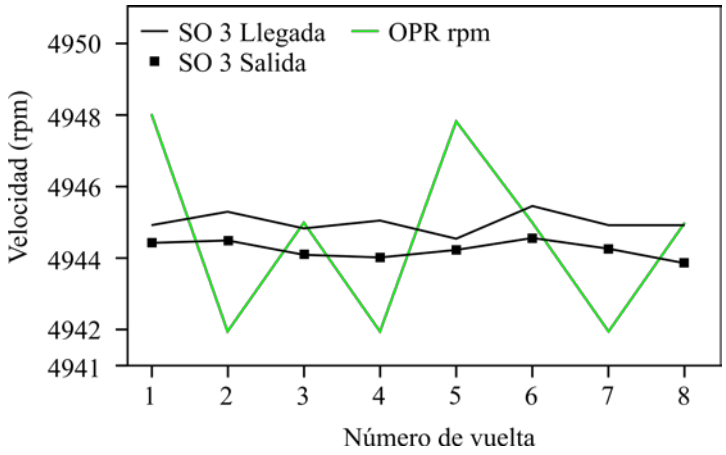


Figura 2.7 Comparación de la velocidad instantánea de la turbina para varias vueltas del eje ofrecida por SO 3 y la señal OPR.

Podemos observar que todas las curvas siguen la misma tendencia, aunque la señal OPR tiene un comportamiento fluctuante en contraste con el comportamiento más suave de SO 3 como consecuencia del proceso de promediado realizado en cada giro del eje.

Para poder apreciar mejor la precisión proporcionada por SO 3, la Figura 2.8 muestra la desviación de la velocidad instantánea determinada según SO 3 con respecto al valor de velocidad de referencia proporcionado por la señal OPR. En este caso, el tiempo de paso de cada álabe se determinó a partir del tiempo de llegada del borde de salida del datum de cada álabe. Se obtienen resultados similares si se utilizan datos del borde de llegada del datum. Aunque no se muestran en la Figura 8, los histogramas correspondientes a SO 1 y SO 2 contienen valores de datos que están mucho más dispersos y alejados del valor nominal. La Tabla 2-3 presenta un resumen del análisis estadístico en el que se destaca el mejor desempeño de SO 3 sobre los otros dos sensores ópticos.

Estas observaciones son la consecuencia lógica de la mayor calidad de la forma de onda de las señales capturadas con SO 3.

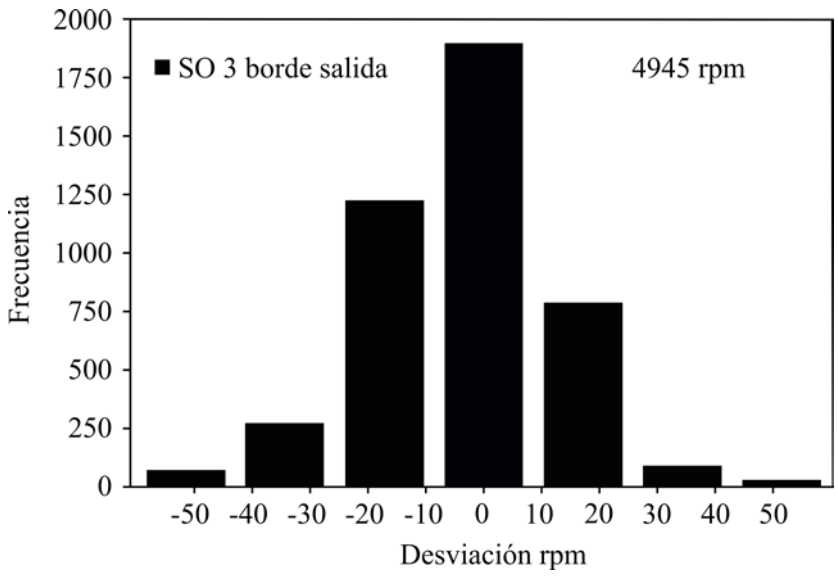


Figura 2.8 Histograma que representa la desviación de la velocidad instantánea calculada (SO 3) con respecto a la velocidad de referencia OPR (4945 rpm).

Tabla 2-3 Resumen del análisis estadístico correspondiente a los datos mostrados gráficamente en la Figura 8. El resumen muestra los resultados correspondientes al SO 1, SO 2 y SO 3. Velocidad nominal del punto de trabajo analizado: 4945 rpm.

Sensor	**Media (rpm)**	**Media de la desviación estándar (rpm)**
SO 1	- 21.37	3.06
SO 2	-141.74	7.13
SO 3	0.09	0.40

Finalmente, en cuanto a la medida del TC, uno de los parámetros de interés por su gran influencia en la eficiencia y vida útil de la turbina, el sensor óptico OS 3 vuelve a destacar sobre los otros dos sensores y ofrece la posibilidad de tomar acciones correctivas en el caso de detectar álabes no estándar, es decir, álabes con características y defectos inesperados.

2.4 Conclusiones

Se ha desarrollado un sensor óptico de reflexión basado en fibra desde su primera configuración hasta su quinta configuración. Nuestro sensor es capaz de monitorizar varios parámetros de interés en aplicaciones de motores aeronáuticos, como el TC o el tiempo de paso de álabe. Este sensor está diseñado y fabricado específicamente para cada aplicación para garantizar que operará en la parte más sensible y estable de la curva de respuesta del sensor (pendiente frontal), ofreciendo el mayor rendimiento.

Este sensor se puede personalizar fácilmente para diferentes aplicaciones que requieren mediciones sin contacto, pequeñas dimensiones e inmunidad a las interferencias electromagnéticas. Las pruebas realizadas certifican que nuestro sensor es un buen candidato para medir pequeñas distancias a alta velocidad y con gran precisión.

CAPÍTULO 3: Comparación de rendimiento de tres sensores ópticos reflectantes basados en fibra para la monitorización de motores aeronáuticos

Resumen: Entre las diferentes tecnologías ópticas disponibles, los sensores ópticos reflectantes basados en haces de fibras representan una alternativa interesante para la monitorización de parámetros en motores aeronáuticos. El Tip Clearance (TC), cuya definición se detalla más adelante, es uno de los parámetros que más preocupan a los diseñadores e ingenieros de motores. En el marco de esta tecnología óptica, se han comparado tres sensores ópticos reflectantes basados en fibra. Dos de ellos están diseñados a medida y se basan en la misma disposición geométrica de fibras, mientras que el tercero está disponible comercialmente y se basa en una disposición geométrica diferente de las fibras. Su rendimiento se ha comparado en las mediciones de TC realizadas durante un programa experimental llevado a cabo en un túnel de viento transónico para aeromotores. La solución de diseño personalizado que opera en la parte más sensible de su curva de respuesta ha demostrado ser, con mucho, la herramienta más confiable para las mediciones de TC. Su alta resolución abre la posibilidad para detectar pequeñas características/incidencias del álabe, como grietas, cambios de reflectividad, etc., que de otro modo no se podrían rastrear. Estos resultados muestran que la detección de características inesperadas en las puntas de los álabes puede tener un efecto importante en la forma de calcular el TC, dando lugar en última instancia a acciones correctivas.

3.1 Introducción

En la actualidad, la presencia de turbinas ha aumentado notoriamente en sectores críticos como el militar, el transporte civil y las centrales eléctricas, por citar unos pocos, lo que ha derivado en un interés por desarrollar diseños cada vez más eficientes con el fin de mejorar tanto su eficiencia como su durabilidad.

La eficiencia de las turbinas y su vida útil ha sido un campo de estudio durante años [28], [29]. Estos estudios han dado como resultado una mejora y un refinamiento progresivos del rendimiento y el diseño de las turbinas. La mejora antes mencionada está relacionada con diferentes elementos y/o parámetros como el Tip Clearance (TC), que se define como la distancia entre la parte más prominente de cualquiera de los álabes del rotor y la parte interior de la carcasa, también conocida como “Abradable”, material erosionable o de sacrificio [25]. Disminuir el TC permite extraer o transferir la mayor cantidad de energía

posible del fluido que atraviesa el motor. A medida que el TC disminuye, el sellado de la etapa de la turbina mejora, evitando fugas de aire no deseadas que reducen la eficiencia y el rendimiento. En general, los beneficios de la reducción de TC son un menor consumo de combustible [1], [30], la disminución de las emisiones de contaminantes [31], [32] y el aumento de la carga útil disponible [30], que son temas muy interesantes en la industria aeronáutica, especialmente para la aviación civil, que hacen que los motores sean más rentables económicamente.

Sin embargo, mantener el TC lo más bajo posible puede hacer que los álabes rocen el material de sacrificio. Aunque el material de sacrificio es un material diseñado para resistir este rozamiento, la fricción excesiva puede provocar un desgaste prematuro de ciertas partes del motor como dicho material de sacrificio o los propios álabes reduciendo el ciclo de vida del motor. Ese efecto aumentaría los costes de funcionamiento y mantenimiento [1]. Para evitar este hecho, se han desarrollado sistemas de control de TC activos [33].

Se requieren sistemas de medición de TC para monitorizar constantemente dicho parámetro y así, proporcionar a los diseñadores e ingenieros información confiable y precisa que podría evitar problemas potenciales o podría ser útil para nuevos diseños de turbinas. Actualmente, se encuentran disponibles varios sistemas comerciales de medición de TC, que se basan en diferentes sensores: sensores capacitivos [8]–[10], sensores inductivos [2][3][4][6][7], sensores neumáticos [34], galgas extensométricas [35], sensores electromecánicos [36], sensores de microondas [11][12][13][37][38] y sensores ópticos [14]–[16].

Cada tipo de sensor tiene diferentes características. Por un lado, tanto los sensores capacitivos como los inductivos tienen una respuesta de frecuencia deficiente. Por otro lado, los sensores capacitivos son conocidos por ser de bajo coste y robustos, mientras que los sensores de corrientes parásitas requieren objetivos con materiales magnéticos. Los sensores neumáticos son insensibles a la contaminación, pero requieren un hardware considerable. Las galgas extensométricas, junto con sus cables necesarios, generalmente se instalan en los álabes, interactuando con el flujo de aire que pasa y cambiando el centro de masa de la turbina [39]. Los sensores electromecánicos tienen alta resolución, pero solo proporcionan la medida correspondiente al álabe más cercano a la carcasa y no proporcionan identificación de dicho álabe. Los sensores de microondas no son sensibles a la contaminación, pero necesitan circuitos complejos. Por último, los sensores ópticos tienen dimensiones pequeñas y ofrecen una respuesta rápida, por lo que pueden proporcionar información más detallada, pero pueden verse afectados por la suciedad [40].

De acuerdo con las condiciones y limitaciones de la medición de TC en una turbina aeronáutica, donde es deseable un volumen de sensor pequeño y un ancho de banda alto, el uso de un sensor óptico es muy apropiado. Entre las soluciones ópticas disponibles para la medición de distancias, las técnicas más habituales se basan en el efecto Doppler, la interferometría, la triangulación, la modulación de intensidad y el tiempo de vuelo.

La técnica basada en el efecto Doppler ofrece un posicionamiento preciso y una alta resolución temporal sobre superficies metálicas y no metálicas [41]. La técnica de triangulación emite un haz de luz hacia el objetivo con cierto ángulo y, según la posición del objetivo, el haz reflejado incidiría sobre el sensor receptor en una posición diferente. Sin embargo, esta técnica podría experimentar problemas con formas abruptas [5], [42]. Las técnicas basadas en la modulación de intensidad se basan en la dispersión de la energía del haz de láser. Se emite un haz de láser y, a medida que viaja, la potencia de la luz por área disminuye. Por lo tanto, cuanto más tiempo viaja el haz, un fotodetector determinado detecta menos potencia por área. Sin embargo, cualquier incremento en la potencia de la fuente de luz se interpretaría incorrectamente como una aproximación del objeto al sensor, incluso si la distancia no cambia. Para evitar esto, se necesita una fuente de luz con una potencia estable. También existe una variante más compleja, basada en la dispersión gaussiana de la potencia del haz que viaja, donde se necesitan varios grupos de fibras a diferentes distancias radiales para medir cómo se distribuye radialmente la intensidad del haz [6], [18], [20], [24], [40], [43], [44]. Esta tecnología tiene más tolerancia al ángulo objetivo en comparación con la técnica basada en la intensidad, pero el sensor es más caro y complejo de construir. El método de tiempo de vuelo se basa en el tiempo que necesita el haz de luz para viajar desde el sensor hasta el objetivo y viceversa. Esta técnica es robusta y confiable, pero su precisión depende en gran medida de la pendiente del borde anterior y posterior del álabe [34]. Por lo tanto, después de comentar sobre diferentes técnicas, la técnica basada en la dispersión gaussiana es la mejor candidata debido a su inmunidad a la variación de potencia de la fuente de luz y a su mayor tolerancia a la variación del ángulo del objetivo.

Este capítulo presenta la comparación de rendimiento de tres sensores ópticos diferentes basados en la técnica de dispersión gaussiana. Primero se explica la configuración de cada uno de ellos. A continuación, se describe el montaje experimental, así como el programa de pruebas realizado en un equipo de turbinas en las instalaciones de la Fundación Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA). Posteriormente, se comparan y discuten los datos experimentales más importantes obtenidos de los tres sensores ópticos. Finalmente, se resumen las conclusiones más relevantes.

3.2 Descripción del montaje

Todos los sensores ópticos (optical sensors, OS) en esta comparativa tienen cabezales sensibles basados en fibra óptica. Uno está disponible comercialmente y los otros dos se basan en mazos de fibra óptica de diseño personalizado. La sección transversal de cada uno de ellos se muestra en la Figura 3.1. En aras de la claridad, de ahora en adelante, de izquierda a derecha, se denominarán OS 1, OS 2 y OS 3. Por un lado, OS 1 (Philtec modelo RC171) consta de varias fibras de transmisión y recepción dispuestas de manera separada en un patrón semicircular adyacente dentro del cual las fibras se distribuyen aleatoriamente. Sus especificaciones están disponibles en la Referencia [45]. Por otro lado, los dos sensores de diseño personalizado comparten el mismo tipo de estructura geométrica,

que se explica en las Referencias [25] y [18]. Ambos se basan en dos anillos concéntricos e independientes de fibra receptora que se encuentran centrados a diferentes radios de la fibra de transmisión central. Fueron diseñados en base al principio de funcionamiento demostrado matemáticamente en las Referencias [43], [44] pero incluyendo las restricciones de diseño (diámetro máximo permitido para la sección transversal del mazo de fibras, rango de trabajo de TC esperado, etc.) impuestas por las especificaciones de la turbina para tener la máxima sensibilidad en sus respectivas regiones lineales (tal y como se explica más adelante en la Figura 2.4). Con estas consideraciones en mente, los diseños personalizados fabricados que cumplieron con los límites mencionados anteriormente se muestran en la Figura 3.1. Para ambos casos, OS 2 y OS 3, la fibra de transmisión es una fibra monomodo con una apertura numérica (numerical aperture, NA) de 0.12, y el anillo interior de fibras (de radio Ri2 = Ri3 = 200 µm) está formado por cinco fibras multimodo con una NA de 0,22. El anillo exterior OS 2 (de radio Ro2 = 930 µm) está formado por 17 fibras multimodo con un núcleo de 300 µm de diámetro y una NA de 0,22, mientras que el OS 3 (con un radio Ro3 = 1800 µm) está formado por 30 fibras multimodo con un núcleo de 300 µm de diámetro con una NA de 0,22. La principal diferencia entre ambas configuraciones radica en el número de fibras receptoras y el radio del anillo en el anillo exterior: OS 3 tiene un anillo exterior de radio más grande con un mayor número de fibras en él que en el caso de OS 2.

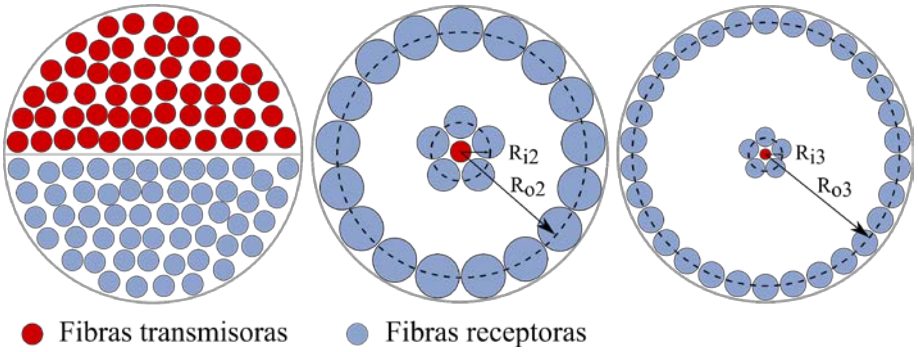


Figura 3.1 Secciones transversales de las cabezas sensibles de los tres sensores ópticos comparados: OS 1 (izquierda), OS 2 (centro) y OS 3 (derecha). Las imágenes no se han representado a escala. Ri y Ro indican radio interior y exterior para los sensores OS 2 y OS 3.

Por un lado, OS 1 integra su propia fuente de luz y un convertidor de luz a voltaje mediante optoelectrónica propietaria. Por otro lado, OS 2 y OS 3 comparten una fuente común de luz láser de onda continua (CW) con una longitud de onda de 660 nm a través de un acoplador de fibra óptica 50:50. El haz de luz llega a través de una fibra transmisora central, es proyectado sobre el álabe y, después de reflejarse en él, es recogido por cada uno de los anillos de fibra receptora: el anillo interior y el anillo exterior. Los fotodetectores PD 1 y PD 2 convierten la luz recogida por cada anillo, respectivamente, de modo que se convierten en dos niveles de voltaje, V1 y V2 (*vid.* Figura 3.2). Se considera que el ratio entre V2 y V1 minimiza los efectos indeseables relacionados con las fluctuaciones de intensidad de la fuente de luz y las variaciones de reflectividad de la superficie objetivo

[25]. Finalmente, todas las salidas de voltaje son adquiridas simultáneamente por una única tarjeta de adquisición compartida.

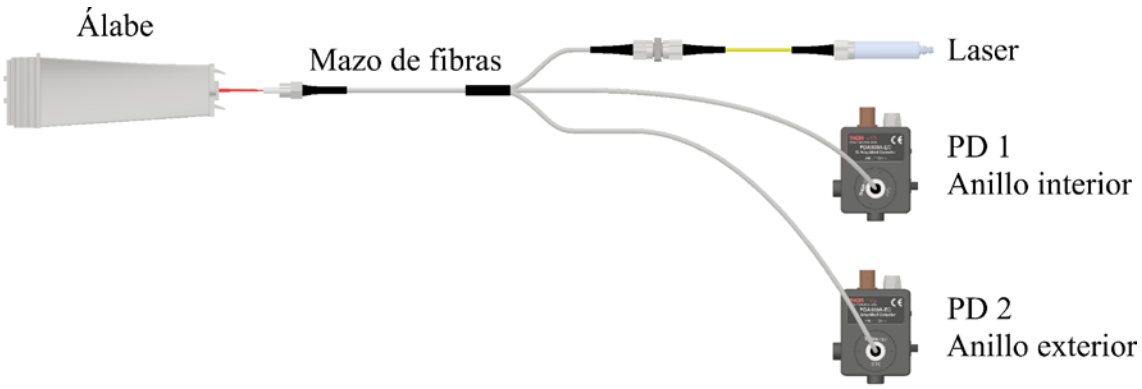


Figura 3.2 Representación esquemática de la conversión de luz a voltaje para OS 2 y OS 3. PD indica fotodetector. PD 1 y PD 2 están conectados a los anillos interior y exterior, respectivamente.

3.3 Programa de ensamblaje, calibración y pruebas

Los sensores se instalaron en el banco de pruebas para turbinas de avión en las instalaciones de CTA con el fin de calibrarlos específicamente para dicha turbina antes de que se realizaran las mediciones de TC. Para ello, se fijaron en tres de las cuatro entradas disponibles orientadas radialmente (ver Figura 2.2a) que daban acceso a la zona de la plataforma que se encuentra ubicada en el medio del perfil de la punta del álabe. El detalle de la punta del álabe y la trayectoria de la luz a lo largo de ella se muestran en la Figura 2.6b. En dicha imagen puede observarse el datum, que consiste en una zona mecanizada con forma rectangular que se utiliza como sistema de referencia para comprobar las medidas y tolerancias del álabe. El posicionamiento radial se realizó con un posicionador de precisión (Figura 2.2b).

Las curvas de calibración de los sensores ópticos se muestran en la Figura 2.4. El área sombreada representa la región de interés en la que cada sensor trabajó durante las pruebas de equipo. La distancia que se muestra en la Figura 2.4 representa la distancia desde la zona de la plataforma del álabe (Figura 2.6b) hasta la punta del sensor instalado en la carcasa del motor. Observe que OS 1 y OS 3 están operando en su región de pendiente frontal positiva y más sensible, mientras que OS 2 lo hace en su región de pendiente posterior menos sensible.

Las pruebas se llevaron a cabo en un túnel de viento comúnmente utilizado para pruebas de turbinas [25]. En resumen, el banco de pruebas constaba de dos etapas: la primera etapa

estaba formada por un compresor de aire de 3,7 MW con una sección de control de temperatura, y la segunda etapa estaba formada por una bomba de vacío de 5 MW. En la tubería que conecta ambas etapas se puede generar un caudal de aire de hasta 18 kg/s, una presión de hasta 450 kPa y una temperatura de hasta 573 °C. La turbina estaba conectada a un freno hidráulico para simular cargas cambiantes.

Las pruebas duraron de ocho a diez horas continuas por día y se repitieron durante dos semanas en días consecutivos. Se registró cada punto de prueba, ya que cada uno implicaba un cambio en las condiciones de trabajo (presión, rpm, etc.). Todos los datos de los sensores fueron adquiridos por una tarjeta de adquisición. Además, se adquirió una señal que presentaba un pulso por revolución (OPR) para la sincronización y la identificación de los álabes. A partir de los datos recopilados, se analizaron los resultados más representativos y se realizó la argumentación correspondiente. Los resultados junto con la argumentación se presentan y explican en la siguiente sección.

3.4 Resultados y discusión

A partir de las señales sin procesar de los tres sensores, se pueden obtener diferentes niveles de información y detalles de los álabes (*vid.* Figura 2.6a). Por un lado, OS 1 muestra una señal suavizada que, como veremos, es responsable del ligero retraso observado en la respuesta de la señal a características específicas del perfil del álabe. Este hecho dificulta la detección y sincronización de los diferentes eventos encontrados durante un giro completo del eje. Por otro lado, OS 2 y OS 3 son capaces de detectar características específicas, como el datum (una pequeña cavidad) y el espaciado entre álabes, de manera más clara y sin demoras, lo que resulta en un procesamiento posterior de datos más sencillo.

La alta resolución y sensibilidad que ofrece OS 3 permite determinar con precisión el paso de cada álabe. Los pronunciados bordes ascendentes y descendentes de la forma de onda nos permiten determinar con precisión los límites del datum y, en última instancia, sus tiempos de llegada. Más específicamente, la derivada de la forma de onda sin procesar produce una secuencia de picos asociados con las llegadas y salidas del datum y el espaciado entre álabes que, después de establecer un valor de umbral conveniente para dicha derivada, nos permite determinar los tiempos de paso del datum de forma precisa. Por lo tanto, dentro de un giro completo de la turbina es posible definir tantas velocidades instantáneas como número de álabes (94 en el equipo de turbina a prueba). Para la discusión que sigue, definimos la velocidad instantánea de turbina como la velocidad promedio (en rpm) durante una vuelta de turbina. Por lo tanto, la señal OPR proporciona esta velocidad directamente, mientras que en el caso de OS 1, OS 2 y OS 3, se deben promediar todas las velocidades instantáneas de álabe a álabe dentro de una vuelta completa (promedio de 94 velocidades instantáneas). Si consideramos el tiempo de paso del borde de llegada o de salida del datum como valor de referencia para definir el tiempo de paso del álabe, podemos determinar la

velocidad instantánea de la turbina. La Figura 3.3 muestra la velocidad instantánea de la turbina determinada de acuerdo con las señales de cada sensor óptico, utilizando los bordes de llegada y de salida del datum. Cabe señalar la inexactitud de los sensores OS 1 y OS 2 al intentar acercarse al valor de rpm de referencia dado por la señal OPR. De hecho, OS 1 y OS 2, utilizando el borde de llegada del datum para extraer la velocidad de álabe a álabe, produjeron una lectura de velocidad media con un error de 0,4% y 2,9%, respectivamente, mientras que el uso del borde de salida de datum produjo un error de velocidad de 2,4% y 16%. Asimismo, el resultado obtenido varía sustancialmente dependiendo de si se ha considerado el borde de entrada o de salida para la determinación del tiempo de llegada. Esto es particularmente notable en el caso de OS 1, para el cual el borde de entrada convergió al valor esperado dado por la señal OPR, mientras que el borde de salida se aleja mucho de él. En cuanto a OS 3, un examen más minucioso de su rendimiento reveló un comportamiento muy preciso independientemente del borde de referencia elegido (*vid.* Figura 2.7). Observe que todas las curvas siguieron la misma tendencia a lo largo de ocho revoluciones del rotor, pero con el rasgo distintivo de que la curva obtenida de la señal OPR tiene un comportamiento más variable en contraste con las otras dos curvas. El comportamiento suavizado del OS 3 fue una consecuencia del proceso de promediado de las 94 velocidades instantáneas involucradas en una revolución completa, pero da una visión más realista del comportamiento de velocidad real de la turbina. Esto mantuvo el error medio para OS 3 por debajo del 0,009% y el error máximo alrededor del 0,07%.

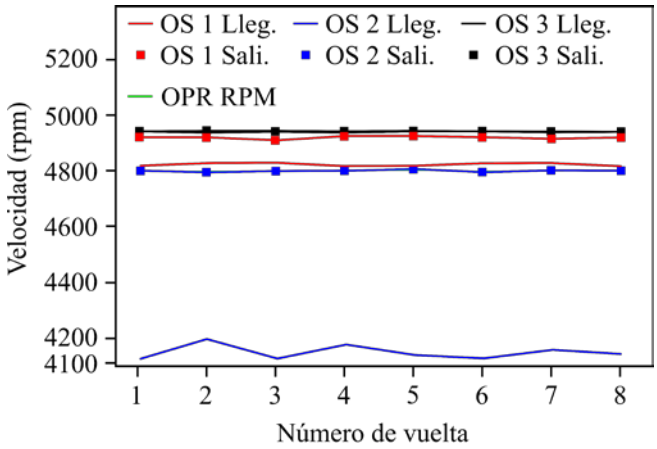


Figura 3.3 Velocidad instantánea de la turbina en diferentes vueltas del eje medida por diferentes sensores ópticos. La velocidad de referencia fue definida por la señal OPR.

Para apreciar aún más la precisión proporcionada por OS 3 frente a OS 1 y OS 2, se llevó a cabo un análisis estadístico basado en los datos de 52 revoluciones completas de la turbina. Más específicamente, para cada vuelta completa de la turbina, se determinaron 94 velocidades instantáneas de álabe a álabe y se compararon con el valor de velocidad de referencia establecido por la señal OPR. En aras de una mayor claridad gráfica, la Figura 2.7 muestra únicamente para OS 3 la frecuencia con la que se distribuyen las desviaciones de velocidad.

Aquí se ha considerado que el borde de salida del datum define el tiempo de paso de cada álabe. Aunque no se muestran en la Figura 2.8, los datos correspondientes a OS 1 y OS 2 se distribuyeron en una amplia gama de valores de velocidad, mientras que los datos de OS 3 estaban muy concentrados en torno al valor de velocidad nominal. Además, los casos de OS 1 y OS 2 mostraban también valores atípicos.

En la Tabla 2-3 se presenta un breve resumen del análisis estadístico realizado. Destaca el peor rendimiento de OS 1 y OS 2 en comparación con el de OS 3. La capacidad que tiene OS 3 para obtener la velocidad del rotor de álabe a álabe, incluso a lo largo de la duración de cada vuelta, es sobresaliente. Se obtuvieron resultados similares utilizando el borde de llegada del datum.

Estas observaciones son una consecuencia directa de la calidad de la forma de onda de las señales adquiridas, entre las cuales OS 3 sobresale sobre el resto.

La alta resolución y sensibilidad de OS 3 también brinda la capacidad de identificar características inesperadas en los álabes a través del análisis de la forma de onda correspondiente. En la Figura 3.4 se muestran dos ejemplos representativos de esta capacidad.

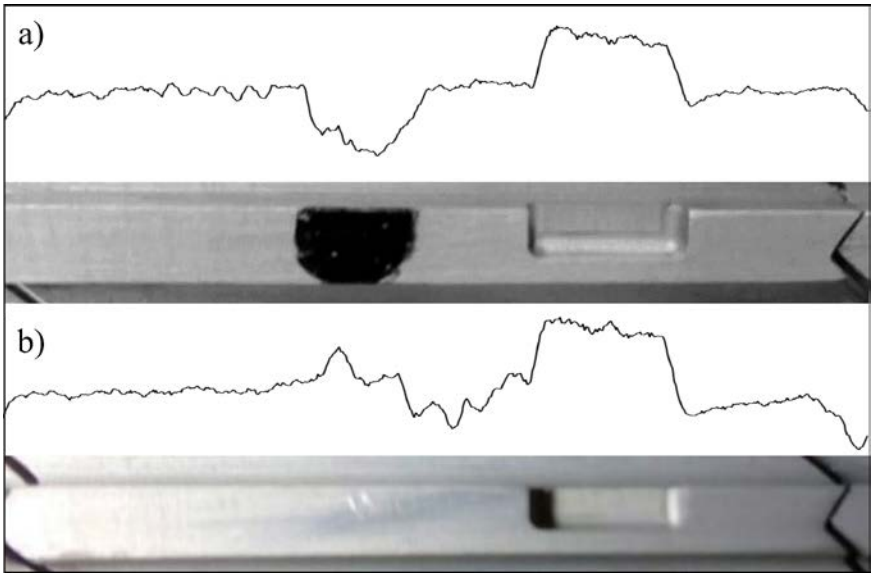


Figura 3.4 Señales de forma de onda correspondientes a OS 3 en dos casos diferentes: (a) un álabe con un área pintada de negro; (b) un álabe con reflectividad variable a lo largo del datum.

El primer ejemplo (*vid.* Figura 3.4a) muestra la forma de onda correspondiente a un álabe que contiene un punto realizado con un rotulador negro. La forma de onda muestra una clara caída en la intensidad de la luz como consecuencia de la menor reflectividad de esa área ennegrecida. Algo similar ocurre en el segundo ejemplo (*vid.* Figura 3.4b) donde la

reflectividad de la superficie varía a lo largo de la plataforma plana y, en consecuencia, se obtiene la forma de onda mostrada. Cabe señalar que la respuesta de la forma de onda al paso del resto de álabes (álabes sin características inesperadas o álabes estándar) es bastante constante.

La comparación entre la respuesta de la forma de onda a un álabe estándar y a un álabe parcialmente ennegrecido se muestra en la Figura 3.5. En este punto, es importante llamar la atención para indicar que la comparación de señales no se ha extendido a OS 1 y OS 2 ya que tienen dificultades para distinguir entre álabes estándar y álabes con alguna característica especial en su punta. Volviendo a la Figura 3.5, también debe señalarse que la respuesta de la señal al paso de un álabe estándar, siendo bastante uniforme, presenta una fluctuación de baja amplitud y alta frecuencia superpuesta a dicha señal. Aunque a primera vista puede parecer una contribución de ruido aleatorio a la señal de forma de onda real, en realidad representa la respuesta a una superficie con cierto nivel de rugosidad.

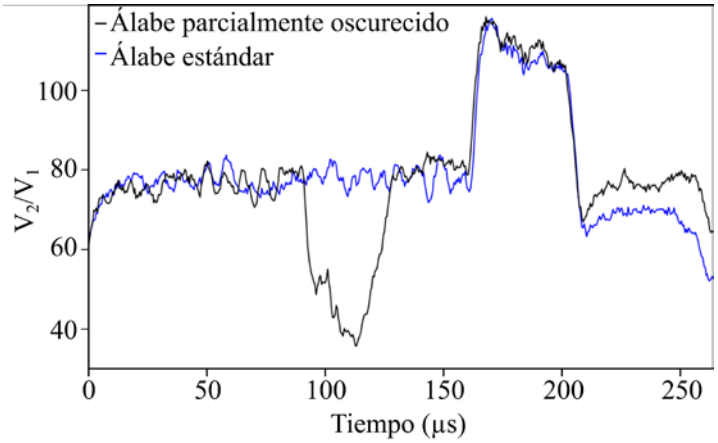


Figura 3.5 Comparación entre un álabe estándar (curva azul) y un álabe con una característica inesperada (curva negra). En este caso, la característica corresponde a una pequeña área ennegrecida en la plataforma larga del álabe (marcado con un rotulador negro).

Como evidencia de lo comentado anteriormente, la Figura 3.6 muestra la respuesta de OS 3 al paso de un álabe estándar sobre 1100 vueltas de turbina. La superposición casi perfecta de las señales sucesivas sugiere que las fluctuaciones de baja amplitud y alta frecuencia se relacionan principalmente con las características de la superficie y las irregularidades de la punta del álabe, que nuevamente confirman el bajo nivel de ruido y la alta estabilidad del sensor. Como medida cuantitativa de la misma, la Tabla 3-1 muestra los valores promedio y de desviación estándar de la señal en diferentes puntos distribuidos de manera equidistante a lo largo de un álabe estándar (puntos A, B, C, D y E en la Figura 3.6). Obsérvese que la desviación estándar no superó en ningún caso el 5% del valor medio correspondiente.

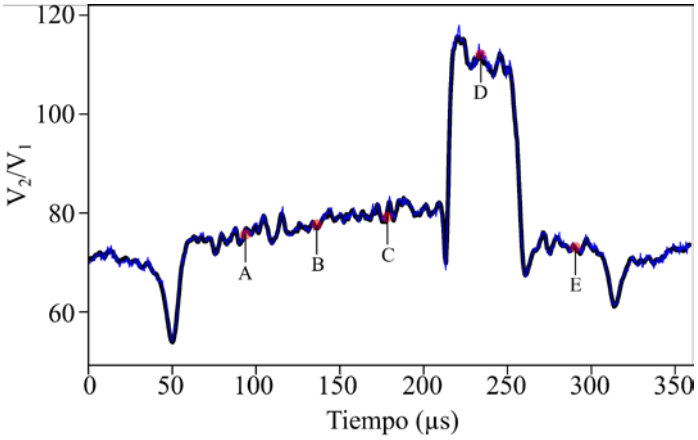


Figura 3.6 Respuesta de la señal de OS 3 al paso de un álabe estándar durante 1100 revoluciones. La curva negra representa la curva de respuesta promedio, mientras que la curva azul corresponde a la curva de una sola revolución.

Tabla 3-1 Estabilidad de la señal sobre 1100 vueltas de turbina en cinco puntos equidistantes a lo largo de un álabe estándar (vid. Figura 3.6).

Punto	Valor medio y desviación estándar (V2/V1)	Desviación estándar relativa (%)
A	74.21 ± 0.53	3.5
B	77.91 ± 0.54	2.8
C	79.28 ± 0.64	3.3
D	114.62 ± 0.73	1.3
E	73.05 ± 0.64	4.6

En las pruebas realizadas en las instalaciones del CTA, el TC fue el parámetro de interés a monitorizar. Su determinación requiere un procesamiento específico de la señal. Para el análisis que sigue en el resto del capítulo, nos centraremos en OS 3, ya que su rendimiento destaca sobre los otros dos sensores ópticos. El tratamiento de la señal antes mencionado (para un álabe estándar) consiste en promediar los datos de una sección predefinida del mismo. Más concretamente, la media se realiza sobre el conjunto de datos correspondiente a la plataforma larga de cada álabe donde, como comentamos anteriormente, el nivel de señal se mantiene bastante constante. Sin embargo, en el caso de los pocos álabes no estándar, es decir, álabes con características inesperadas, como se muestra en la Figura 3.4a, el valor de TC se calcula mal debido al efecto de esas características en la forma y el nivel de la señal. En esos casos, se pueden tomar algunas acciones correctivas para compensar los efectos dañinos en la extracción del valor de TC. Para aclararlo, tomemos a continuación el álabe número 54 (la numeración se refiere al número asignado a cada álabe según su posición de llegada comenzando a contar desde la llegada del pulso de la señal OPR). Por lo tanto, el álabe 54 es el 54-ésimo álabe detectado por OS 3 tras OPR. En tal caso, si no consideramos ninguna acción correctiva, su valor de TC resulta ser el TC mínimo de álabe entre todos los álabes, es decir, el TC de la turbina. Sin embargo, si consideramos una acción correctiva basada en la exclusión de aquellos puntos de datos que provienen de

la región problemática del álabe terminaremos con un conjunto de datos más pequeño para el proceso de promediado. De esta manera, el nuevo valor de TC será más representativo de la distancia real y el álabe 54 dejará de ser el más crítico (*vid.* Tabla 3-2).

Tabla 3-2 Valores de TC a diferentes revoluciones por minuto para un álabe no estándar (álabe 54), sin el factor de corrección y con dicho factor.

rpm	TC sin corrección (mm)	TC con corrección (mm)
2406	0.2	0.6
3627	0.3	0.5
4945	−0.2	0.4

Como prueba de la estabilidad y el bajo nivel de ruido que aporta OS 3, la Figura 3.7 muestra el mapa o distribución de TC medido con OS 3 en un determinado punto de trabajo del motor a 3627 rpm. La variabilidad de los valores de TC a lo largo del tiempo (20.000 revoluciones de motor), mostrados como barras de error verticales, dan lugar al caso más desfavorable de 20 µm dentro del mismo punto de trabajo, y el valor medio sobre los 94 álabes es inferior a 7 µm.

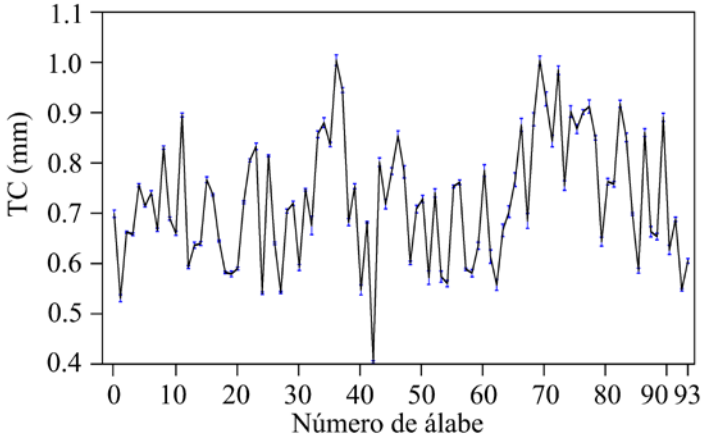


Figura 3.7 Valores individuales de TC para cada álabe a 3627 rpm, donde las barras de error representan la desviación estándar durante más de 20.000 revoluciones.

En la Figura 3.8 se muestra el mapeo de TC de todos los álabes correspondientes a tres puntos de trabajo de la turbina en orden ascendente de rpm. Para la correcta determinación del TC sobre los álabes no estándar, se aplicó la acción correctiva antes mencionada. Los resultados indican que a mayor velocidad de rotación, menor es el TC. Esto se debe a que las fuerzas centrífugas que actúan sobre los álabes hacen que estos se estiren y, por lo tanto, se acerquen a la carcasa.

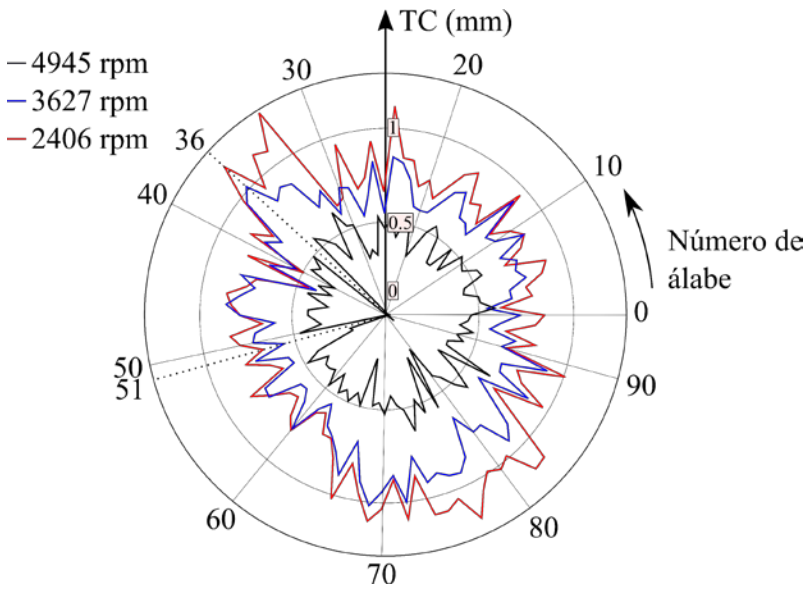


Figura 3.8 Valores de TC de cada uno de los 94 álabes obtenidos con OS 3 en tres puntos de trabajo diferentes.

3.5 Conclusiones

Hemos mostrado una comparación de rendimiento entre tres sensores de fibra óptica basados en el principio de funcionamiento de intensidad modulada (uno comercial con distribución de fibra semicircular, OS 1, y dos diseñados a medida con distribución de anillos concéntricos, OS 2 y OS 3) para aplicaciones de motores aeronáuticos. Más específicamente, los sensores se han probado en el túnel de viento disponible en las instalaciones de CTA para la medición de TC durante las pruebas de turbinas.

Los sensores de diseño personalizado OS 2 y OS 3 tenían una fibra monomodo de transmisión central y un anillo interior formado por cinco fibras receptoras multimodo (núcleo de 200 µm de diámetro y NA de 0,22). Por otro lado, sus anillos exteriores se construyeron utilizando fibras multimodo de mayor diámetro (núcleo de 300 µm de diámetro y NA de 0,22), con diferente número de fibras multimodo en cada anillo para cumplir con las diferentes especificaciones de distancia de trabajo. Cada sensor tenía diferentes curvas de calibración con dos regiones lineales (pendiente frontal y pendiente posterior). Los sensores funcionaron en diferentes regiones dependiendo de las distancias a medir. El sensor OS 3 fue diseñado con la ayuda de un programa de simulación personalizado desarrollado dentro de nuestro propio grupo de investigación "Grupo de fotónica aplicada" (APG) en la Escuela de Ingeniería de Bilbao. Ese diseño se desarrolló de tal manera que el sensor funcionara en la región de pendiente frontal de su curva de respuesta para las distancias objetivo esperadas en esta prueba. Durante la prueba, OS 3 ofreció el mejor rendimiento debido a la mayor estabilidad, menor nivel de ruido, mayor resolución y sensibilidad, y gran repetibilidad, lo que permitió mediciones más precisas. Los valores de TC durante más de 20.000 revoluciones del motor se registraron mostrando una variabilidad media por debajo de 7 µm para cada álabe en cada giro. La señal proporcionada

por OS 3 se puede relacionar directamente con la forma física del álabe, detectando las diferentes características como el entrelazamiento entre los álabes y el datum. Esa característica hace posible un desarrollo más fácil y confiable de diferentes soluciones basadas en software, como el sistema de detección de velocidad álabe a álabe que se ha probado aquí, cuyos resultados proporcionaron un comportamiento de velocidad del rotor más suave. Eso hace que el sensor OS 3 destaque como el sensor más interesante de la prueba.

Ambos sensores de diseño personalizado, OS 3 y OS 2 (aunque la señal en este último sea más ruidosa), pueden detectar pequeñas imperfecciones en la superficie como arañazos o suciedad que no son detectados por el sensor OS 1. Esta capacidad permite detectar álabes que causan lecturas de TC anómalas. En tales situaciones, el software se puede adaptar para superar ese problema. Por lo tanto, la capacidad probada para detectar irregularidades en la superficie en ciertos álabes lo hace también útil para el análisis de monitorización de la salud estructural del motor.

Nuestro mazo óptico es un excelente sensor para sistemas de medición de TC de alta velocidad. También se puede personalizar para diferentes aplicaciones en las que se debe medir pequeñas distancias. Por ello, este sensor puede resultar atractivo en aplicaciones de alta precisión que requieran mediciones sin contacto, pequeñas dimensiones e inmunidad electromagnética, como, por ejemplo, en motores aeronáuticos o en instalaciones de gas y petróleo.

CAPÍTULO 4: Algoritmos

4.1 Algoritmos de adquisición

Para poder obtener y analizar datos de cualquier experimento, es necesario disponer de una herramienta de adquisición de datos que facilite dicha tarea. Este programa de adquisición es sencillo y ha sido desarrollado en LabVIEW NXG de National Instruments. El módulo "Adquirir datos.gvi" permite adquirir hasta 16 canales analógicos (vid. Figura 4.1).

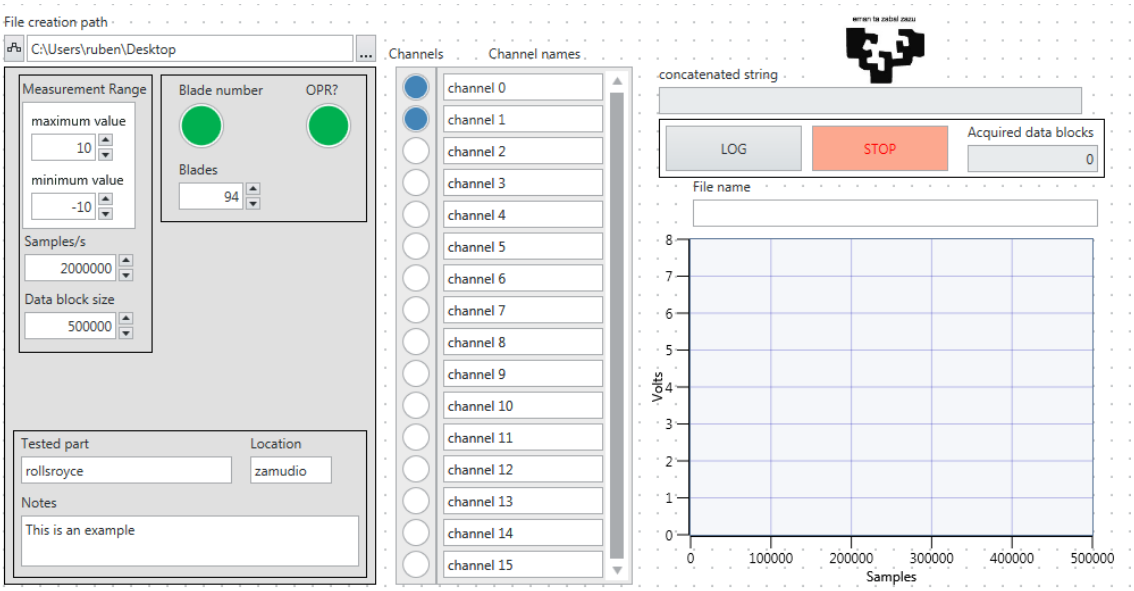


Figura 4.1 Interface del módulo "Adquirir datos.gvi.

Se pueden ir activando los canales que se requieran para la adquisición y etiquetándolos con nombres adecuados. De esta manera será más fácil identificar y analizar la información en un futuro. En cuanto se presiona el botón LOG, el programa entra en el bucle principal, del que no saldrá hasta pulsar el botón de STOP.

El programa de adquisición llama a su vez a 2 subprogramas: "Get channels.gvi" y "Crear metadatos.gvi". El módulo llamado "Get channels.gvi" (vid. Figura 4.2) irá generando un string respetando la sintaxis adecuada para crear una adquisición de datos con los canales que se están activando.

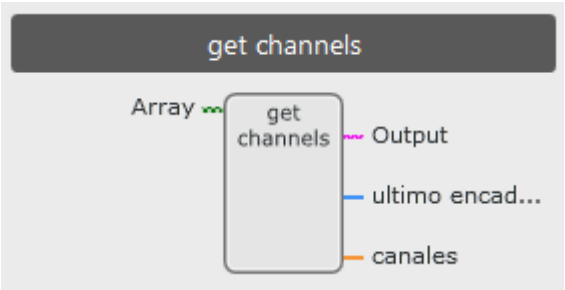


Figura 4.2 Entradas y salidas para el módulo Get channels.gvi

El módulo "Crear metadatos.gvi" (vid. Figura 4.3) crea un archivo TDMS[1] con todos los metadatos, y se encarga de transmitir las condiciones de adquisición a los siguientes módulos encargados de controlar la tarjeta de adquisición de datos.

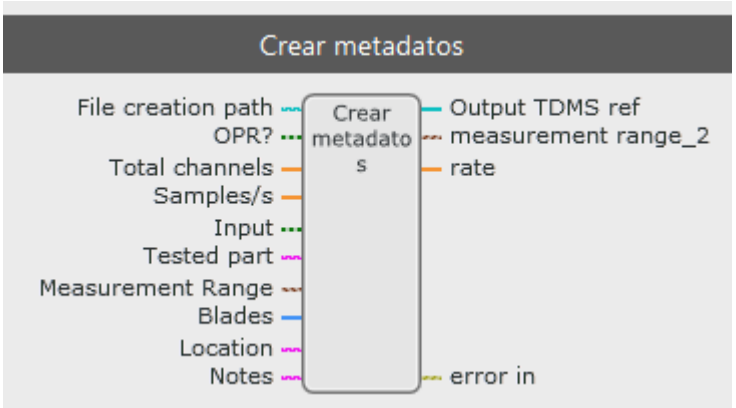


Figura 4.3 Entradas y salidas para el módulo Crear metadatos.gvi

Después de crear la tarea de adquisición de datos con las características correspondientes e iniciarla, el bucle más interno se encarga de escribir las medidas analógicas detectadas por la tarjeta de adquisición en el archivo TDMS como se puede ver en la Figura 4.4. Los datos seguirán registrándose hasta que se pulse el botón de STOP. En este momento, el programa finalizará su ejecución y el archivo TDMS estará listo para que otros programas puedan leer su contenido para el postprocesado. El proceso simplificado puede verse en la Figura 4.5.

[1] Se trata de un formato de archivo propietario de National Instruments diseñado para almacenar datos de manera eficiente, organizada y escalable.

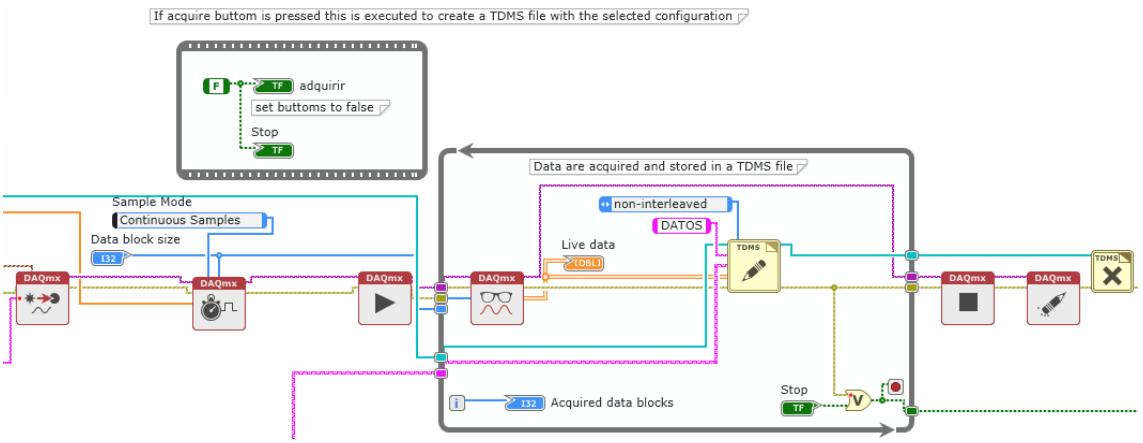


Figura 4.4 Bucle encargado de la adquisición de datos.

Figura 4.5 Diagrama de flujo para el proceso de adquisición de datos.

4.2 Algoritmos de postprocesado

Después de haber generado los archivos de adquisición, estos pueden ser visualizados y analizados. Ejecutando el programa principal "algoritmo para WAT2.vi", con los módulos "obtener maximos y minimos de OPR.vi" y "obtener maximos y minimos de TCs.vi" se cargan los archivos TDMS y se detectan los valores máximos y mínimos de la OPR y los cocientes de los sensores. Esto permite comprobar si los sensores se han saturado.

Estos subvis tienen los siguientes iconos:

Obtener maximos y minimos de OPR.vi :

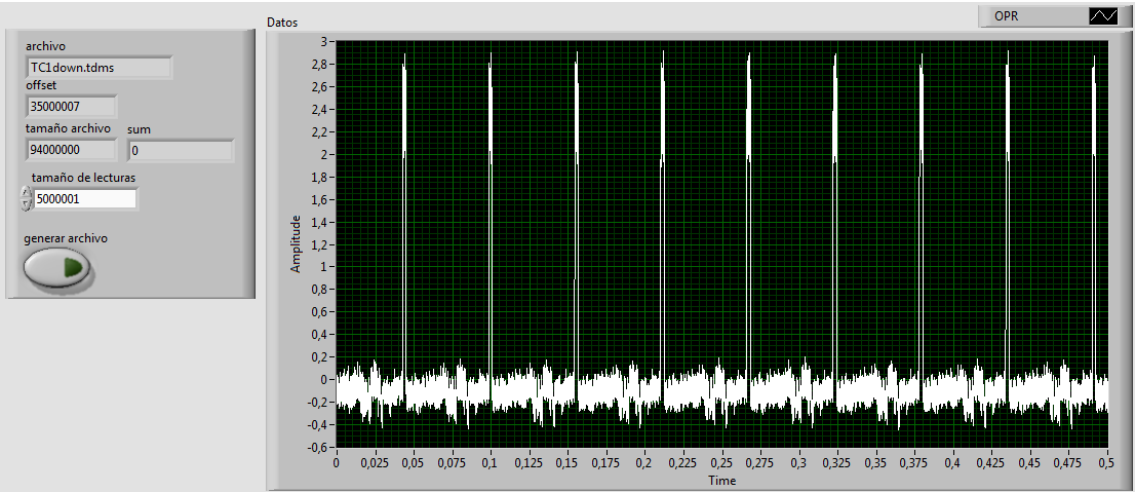


Figura 4.6 Interface del módulo "obtener maximos y minimos de OPR.vi"

Obtener maximos y minimos de TCs.vi :

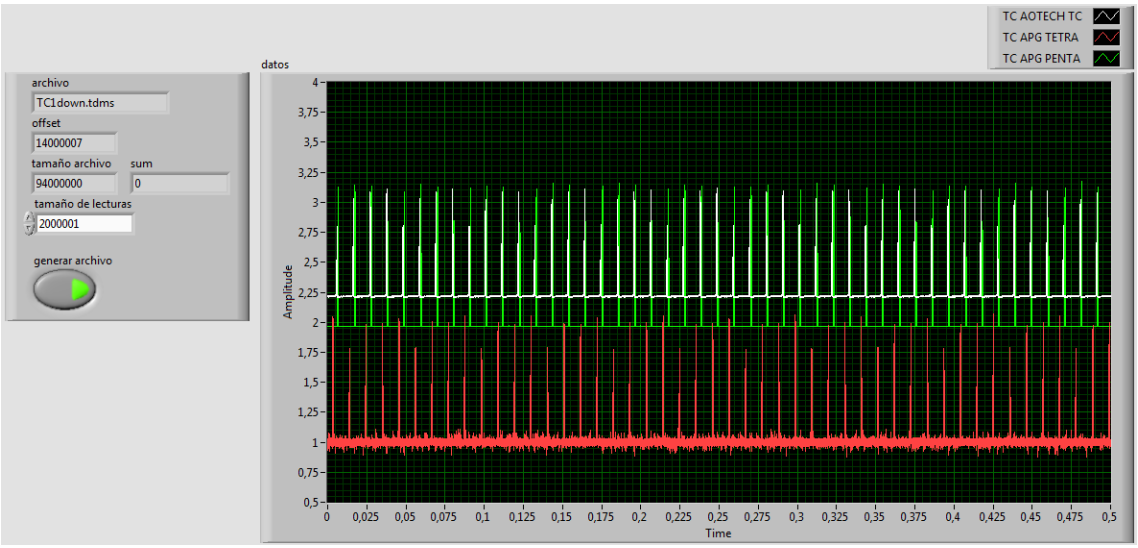


Figura 4.7 Interface del módulo "obtener maximos y minimos de TCs.vi"

Se lee el archivo TDMS utilizando la función "cargar OPR ventilador.vi", que, a su vez, ejecuta el módulo "abrir datos ventilador subvi.vi", en bloques de un tamaño definido para evitar problemas de memoria. La ejecución genera un archivo con extensión .txt con los resultados relevantes.

"Abrir datos ventilador subvi.vi" es el módulo de nivel más bajo para acceder a los archivos TDMS. Este a su vez se apoya en el módulo "extraer info tdms.vi" para extraer los metadatos del archivo TDMS, que ayuda a posteriori a tratar con el archivo correctamente. Aquí es donde se define el tipo de conexionado realizado durante la adquisición para la correcta identificación de los datos (vid. Figura 4.8). Este módulo permite recuperar los datos por canales (V_1 y V_2) o por sensores.

En el caso de recuperar los datos de los sensores, se aplica una conversión. Consiste en calcular el cociente V_2/V_1 y posteriormente aplicar la curva de calibración correspondiente al sensor seleccionado en cada momento. Esto último lo realiza el módulo "multi slope offset.vi" que contiene las diferentes curvas de calibración y tiene el siguiente icono:

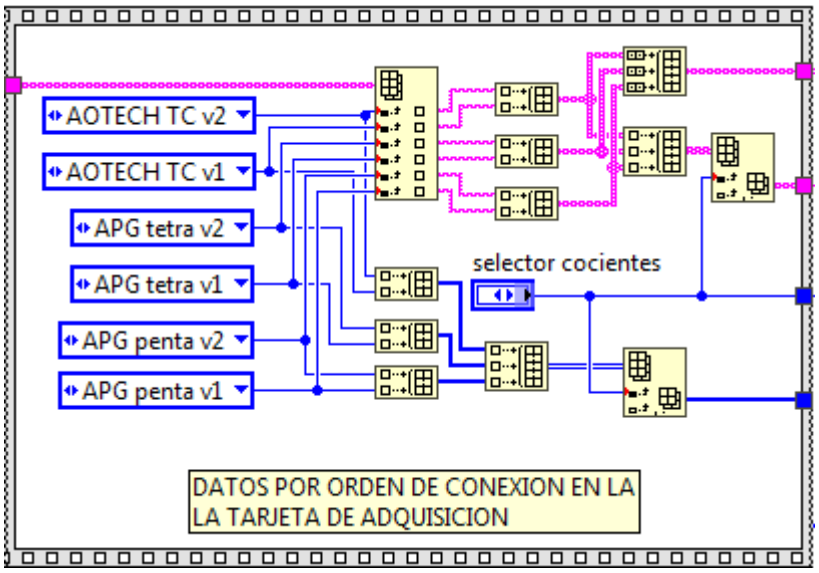


Figura 4.8 Diagrama que muestra la conexión de las sondas en función de su conexión original durante el test.

El módulo "Obtener máximos y mínimos de TCs.vi" obtiene los datos del TDMS llamando a su vez al módulo "cargar todos cocientes ventilador.vi", para después obtener los valores máximos y mínimos. Finalmente, genera un archivo con extensión .txt llamado máximos y mínimos de TCs.txt con dicha información.

-Obtener máximos y minimos de TCs.vi

-cargar todos cocientes ventilador.vi

-abrir datos ventilador subvi.vi

-multi slope offset.vi

Previamente, es necesario realizar unos test de las sondas en los que se tiene el control de la distancia que hay desde la sonda al álabe. De aquí se obtienen unas curvas de calibración. Se linealizan las zonas de trabajo de interés y se extraen el "offset" y el "slope" que caracterizan dichas rectas de calibración de cada sensor para integrarlos en el programa, como se ve en la Figura 4.9.

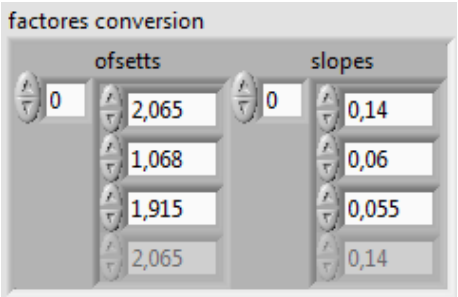


Figura 4.9 Valores de calibración de 3 sensores ópticos insertados en el programa de postprocesado.

A los datos recuperados se les aplica la conversión para pasar de V_2/V_1 a mm en función de las curvas de calibración realizadas con cada uno de los sensores utilizados. Esto se realiza con el módulo "multi slope offset.vi" donde se pueden observar los datos convertidos (vid. Figura 4.10)

Multi slope offset.vi:

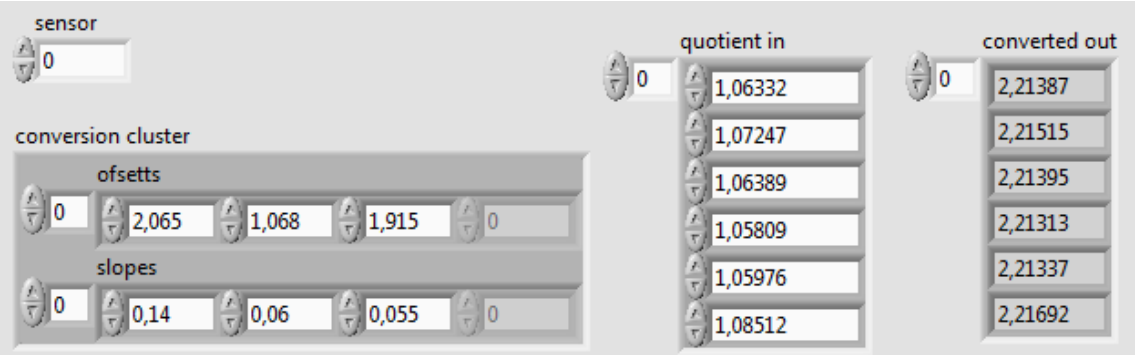


Figura 4.10 Interface del módulo "multi slope offset.vi"

Llegados a este punto, comienza la carga secuencial de los datos del archivo completo con el objetivo de generar como salida un perfil de la velocidad de rotación en rpm por vuelta, un array con los TC de los álabes, un array con las llegadas de los álabes y otro con las salidas de los álabes.

Se definen las condiciones de carga como son:

a) el tamaño del bloque cargado,
b) el offset inicial de datos,
c) el offset final de los datos,
d) la cantidad de álabes del rotor,
e) el sensor a analizar,
f) el archivo a analizar,
g) el umbral o *threshold*,
h) el porcentaje a descartar, y
i) la velocidad de adquisición de los datos.

En el bucle principal se cargarán y procesarán los datos desde un punto del archivo (offset inicial) hasta otro (offset final). Al bloque de datos cargado se le va a aplicar un valor de *threshold* para detectar las formas de onda generadas por el paso de los álabes. Este valor de *threshold* se puede generar de manera automática apoyándose en los valores máximos y mínimos detectados o de manera manual (vid. Figura 4.11). En cualquier caso, fijar el *threshold* de manera manual para cada sensor garantiza un correcto funcionamiento y comportamiento estable durante todo el archivo y entre diferentes archivos.

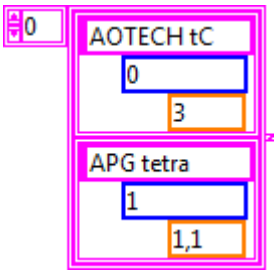


Figura 4.11 Cluster con parámetros de threshold para los diferentes sensores.

En este punto del proceso, el objetivo es detectar la llegada y salida de cada álabe. Dado que el módulo de detección de *threshold* utilizado por LabVIEW solo informa de las llegadas (pendiente ascendente o positiva), hay que invertir la señal de entrada para que, así, las salidas de los álabes sean detectadas por un segundo módulo de detección de *threshold*. Este módulo de detección tiene un parámetro de anchura o grosor mínima de pulso a ser considerado, y requiere cierta gestión. Por ello, existe un parámetro llamado *width inicial*, que es el grosor del que se parte. Según se van realizando cargas sucesivas de bloques de datos, se va ajustando tal parámetro al tamaño actual del pulso generado por los álabes en función de la velocidad variable de rotación del motor. Un valor demasiado bajo de este parámetro podría hacer que una alteración momentánea o valor espúreo de la señal fuera considerado como un álabe. De la misma manera, un valor demasiado grande podría hacer que los álabes fueran descartados por no tener la suficiente anchura en muestras.

Para gestionar el valor adecuado de anchura de pulso para el correcto funcionamiento del módulo de búsqueda por *threshold* se recurre al uso del módulo "Samples per Blade". Este módulo calcula la anchura de los álabes detectados nutriéndose de la información de la llegada de álabes (distancia en muestras entre álabes) y tiene el siguiente icono:

Puesto que las proporciones físicas relativas a la distancia angular entre álabes y el grosor angular de los álabes se mantienen prácticamente constantes durante las medidas, se puede deducir la proporción de muestras que se corresponden con la anchura del álabe respecto a la distancia entre álabes. A modo de ejemplo, para una distancia entre álabes consecutivos

que representa el 100 %, la proporción para la anchura de álabe era del 3 % de los datos. En función de la anchura del último álabe detectado del bloque de datos actual, se fija la anchura mínima adecuada para el siguiente bloque de datos a analizar. Esto se hace suponiendo que el cambio de velocidad del motor dentro del tiempo que dura el último bloque de datos cargado es limitado y que, por lo tanto, un ajuste por cada bloque de datos será suficiente para trabajar con una anchura de pulso o *width* adecuado.

Al cargar los datos en bloques de manera secuencial, se evitan problemas de memoria al analizar archivos grandes,[2] pero también aparecen complicaciones. Cada vez que se selecciona una parte del total de los datos, se está fragmentando la forma de onda, lo que puede dar lugar a un surtido número de situaciones especiales que exigen alcanzar una solución para que los datos de salida sean correctos. De esto se encarga el módulo "acondicionador fase 1 llegadas salidas" (complete Blade selection) que tiene el siguiente icono:

Por ejemplo, una primera situación, el caso más afortunado, consiste en aquella en la que el bloque de datos cargado no corta ningún álabe, ni al principio del archivo ni al final del bloque. Los cortes se han producido en zonas donde no había álabes. En este caso, todas las llegadas y salidas detectadas por los módulos de *threshold* serán correctas, y no habrá ni falsos positivos ni entradas o salidas de álabe sin detectar. En este caso detectaran 5 llegadas y 5 salidas como se ve en la Figura 4.12.

Figura 4.12 Ejemplo ideal con cinco pulsos no cortados.

Sin embargo, también tendremos situaciones en las que se corta algún álabe. Por ejemplo, en la siguiente imagen se muestra cómo se corta el último álabe (vid. Figura 4.13). En un principio, su salida no sería detectada y su entrada, en función de la anchura del pulso que

[2] Un ensayo de tan solo un minuto de duración puede dar lugar a un archivo de datos superior a 1,5 GB.

se haya conseguido cargar, podría o no ser detectada. Tendríamos 5 o 6 llegadas y 5 salidas. Para detectar si se ha cortado un álabe al principio o al final del bloque, se pueden comparar los índices de las llegadas y salidas para emparejar cada llegada de álabe con su salida correspondiente.

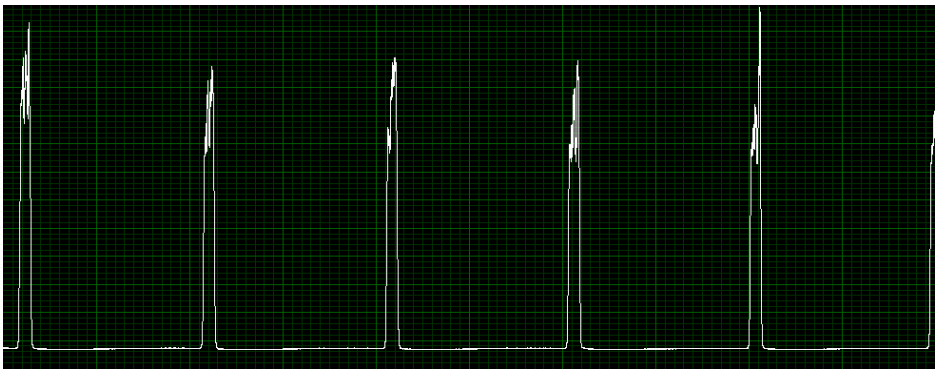


Figura 4.13 Ejemplo problemático con cinco pulsos no cortados y un pulso con salida cortada.

Por lo tanto, se ha optado por aplazar la medida del último álabe si se detecta que este está cortado. Esto se puede determinar cuando, a la llegada de un álabe en un instante concreto, no se ha podido detectar su salida unas muestras después. En tal situación, se elimina la llegada del último álabe cortado en el array de llegadas detectadas para este bloque de datos actual. Y para asegurar que el "álabe aplazado" no se va a descartar en el análisis y que se va a incorporar para su correcta detección en el siguiente bloque, se añaden los datos que quedaban después de la salida del último álabe que se detectó correctamente, es decir, el último álabe al que se le detectó tanto su llegada como su salida. A continuación, en la Figura 4.14 se muestra gráficamente la forma en que se descarta la última parte del bloque de datos cargado para pre-encolarla en el siguiente bloque de datos que se cargue.

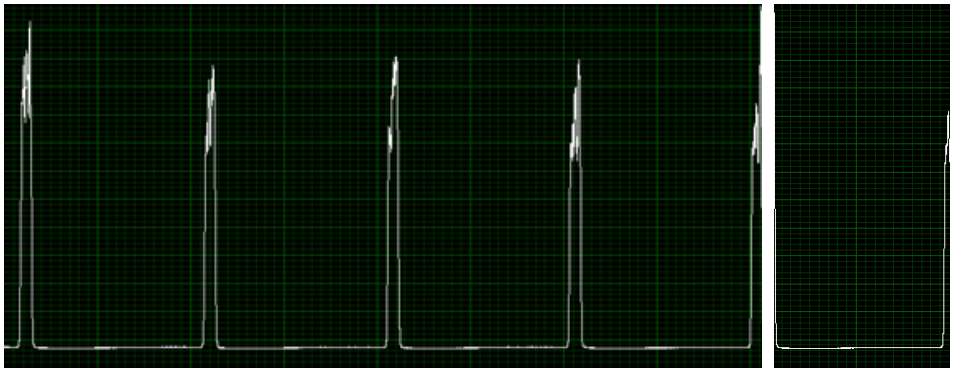


Figura 4.14 . Eliminación de álabes sin flanco de salida.

A continuación, en la Figura 4.15 se muestran los siguientes datos que van a ser analizados, esto es, unos pocos datos descartados de la etapa anterior, cuando se da tal caso, junto con el siguiente bloque de datos.

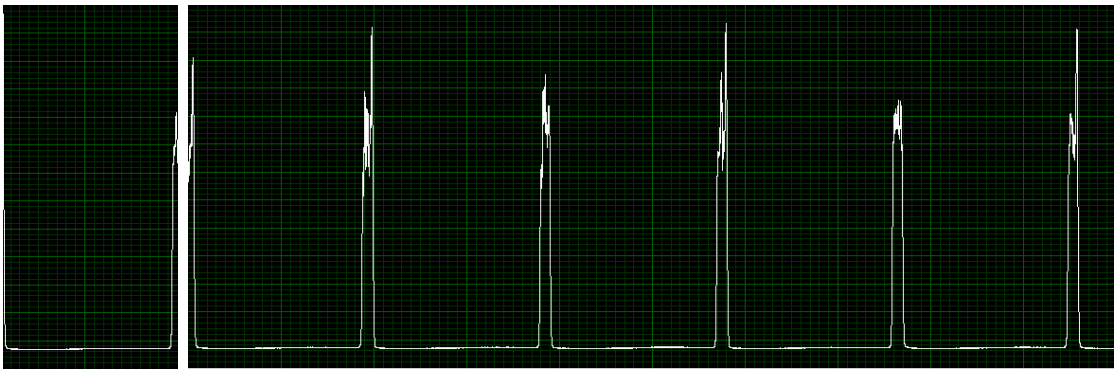


Figura 4.15 Preencolando datos descartados en la iteración anterior.

Por este motivo, y en líneas generales, el análisis de los datos que se encuentran en el archivo principal se realizará en bloques de datos de tamaño predefinido; en algunas situaciones, además, se analizarán algunos datos extra provenientes de los datos aplazados del bloque anterior.

Existe también una última situación en la que el bloque de datos comience con un álabe cortado. En este caso, simplemente se descartará este primer álabe. Obviamente, dicha situación solo puede tener lugar para el primer bloque cargado, ya que, tal y como se ha explicado para la situación previa, para sucesivos bloques de datos esta situación se evita por medio del pre-encolado de datos previamente aplazados.

Una vez que se tienen las llegadas y salidas de cada álabe, es sencillo abrir el archivo y cargar la forma de un álabe concreto para poder visualizarlo o analizarlo.

En el programa hay una parte encargada de corregir el desfase entre álabes para poder así sincronizar los álabes detectados por las diferentes sondas. Esto se hace así para poder garantizar que la información analizada de un determinado álabe en un sensor se corresponde con la del mismo álabe en el resto de sensores. Esta sincronización se hace necesaria por la sencilla razón de que los diferentes sensores están dispuestos en posiciones angulares diferentes[3].

Del bucle principal se obtienen 2 arrays con las llegadas y salidas de los álabes detectados durante el ensayo. Esos arrays de llegadas y salidas son procesados por los módulos “de llegas lineales a llegadas por álabes.vi”. Su función es transformar el array de 1 dimensión

[3] De modo que, mientras el rotor está girando, un álabe determinado pasa primero por un sensor en un instante determinado, y necesita un tiempo adicional para pasar por el siguiente sensor.

de entrada en una estructura bidimensional de salida con una anchura igual al número de álabes que tenga el rotor analizado. De esta manera quedan los datos organizados por filas y columnas, quedando relacionadas las filas con las vueltas, y las columnas con cada uno de los álabes del rotor. Esto facilita la representación o análisis por vueltas o por álabes.

Figura 4.16 Entradas y salidas para el módulo "de llegas lineales a llegadas por álabes.vi".

Como no siempre se cuenta con señal OPR para obtener la velocidad de rotación, se dispone del módulo "llegadas por álabe a rpm.vi". Este es capaz de calcular la velocidad de rotación del rotor en cada vuelta comparando los índices de llegada de un álabe en una vuelta en concreto con los índices del siguiente. También existe la posibilidad de poder hacerlo con los índices de salida de los álabes. Para poder realizar ese cálculo, precisa de la velocidad de adquisición de las muestras analizadas para poder obtener la información temporal y así, pasar de muestras a velocidad de rotación en rpm por vuelta gracias al módulo "muestras por vuelta a rpm.vi" que se usa internamente. En la Figura 4.17 se muestran sus entradas y salidas.

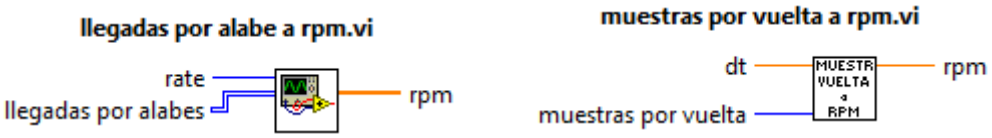


Figura 4.17 Entradas y salidas para el módulo "llegadas por alabe a rpm.vi" y "muestras por vuelta a rpm.vi".

Finalmente, los datos se pasan al módulo "entradas salidas por álabes a TCs.vi" como se ve en la Figura 4.18. Este módulo requiere como entradas la velocidad de rotación en rpm por vuelta, las llegadas y salidas de los álabes clasificadas por vueltas y álabes, el sensor analizado y el archivo. También requiere del parámetro "% extra in" que está relacionado con el porcentaje de datos que se descartan a la hora de calcular el TC mediante una media.

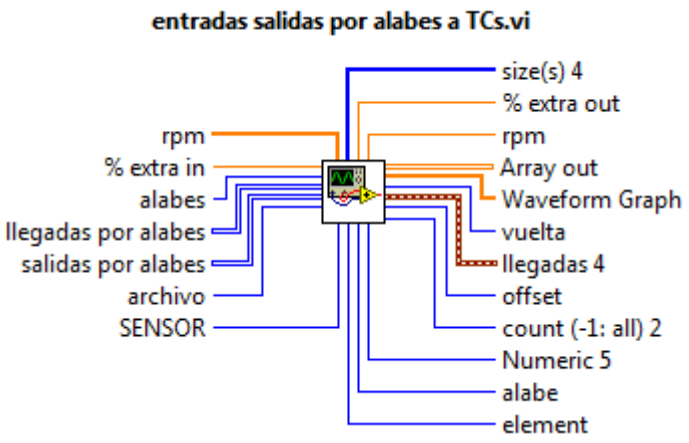


Figura 4.18 Entradas y salidas del módulo "entradas salidas por alabes a TCs.vi".

Dentro del módulo "entradas salidas por álabes a TCs.vi" se llama al módulo "abrir datos universidad subvi.vi", que accede al archivo de datos que se está analizando y carga los datos del sensor de interés (vid. Figura 4.19). Sin embargo, únicamente se carga la zona de interés, esto es, los datos entre la llegada y la salida del álabe que corresponda analizar en cada momento. De esta manera, se recuperan solo los datos que sobrepasaron el *threshold* que se aplicó en su momento, o lo que es lo mismo, únicamente la forma de onda que generó el álabe al pasar por el sensor analizado. Esta forma de onda empieza con una pendiente ascendente que corresponde a la llegada del álabe, y otra pendiente descendente correspondiente a la salida. La zona central de la forma de onda corresponde a la punta del álabe. Esa es la parte de la que se debe extraer la información para definir la distancia a la que se encuentra el álabe, es decir, el TC. Por esta razón, se deberá descartar tanto la parte de la llegada como la de la salida del álabe, ya que al ser puntos que están a diferente nivel de los puntos que se encuentran en la zona central correspondiente a la punta del álabe, podrían afectar al valor medio del resultado, falseando la medida. Para ello, el parámetro "% extra in" define el porcentaje de datos que se eliminan tanto desde el principio como antes del final para, así, quedarnos con la zona central de la forma de onda para calcular la media.

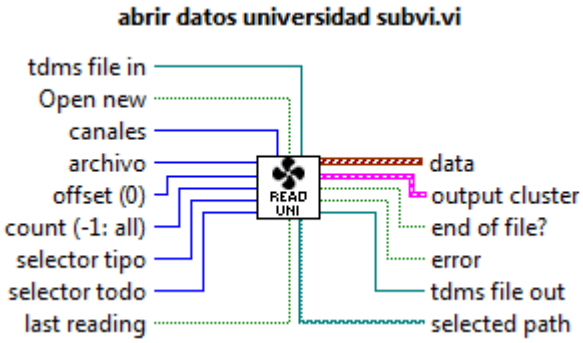


Figura 4.19 Entradas y salidas del módulo "abrir datos universidad subvi.vi".

Abrir datos universidad subvi.vi:

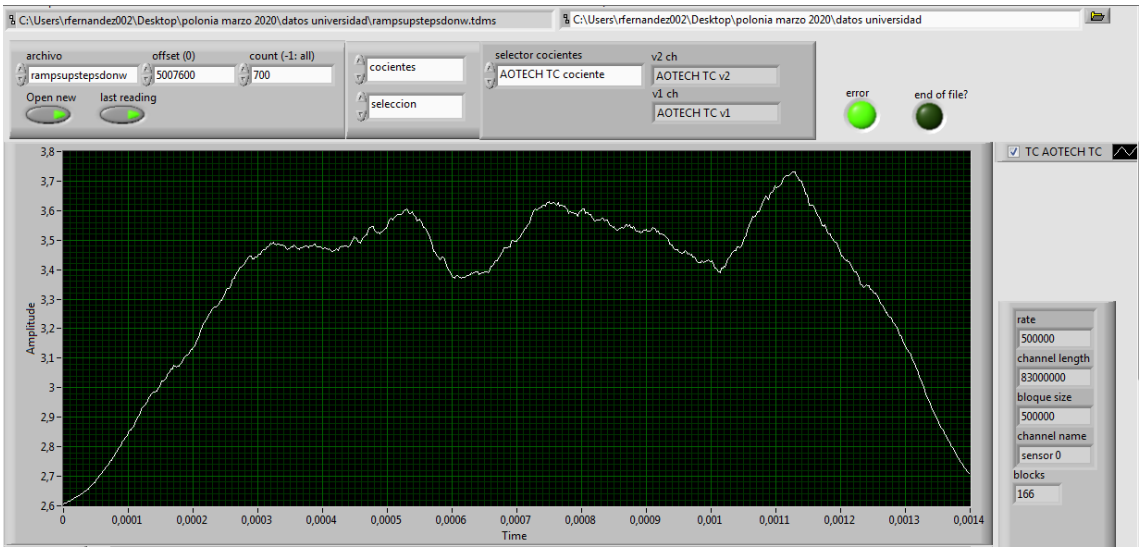


Figura 4.20 Interface del módulo "abrir datos universidad subvi.vi".

En la Figura 4.21, se puede ver una gráfica con el valor de *threshold* aplicado al álabe, los instantes en los que se detectan su llegada y salida, y el valor medio calculado en la zona central tras descartar un porcentaje de señal desde su inicio y antes de su final. De esta manera, se reduce la forma de onda de un álabe a un único valor concreto de TC. Este proceso se repite para todos los álabes del archivo y para cada sensor.

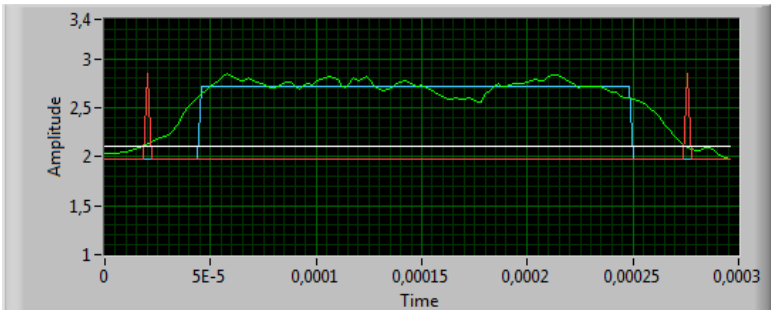


Figura 4.21 Cálculo y visualización del valor TC obtenido para un álabe.

Una vez calculados todos los TC, estos son presentados en formato bidimensional, donde las filas corresponden a diferentes vueltas y las columnas corresponden a diferentes álabes. Finalmente, habiendo analizado todos los álabes para un sensor y un archivo, se genera un *cluster* de datos con el siguiente formato mostrado en la Figura 4.22, con todos los datos relevantes sobre la configuración del análisis y los resultados obtenidos a partir de este.

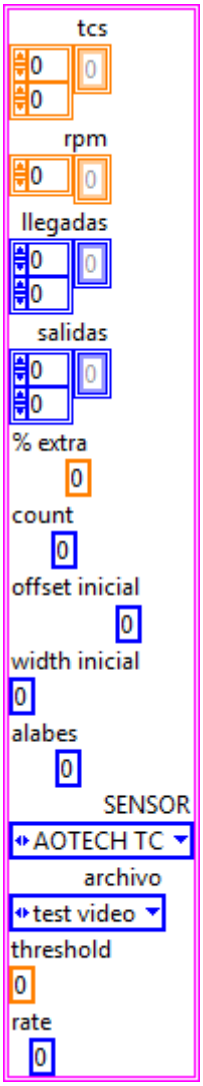


Figura 4.22 Cluster con los resultados obtenidos del análisis de los álabes.

Todo este proceso se puede repetir para cada uno de los sensores y para cada uno de los archivos, o para diferentes configuraciones del análisis. A partir de estos *cluster* es muy sencillo visualizar los datos obtenidos y compararlos tanto por álabes como por vueltas.

Se puede construir un array de los *cluster* con los resultados de todos los archivos y sensores y se pueden visualizar los datos con el programa "resultados.vi".

El programa "resultados.vi" contiene el módulo "convertir a TC vs RPM escalones.vi" (vid. Figura 4.23) que, a partir de los resultados de TC y de la información de la velocidad de rotación en rpm por vuelta, es capaz de generar una gráfica de TC en función de la velocidad de rotación en rpm por vuelta.

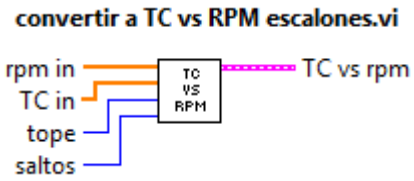


Figura 4.23 Entradas y salidas para el módulo "convertir a TC vs RPM escalones.vi"

A modo de resumen se incluye un diagrama de flujo donde se indica como se ha obtenido el TC. (vid Figura 4.24)

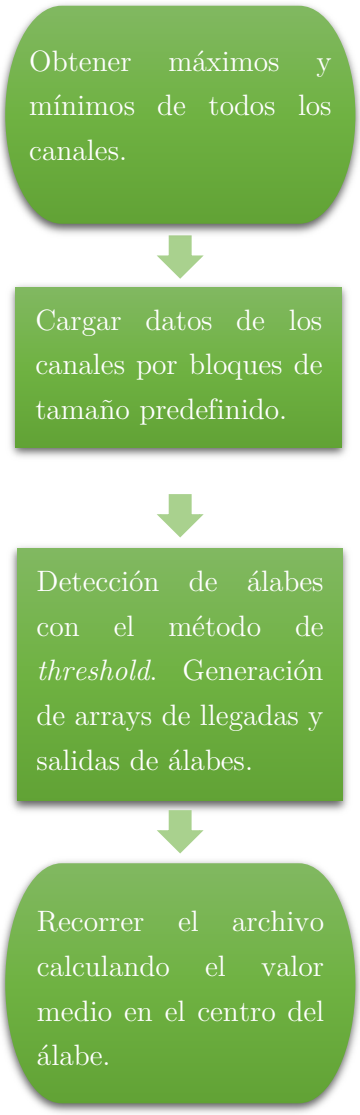


Figura 4.24 Diagrama de flujo

BIBLIOGRAFÍA

[1] M. W. Wiseman and T. H. Guo, “An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines,” *Proc. Am. Control Conf.*, vol. 5, pp. 3706–3707, 2001.

[2] J. Sheard, A.; O’Donnell, S.; Stringfellow, “High Temperature Proximity Measurement in Aero and Industrial Turbomachinery,” *Int. Gas Turbine Aeroengine Congr. Zs Exhib.*, 1997.

[3] C. Roeseler, A. Von Flotow, and P. Tappert, “Monitoring blade passage in turbomachinery through the engine case (no holes),” *IEEE Aerosp. Conf. Proc.*, vol. 6, pp. 3125–3129, 2002.

[4] L. Du, X. Zhu, and J. Zhe, “A high sensitivity inductive sensor for blade tip clearance measurement,” *Smart Mater. Struct.*, vol. 23, no. 6, 2014.

[5] J. P. Barranger and M. J. Ford, “Laser-Optical Blade Tip Clearance Measurement System,” *Symp. Pap. Meas. Methods Rotating Components Turbomach.*, pp. 457–460, 1981.

[6] S. Z. Cao, F. J. Duan, and Y. G. Zhang, “Measurement of rotating blade tip clearance with fibre-optic probe,” *J. Phys. Conf. Ser.*, vol. 48, no. 1, pp. 873–877, 2006.

[7] A. B. Vakhtin, S. J. Chen, and S. M. Massick, “Optical probe for monitoring blade tip clearance,” in *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009.

[8] A. G. Sheard, “Blade by blade tip clearance measurement,” *Int. J. Rotating Mach.*, vol. 2011, 2011.

[9] W. C. Haase and Z. S. Haase, “High-Speed, capacitance-based tip clearance sensing,” *IEEE Aerosp. Conf. Proc.*, pp. 1–8, 2013.

[10] D. Ye;, F. Duan;, H. Guo;, Y. Li;, and K. Wang, “Turbine blade tip clearance measurement using a skewed dual-beam fiber optic sensor,” *Opt. Eng.*, 2012.

[11] A. Schicht, S. Schwarzer, and L. P. Schmidt, “Tip clearance measurement technique for stationary gas turbines using an autofocusing millimeter-wave synthetic aperture radar,” *IEEE Trans. Instrum. Meas.*, 2012.

[12] M. Violetti, A. K. Skrivervik, Q. Xu, and M. Hafner, “New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines,” in *Proceedings of IEEE Sensors*, 2012.

[13] R. Szczepanik, R. Przysowa, J. Spychaa, E. Rokicki, K. Kazmierczak, and P. Majewski, “Application of Blade-Tip Sensors to Blade-Vibration Monitoring in Gas Turbines,” in *Thermal Power Plants*, 2012.

[14] A. Kempe, S. Schlamp, T. Rösgen, and K. Haffner, “Spatial and Temporal High-Resolution Optical Tip-Clearance Probe for Harsh Environments,” *Proc. the13th Int. Symp. Appl. Laser Tech. to Fluid Mech.*, no. July 2006, pp. 1–8, 2006.

[15] I. García, J. Zubia, G. Durana, G. Aldabaldetreku, M. Illarramendi, and J. Villatoro, “Optical Fiber Sensors for Aircraft Structural Health Monitoring,” *Sensors*, vol. 15, no. 7, pp. 15494–15519, 2015.

[16] J. M. Lopez-higuera, “Introduction to Fibre Optic Sensing Technology,” in *Handbook of Optical Fibre Sensing Technology*, 2002.

[17] R. Przysowa, I. Garcia, and J. Zubia, “Tip-clearance measurement in a legacy turbojet with the use of an optical fiber sensor,” in *Proceedings of the EVI-GTI and PIWG Joint Conference on Gas Turbine Instrumentation*, 2016.

[18] I. García, R. Przysowa, J. Amorebieta, and J. Zubia, “Tip-clearance measurement in the first stage of the compressor of an aircraft engine,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 16, no. 11, 2016.

[19] J. Binghui and H. Lei, “An Optical Fiber Measurement System for Blade Tip Clearance of Engine,” *Int. J. Aerosp. Eng.*, vol. 2017, 2017.

[20] M. Yu-zhen, L. Guo-ping, Z. Yong-kui, and L. Hua-guan, “Tip Clearance Optical Measurement for Rotating Blades,” *Int. Conf. Manag. Sci. Ind. Eng.*, pp. 1206–1208, 2011.

[21] S. Savović and A. Djordjevich, “Calculation of the coupling coefficient in step index glass optical fibers,” *Appl. Opt.*, 2009.

[22] T. Yoshimura, “Statistical properties of dynamic speckles,” *J. Opt. Soc. Am. A*, 1986.

[23] B. Daino, G. De Marchis, and S. Piazzolla, “Analysis and measurement of modal noise in an optical fibre,” *Electron. Lett.*, 1979.

[24] I. García *et al.*, “Different configurations of a reflective intensity-modulated optical sensor to avoid modal noise in tip-clearance measurements,” *J. Light. Technol.*, vol. 33, no. 12, pp. 2663–2669, 2015.

[25] G. Durana *et al.*, “Design, fabrication and testing of a high-sensitive fibre sensor for tip clearance measurements,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 18, no. 8, pp. 1–13, 2018.

[26] R. Fernández, J. Amorebieta, G. Durana, J. Beloki, and J. Zubia, “Performance comparison among three optical fibre-based displacement sensors for Blade Tip Clearance measurements,” *Proc. 5th IEEE Int. Work. Metrol. Aerosp.*, pp. 657–662, 2018.

[27] H. Cao, Y. Chen, Z. Zhou, and G. Zhang, “Theoretical and experimental study on the optical fiber bundle displacement sensors,” *Sensors Actuators, A Phys.*, 2007.

[28] J. Holeski, D.E.; Futral, S.M., “Effect of Rotor Tip Clearance on the Performance of a 5-Inch Single-Stage Axial-Flow Turbine,” *NASA Sci. Tech. Publ.*

[29] S.J. Venter, D.G. Kröger, “The effect of tip clearance on the performance of an axial flow fan,” *Energy Convers. Manag.*, vol. 33, no. 2, pp. 89-97, 1992.

[30] S. B. L. and B. M. Steinetz, “High-Pressure-Turbine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions,” vol. 20, pp. 302–311, 2004.

[31] K. L. Miller, N. L. Key, and R. D. Fulayter, “Tip Clearance Effects on the Final Stage of an HPC,” *Aiaa*, pp. 1–12, 2010.

[32] L. Neuhaus and W. Neise, “Active Control to Improve the Aerodynamic Performance and Reduce the Tip Clearance Noise of Axial Turbomachines,” *11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conf. Aeroacoustics Conf.*, 2005.

[33] Bruce M. Steinetz, Shawn Taylor, Jay Oswald, Jonathan A. DeCastro, “Seal Investigations of an Active Clearance Control System Concept,” 2006.

[34] A. P. Dhadwal, H.S.; Kurkov, “Dual-Laser Probe Measurement of Blade-Tip Clearance,” *J. Turbomach*, pp. 481–485, 1998.

[35] P. Russhard, *Vibration Engineering and Technology of Machinery*, vol. 23. 2015.

[36] D. P. . Davidson, R. D. . DeRose, and A. . Wennerstrom, “The Measurement of Turbomachinery Stator-to-Drum Running Clearances,” *Turbomachinery, Proc. ASME 1983 Int. Gas Turbine Conf. Exhib.*, 1983.

[37] J. W. H. Chivers, “Microwave interferometer,” Patent 4,359,683.

[38] S. C. Woolcock and E. G. . Brown, “Checking the Location of Moving Parts in a Machine,” Patent 4,346,383.

[39] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Durana, and G. Aldabaldetreku, “Turbine-blade tip clearance and tip timing measurements using an optical fiber bundle sensor.,” *Proc. SPIE - Int. Soc. Opt. Eng.*, 2013.

[40] I. García, J. Beloki, J. Zubia, G. Aldabaldetreku, M. Asunción Illarramendi, and F. Jiménez, “An optical fiber bundle sensor for tip clearance and tip timing measurements in a turbine rig,” *Sensors (Switzerland)*, vol. 13, no. 6, pp. 7385–7398, 2013.

[41] T. Pfister, L. Büttner, J. Czarske, H. Krain, and R. Schodl, “Turbo machine tip clearance and vibration measurements using a fibre optic laser Doppler position sensor,” *Meas. Sci. Technol.*, vol. 17, no. 7, pp. 1693–1705, 2006.

[42] Y. Matsuda and T. Tagashira, “Optical Blade-Tip Clearance Sensor for Non-Metal Gas Turbine Blade,” vol. 29, no. 6, p. 2003, 2003.

[43] S. Xie, X. Zhang, B. Wu, and Y. Xiong, “Output characteristics of two-circle coaxial optical fiber bundle with regard to three-dimensional tip clearance,” *Opt. Express*, vol. 26, no. 19, p. 25244, 2018.

[44] S. Xie, X. Zhang, Y. Xiong, and H. Liu, “Demodulation technique for 3-D tip clearance measurements based on output signals from optical fiber probe with three two-circle coaxial optical fiber bundles,” *Opt. Express*, vol. 27, no. 9, p. 12600, 2019.

[45] “Philtec RC171.” 2019.

APÉNDICES

Apéndice A1: Manuales de usuario

Adquisición de datos

La interfaz del programa, descrita a continuación, es muy intuitiva. En él se pueden definir:

a) el destino del archivo TDMS[4] generado,
b) el valor máximo y mínimo de los niveles de tensión esperados,
c) la velocidad de adquisición en muestras por segundo y
d) el tamaño de los bloques en muestras.

También se pueden definir los metadatos que irán en el archivo como:

a) el número de álabes,
b) la existencia o no de la señal OPR,
c) el nombre de la pieza analizada,
d) la localización y
e) otras notas relevantes.

A continuación, se seleccionan los canales que van a ser adquiridos y se etiquetan con un nombre adecuado. Finalmente, se presiona el botón LOG. La interfaz gráfica de la Figura A1.1 muestra progresivamente los bloques de datos adquiridos (aumenta el indicador de bloques adquiridos). Cuando se considere que los datos son suficientes, basta con pulsar el botón STOP y el archivo TDMS habrá sido generado en la localización indicada.

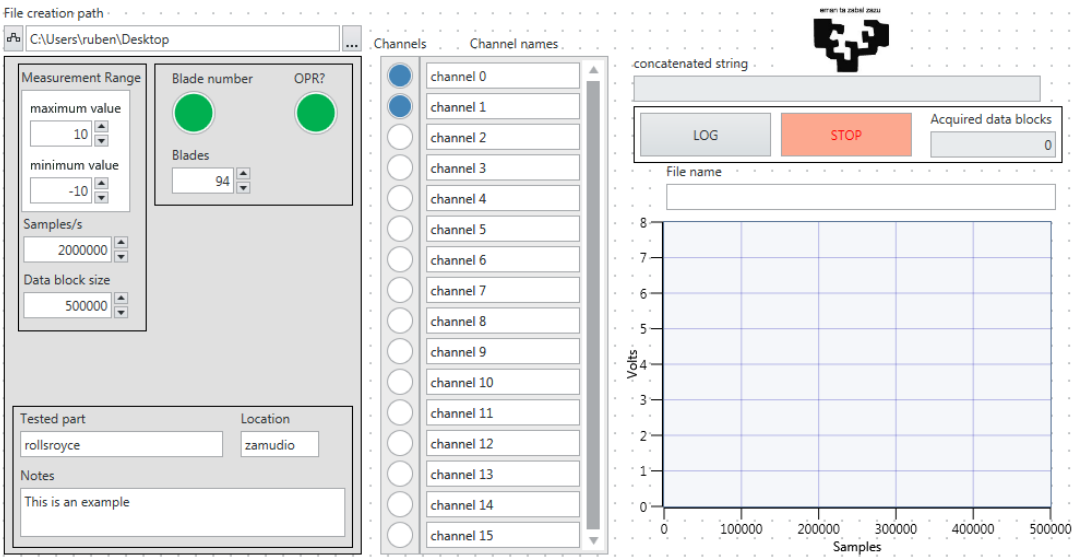


Figura A1.1 Panel frontal del programa de adquisición de datos.

[4] Se trata de un formato de archivo propietario de National Instruments diseñado para almacenar datos de manera eficiente, organizada y escalable.

Postprocesado de datos

Para realizar el postprocesado, se parte por la base de que se ha realizado una calibración de cada uno de los sensores utilizados. Una vez identificada la zona lineal donde va a trabajar cada sensor, hay que extraer los parámetros de offset y slope de las rectas de mejor ajuste e introducirlos como constantes en el programa de postprocesado (vid. Figura 1.2) para que se puedan realizar las conversiones oportunas.

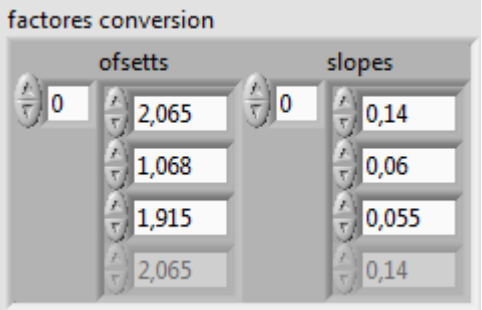


Figura A1.2 Panel de constantes de conversión.

Dentro del módulo "abrir datos universidad subvi.vi" hay que introducir el *path* de la carpeta que contiene los archivos. También deben actualizarse con los mismos nombres de los archivos tanto el array de nombres de archivos como el campo tipo enum denominado "archivo". Estos campos pueden verse en la Figura A1.3.

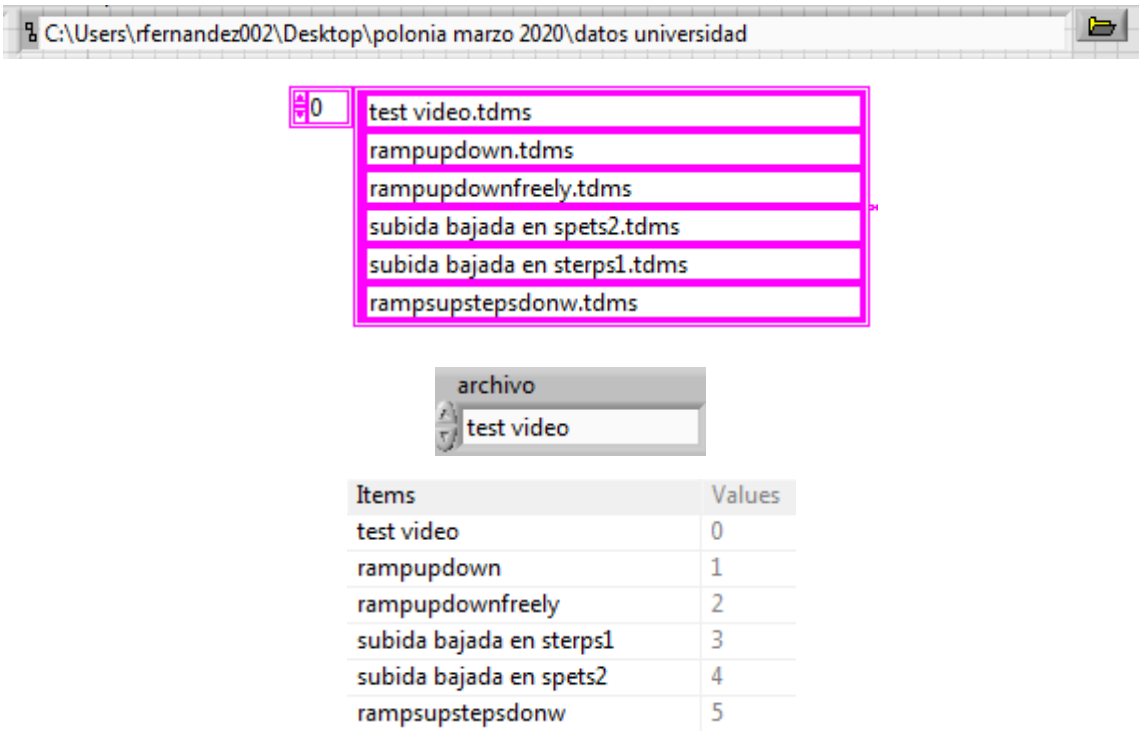


Figura A1.3 Parámetros a configurar durante la recuperación de datos.

Una vez definidas las curvas de calibración y actualizados los nombres de los archivos, se debe acceder a los archivos TDMS que se han generado en anteriores adquisiciones (vid. Figura A1.4). Para ello, se ejecuta el programa "algoritmo para WAT2.vi". En su interfaz principal, se pide:

a) la cantidad de álabes que tiene el rotor,
b) el sensor que se quiere analizar,
c) el nombre del archivo,
d) el offset inicial y final dentro del archivo,
e) el tamaño de bloque,
f) si se va a cargar por sensor (canal X/canal Y) o por canal,
g) si se va a cargar todo o solo una selección y
h) el porcentaje a descartar.

Este último está destinado a eliminar las pendientes ascendentes y descendentes de la forma de onda para solo calcular la media sobre la zona central más estable.

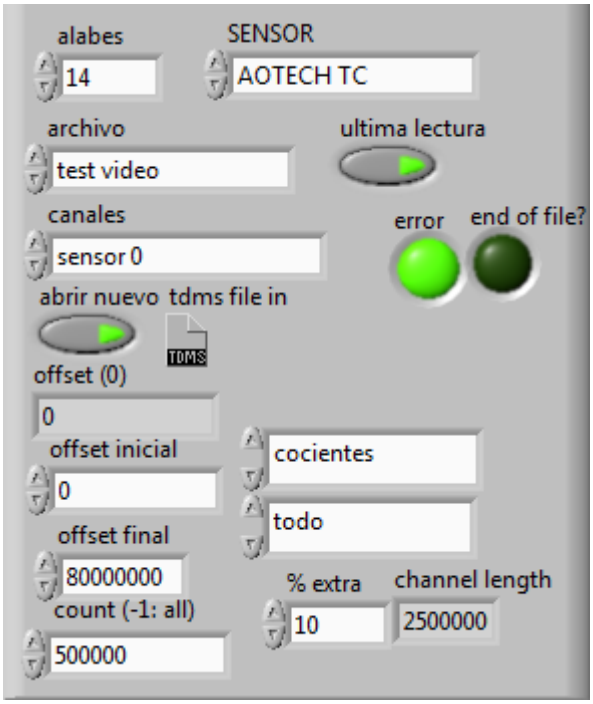


Figura A1.4 Parámetros de configuración para la carga de datos.

Según vayan apareciendo las diferentes señales a medida que se van cargando, hay que determinar un umbral o *threshold* adecuado para cada una de ellas. Estos valores son individuales para cada sonda y han de ser modificados en la agrupación o *cluster* que se encuentra en el diagrama de bloques del programa principal como se observa en la Figura A1.5.

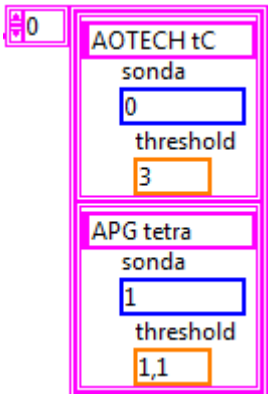


Figura A1.5 Parámetros de threshold de cada sensor.

En el momento en que el valor sea adecuado, el proceso de análisis avanzará cargando y procesando los bloques de datos hasta llegar al final que se le ha marcado. Cuando la

ejecución haya finalizado, se habrá generado un *cluster* de datos con información relevante de la configuración de postprocesado y los datos obtenidos.

Si se desea tener cierto control sobre la ejecución, se puede ir cargando bloque a bloque pulsando el botón "siguiente", o también se puede pulsar el botón "seguido" mostrados en la Figura A1.6, con lo que se cargarán los bloques automáticamente uno tras otro hasta acabar.

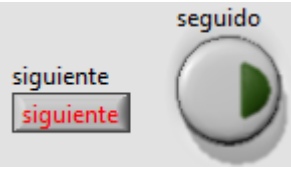


Figura A1.6 Botones para el control de la ejecución del postprocesado.

Tras haber finalizado la ejecución, se dispondrá de un *cluster* de datos con las condiciones seleccionadas para el análisis y los datos de TC obtenidos, organizados por vueltas y por álabes. Este cluster se puede ver en la siguiente Figura A1.7.

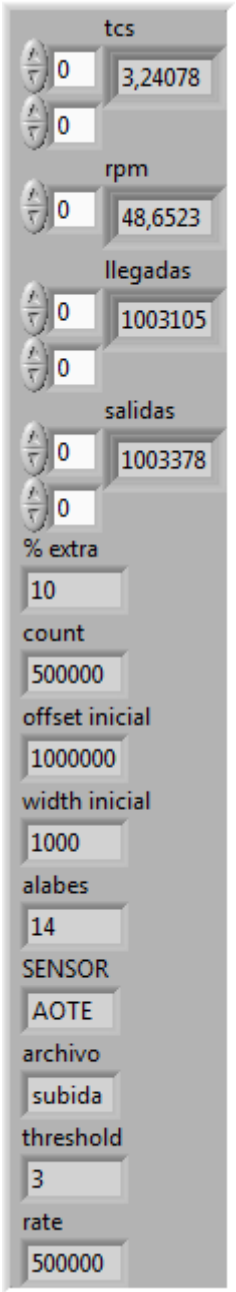


Figura A1.7 Cluster de resultados.

Finalmente, una vez que se tienen todos los resultados, se construye convenientemente un *array* de *clusters* que se pueden visualizar con el programa "Resultados.vi" (vid. Figura A1.8).

Figura A1.8 Panel frontal del módulo "Resultados.vi".

Apéndice A2: Análisis de la FFT del cociente de señales V_2/V_1 que contiene la información de paso de los álabes

La Figura A2.1 muestra la forma de la señal V_2/V_1 para el paso de 10 álabes.

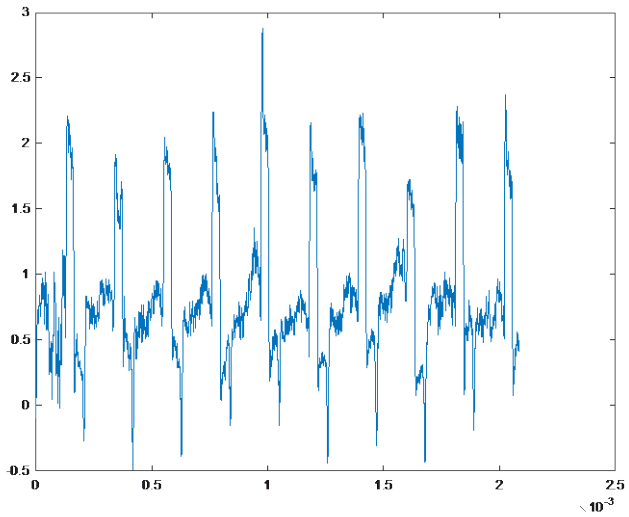


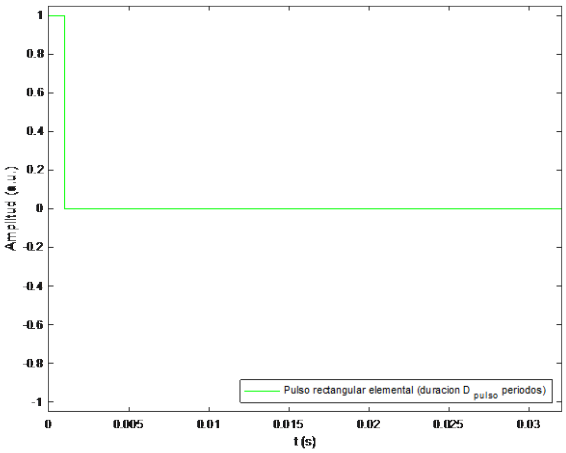
Figura A2.1 Forma de onda del cociente de señales V2/V1 para el paso de 10 álabes.

Los "datum" de la señal se asemejan a un tren de pulsos rectangulares de una determinada duración con un periodo de repetición constante (aquí, los álabes se detectan

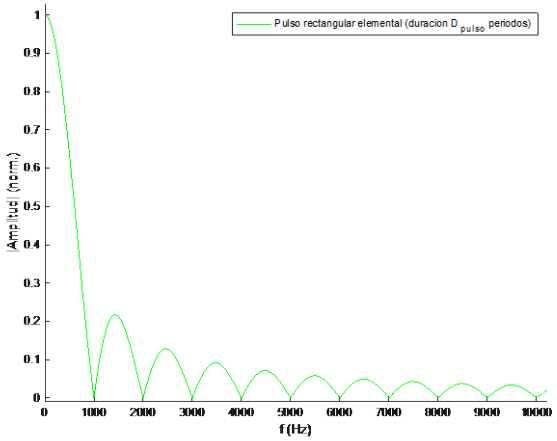
aproximadamente cada 0,213 ms, es decir, la frecuencia de álabe es de aproximadamente 4690 Hz). Por este motivo, y con el objeto de dilucidar las propiedades del espectro de esta señal, vamos a trabajar con pulsos rectangulares ideales que se repiten periódicamente.

Nuestra señal de partida es un pulso rectangular elemental $p(t)$ de 1 ms de duración (la frecuencia para un periodo de 1 ms de duración será igual a 1000 Hz). Asignaremos está duración al periodo de una señal sinusoidal que se tratará más adelante; no obstante, a partir de ahora referenciaremos todas las duraciones a dicho periodo de 1 ms. Por tanto, nuestro pulso rectangular elemental tendrá una duración D_{pulso} igual a 1 periodo.

La forma de la señal en el dominio del tiempo y de la frecuencia es la indicada en la Figura A2.2.



(a)



(b)

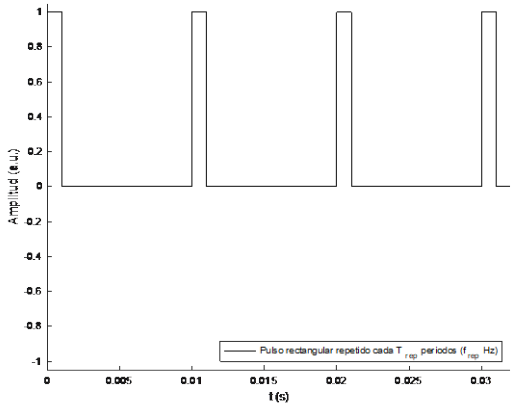
Figura A2.2 Pulso rectangular elemental de 1 ms de duración. (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT).

El espectro de la señal se corresponde con una función sinc cuyos ceros caen precisamente a 1000 Hz, 2000 Hz y, así, sucesivamente; es decir, los ceros están separados 1000 Hz (precisamente el inverso de la duración D_{pulso}).

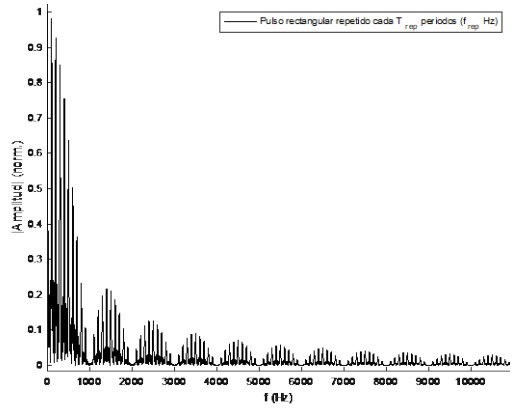
Tomemos ahora este pulso rectangular elemental y repitámoslo cada T_{rep}=10 periodos; luego la separación entre los pulsos será de T_{rep}=10 ms (es decir, la frecuencia de repetición de los pulsos es f_{rep}=100 Hz). La señal resultante será:

$$v_p(t) = \sum_i p(t - i \cdot \mathrm{T_{rep}})$$

La forma de la señal resultante en el dominio del tiempo y de la frecuencia será la indicada en la Figura A2.3.



(a)



(b)

Figura A2.3 Tren de pulsos rectangulares elementales de 1 ms de duración repetidos cada Trep=10 periodos (frep=100 Hz). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT).

Seguimos observando en el espectro los mismos ceros cada 1000 Hz, además de unos máximos locales separados exactamente 100 Hz. Esto se observa mejor en la figura ampliada del espectro (Figura A2.4).

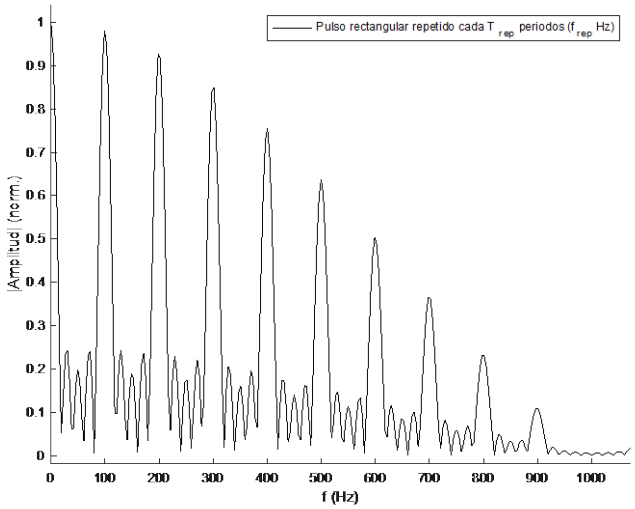


Figura A2.4 Espectro (FFT) ampliado del tren de pulsos rectangulares elementales de 1 ms de duración repetidos cada Trep=10 periodos (frep=100 Hz).

Para entender este resultado, volvamos al dominio del tiempo. La señal resultante se puede escribir como:

$$v_p(t) = \sum_i p\left(t - i \cdot \mathrm{T_{rep}}\right) = p(t-0) + p\left(t - \mathrm{T_{rep}}\right) + p\left(t - 2 \cdot \mathrm{T_{rep}}\right) + \cdots$$

Por tanto, en el cálculo de la transformada de Fourier se cumplirá la propiedad de traslación en el tiempo, de forma que:

$$\mathrm{FFT}(v_p(t)) = \mathrm{FFT}(p(t)) + \mathrm{FFT}(p(t))e^{-j\omega \mathrm{T_{rep}}} + \mathrm{FFT}(p(t))e^{-j\omega 2\mathrm{T_{rep}}} + \cdots$$

Es decir, tendremos funciones sinc del pulso rectangular elemental multiplicadas por exponenciales complejos. Los módulos de cada una de estas contribuciones son exactamente iguales, pero, puesto que las fases quedan modificadas, la superposición de todas estas contribuciones dará lugar al espectro observado con las propiedades descritas.

Calculemos ahora la FFT de la señal V_2/V_1 tomada de la Figura A2.1 (paso de 10 álabes). El resultado se muestra en la Figura A2.5.

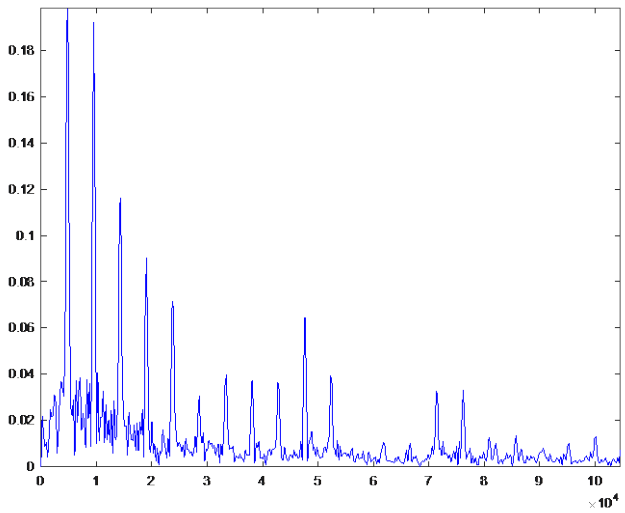
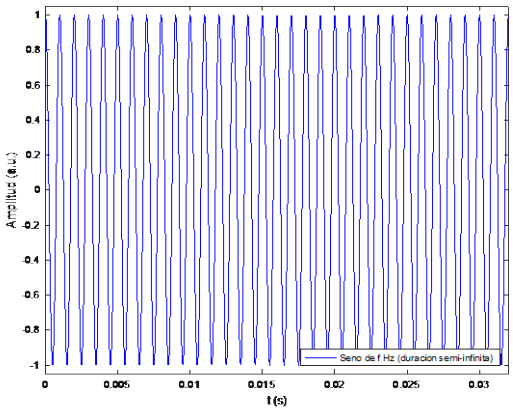


Figura A2.5 Espectro (FFT) del cociente de señales V2/V1 para el paso de 10 álabes.

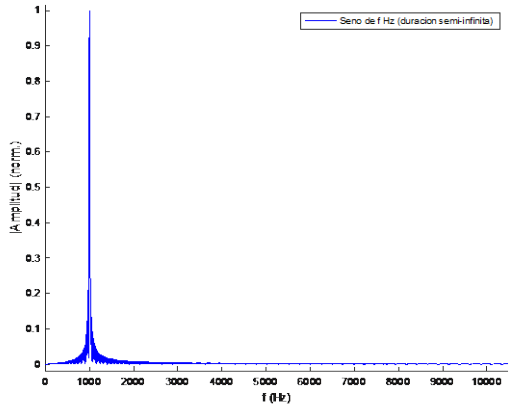
Sabemos que la separación entre máximos locales nos dará la frecuencia de álabe buscada, que resulta ser de 4640 Hz, muy cercana a los 4690 Hz estimados de la señal en el dominio del tiempo. Nótese el aspecto que tiene la "envolvente" del espectro: en efecto, se trata de una función muy parecida a la función sinc –aunque no exactamente igual, porque en la señal real no tenemos pulsos rectangulares puros–, en la que la separación entre sus ceros está relacionada con la duración de los "datum".

Finalmente, conviene no confundir estos máximos locales con supuestos armónicos de alguna señal periódica. Para demostrarlo, tomemos una señal sinusoidal $s(t)$ de con un periodo de 1 ms, es decir, de frecuencia fundamental f=1000 Hz.

La forma de la señal en el dominio del tiempo y de la frecuencia será la mostrada en la Figura A2.6.



(a)



(b)

Figura A2.6 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz (periodo de 1 ms). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT).

Nótese que en el espectro no tenemos una delta pura centrada en 1000 Hz debido a que, en realidad, la señal sinusoidal generada no tiene una duración infinita, sino que realmente está enventanada (en los cálculos, hemos tomado 50 periodos de la señal sinusoidal, lo que equivale a enventanar una señal sinusoidal ideal de 1000 Hz de duración infinita con una ventana rectangular de duración igual a 50 periodos), de ahí que aparezca una función sinc centrada alrededor de 1000 Hz con ceros a 960, 980, 1020, 1040 Hz, etc. (es decir, separados $1/(50 \cdot 0{,}001)$ Hz). Esto se observa mejor en la figura ampliada del espectro (Figura A2.7).

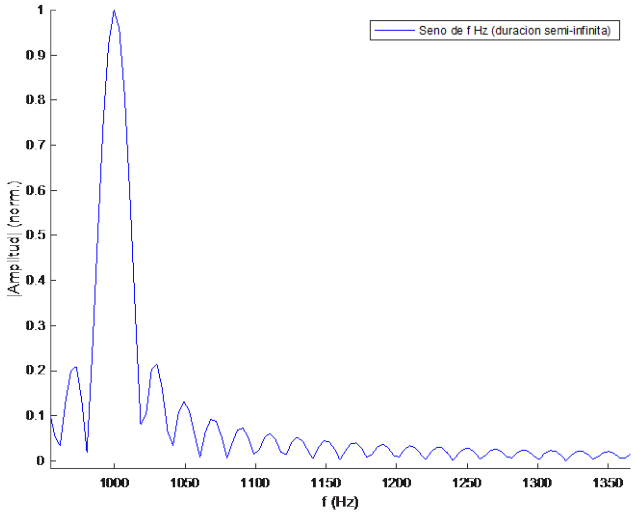
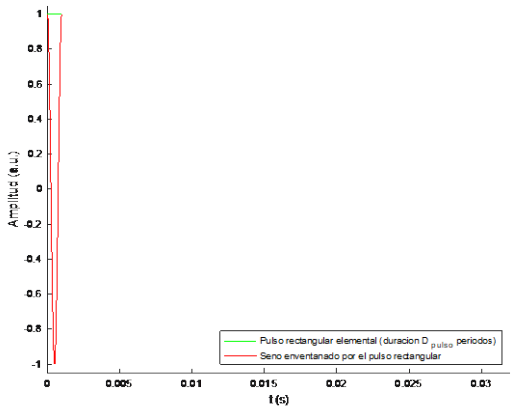
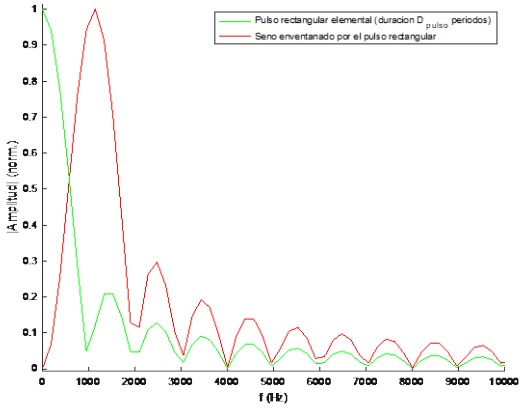


Figura A2.7 Espectro (FFT) ampliado de la señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz (periodo de 1 ms).

En el caso de que la señal sinusoidal tenga una duración exactamente igual al pulso rectangular elemental, es decir, exactamente un periodo, la forma de la señal en el dominio del tiempo y de la frecuencia será la mostrada en la Figura A2.8.



(a)



(b)

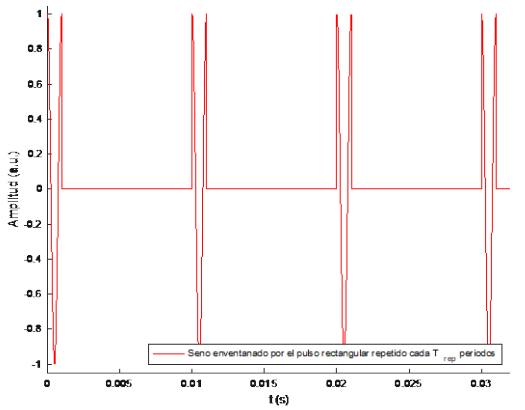
Figura A2.8 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz y de duración igual a 1 ms (un periodo). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT).

En el dominio del tiempo, lo que hemos hecho ha sido la convolución entre la señal sinusoidal $s(t)$ y el pulso rectangular elemental $p(t)$:

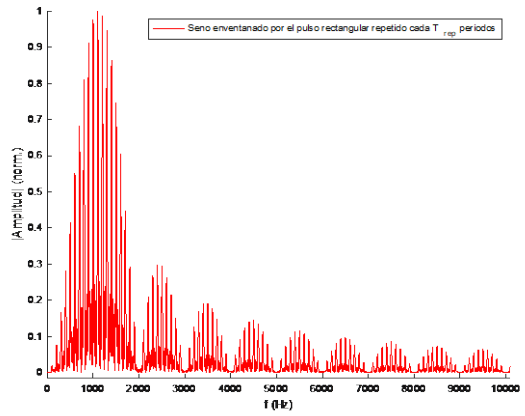
$$s(t) * p(t)$$

Por tanto, en el espectro tenemos la función sinc correspondiente al pulso rectangular elemental desplazada 1000 Hz debido a la delta correspondiente a la señal sinusoidal. Nótese que la asimetría que presenta la función sinc alrededor del máximo queda expuesta de forma notoria cuando se desplaza desde el origen (0 Hz) a una frecuencia diferente.

Finalmente, tomemos la señal sinusoidal de duración exactamente igual al pulso rectangular elemental, es decir, exactamente un periodo, pero repetida cada T_{rep}=10 periodos. La forma de la señal en el dominio del tiempo y de la frecuencia será la indicada en la Figura A2.9:



(a)



(b)

Figura A2.9 Señal sinusoidal de frecuencia fundamental f=1000 Hz, de duración igual a 1 ms (un periodo) y repetida cada 10 ms (10 periodos). (a) Dominio del tiempo. (b) Dominio de la frecuencia (FFT).

En el dominio del tiempo, lo que hemos hecho ha sido la convolución entre la señal sinusoidal $s(t)$ y el pulso rectangular elemental $p(t)$ repetido cada T_{rep}=10 periodos o, lo que es lo mismo, la convolución entre la señal sinusoidal $s(t)$ y la señal $v_p(t)$. Por tanto, lo que estamos haciendo es desplazar el espectro de $v_p(t)$ en 1000 Hz debido a la delta correspondiente a la señal sinusoidal $s(t)$. Como ya hemos deducido, los máximos locales del espectro surgen debido a la repetición periódica de la señal sinusoidal enventanada exactamente un periodo, y no representan en absoluto ningún armónico de la señal sinusoidal.

CONCLUSIONES

En esta tesis ha tenido lugar el desarrollo de un sistema completo para la medida y análisis de distancia en el ámbito de motores aeronáuticos. Ello ha sido posible gracias a la utilización de un sensor óptico basado en la modulación de la luz reflejada y la distribución gaussiana de la intensidad del haz de luz laser emisor. Este sistema ha sido capaz de adquirir y analizar los datos relativos al TC de diseños reales de etapas tanto de turbina y compresor, como de compresores de motores aeronáuticos en funcionamiento real. Durante el transcurso de la tesis se han ido desarrollando herramientas virtuales tanto para obtener las funcionalidades finales, así como para ir validando paso a paso el correcto funcionamiento del sistema en sus diferentes etapas. También se ha diseñado e impreso un montaje 3d que facilita la sujeción de los álabes en el laboratorio y así controlar el ángulo de incidencia del haz laser sobre el álabe. Esto facilita la operación de la calibración para diferentes ángulos de incidencia. Las conclusiones que se obtienen de esta tesis son las siguientes:

a) Las sondas ópticas con diseño ad-hoc utilizadas durante esta tesis ha resultado ser sensores muy interesantes para analizar motores aeronáuticos debido al nivel de detalle que son capaces de captar.

b) El desarrollo de software para la adquisición de datos es relativamente sencillo. Sin embargo, el software necesario para el post-procesamiento de los datos es mucho más complicado. Esto es debido a que hay varias las condiciones que afectan al comportamiento del sensor, y esto genera que el sistema acabe registrando múltiples tipos formas de onda. Por este motivo, sucede que un software que funciona correctamente para un tipo de forma de onda no funcione correctamente para otro tipo de forma de onda.

c) Es muy complicado desarrollar desde un inicio y en condiciones de laboratorio un software que pueda funcionar correctamente durante un test real con todas sus particularidades. Solo enfrentándose previamente a datos de test reales se puede desarrollar un software que funcione adecuadamente. Cualquier cambio en el tipo de álabe, motor o tipo de sensor utilizado puede hacer que aparezca una peculiaridad en las formas de onda que genere un comportamiento erróneo del software, invalidando los resultados ofrecidos.

d) Las condiciones en campo han resultado ser mucho más adversas de lo que son en el laboratorio. Esto ha dado lugar a todo tipo de problemas, desde curvas de calibración incompatibles con las condiciones reales de los test hasta sensores anulados por suciedad, golpes o atrapamientos mecánicos.

e) El desarrollo de software en LabVIEW ha permitido ajustar el hardware o incluso intercambiarlo en diferentes test de manera cómoda y conveniente. Esto ha permitido durante la tesis reaprovechar código ya existente para utilizarlo con diferentes equipos de adquisición en diferentes situaciones.

LÍNEAS FUTURAS

Tras el desarrollo del sistema de adquisición y tratamiento de datos basados en sensores ópticos con distribución de anillos concéntricos para la obtención del TC para el ámbito de motores aeronáuticos se abren varias líneas de investigación para extender la utilidad del sistema actual que son las siguientes:

a) Hacer un análisis de cada una de las sondas e identificar posibles desviaciones de cada sonda respecto de su modelo ideal. Es posible que el haz emisor no sea perfectamente perpendicular a la superficie de salida del sensor. Esto supone que, en caso de estar incidiendo sobre una superficie de álabe con cierta inclinación, el haz reflejado daría lugar a diferentes lecturas en función de la orientación del sensor en la carcasa.

b) Implementación el método Full Spectrum utilizando dos sondas ópticas montadas en el mismo punto axial y en cuadratura. De esta manera se puede obtener y analizar el desplazamiento radial del eje en ese punto. El comportamiento vibracional del eje está relacionado con problemas concretos de determinadas partes del motor dando permitiendo un mantenimiento predictivo evitando llegar al fallo.

c) Implementar método para obtener el Tip Timing a partir de los datos del anillo interior. Esto podía estar vinculado a un nuevo diseño de sonda con una distribución de fibras tal que genere un pulso de llegada de álabe lo más abrupto posible.

d) Fabricación un nuevo tipo de sonda óptica que incluya en su distribución de fibras unas líneas de fibras que puedan detectar la luz reflejada por las cuchillas de los álabes. De esta manera, y con ayuda de un segundo sensor que pueda medir el desplazamiento axial del eje del motor, se podría aislar el desplazamiento axial del álabe que sea únicamente debido a la deformación axial del álabe. De tal desplazamiento axial se podría inferir el ángulo de deformación del álabe debido al flujo del aire. Esto podría usarse para elegir una curva de calibración que se ajuste mejor a las condiciones reales del test.

e) Diseño un nuevo útil de posicionamiento del sensor en la carcasa. Un punto de incidencia inadecuado supone que el test resulte invalido, lo que puede suponer un día perdido. Para tener más control sobre en qué parte del álabe incide el spot de luz láser emitido se podría diseñar un nuevo útil de posicionamiento del sensor en la carcasa. Dicho útil, mediante una configuración excéntrica giratoria, permitiría desplazar ligeramente el punto de incidencia en el álabe en dirección radial. Este ajuste podría motorizarse, ya que, en entornos industriales y por razones de

seguridad, una vez comenzado el test no se suele permitir el acceso a ninguna persona para hacer operaciones manuales en los equipos próximos a la turbina.

f) Desarrollo de un sensor refrigerado ya que la ausencia de este limita a operar en zonas del motor poco extremas térmicamente, como son las etapas de compresor, o etapas de turbina testeadas en ausencia de combustión (en túnel de viento). Se podría rodear la sonda con un serpentín con flujo de líquido refrigerante para evitar que la sonda pierda sus propiedades ópticas.

g) Diseño de un sistema de limpieza que permitiera un flujo presurizado de aire y/o agua sobre la zona expuesta del sensor óptico. Las sondas pueden ensuciarse durante los test debido a líquidos como aceites, combustible, y también por hollín o virutas de materiales de sacrificio. Esto puede falsear o inhabilitar una sonda.

h) Realización de calibraciones en laboratorio simulando diferentes ángulos de incidencia del haz emitido sobre el álabe. Esto posibilitará seleccionar una curva de calibración más acorde a las condiciones reales de funcionamiento, que pueden ser no ideales.

i) Implementar el sistema orientado a procesamiento de datos y análisis del TC en tiempo real. Para ello habría que diseñar el software de postprocesado buscando la máxima velocidad. Una opción sería utilizar otros métodos de detección de álabes más eficientes y se podrían utilizar tarjetas basadas en FPGAs para su ejecución.

APORTACIONES

Contribuciones a la tesis

- Fernández, R.; Amorebieta, J.; García, I.; Aldabaldetreku, G.; Zubia, J.; Durana, G. Review of a Custom-Designed Optical Sensing System for Aero-Engine Applications. *Int. J. Turbomach. Propuls. Power* **2021**, *6*, 3. https://doi.org/10.3390/ijtpp6010003

- Fernández-Bello, R.; Amorebieta, J.; Beloki, J.; Aldabaldetreku, G.; García, I.; Zubia, J.; Durana, G. Performance Comparison of Three Fibre-Based Reflective Optical Sensors for Aero Engine Monitorization. *Sensors* **2019**, *19*, 2244. https://doi.org/10.3390/s19102244

- Durana, G.; Amorebieta, J.; Fernandez, R.; Beloki, J.; Arrospide, E.; Garcia, I.; Zubia, J. Design, Fabrication and Testing of a High-Sensitive Fibre Sensor for Tip Clearance Measurements. *Sensors* **2018**, *18*, 2610. https://doi.org/10.3390/s18082610

- J. Amorebieta, R. Fernández, G. Durana, J. Beloki, and J. Zubia, "Optical Fibre-Based Reflective Displacement Sensing System for High Sensitivity Blade Tip-Clearance Measurements," in Advanced Photonics **2018** (BGPP, IPR, NP, NOMA, Sensors, Networks, SPPCom, SOF), OSA Technical Digest (online) (Optical Society of America, 2018), paper SeTh2E.4.

Otras contribuciones

- J. Amorebieta, A. Ortega-Gomez, G. Durana, R. Fernández, E. Antonio-Lopez, A. Schülzgen, J. Zubia, R. Amezcua-Correa, J. Villatoro. Compact omnidirectional multicore fiber-based vector bending sensor. *Sci Rep* **11,** 5989 (**2021**). https://doi.org/10.1038/s41598-021-85507-9

- J. Amorebieta, A. Ortega-Gomez, G. Durana, R. Fernández, E. Antonio-Lopez, A. Schülzgen, J. Zubia, R. Amezcua-Correa, J. Villatoro. Highly sensitive multicore

fiber accelerometer for low frequency vibration sensing. *Sci Rep* **10,** 16180 (**2020**). https://doi.org/10.1038/s41598-020-73178-x

- Memisoglu G, Gulbahar B, Fernandez Bello R. Preparation and Characterization of Freely-Suspended Graphene Nanomechanical Membrane Devices with Quantum Dots for Point-of-Care Applications. *Micromachines (Basel).* 2020;11(1):104. Published **2020** Jan 18. doi:10.3390/mi11010104

- Josu Amorebieta, Gaizka Durana, Angel Ortega-Gomez, Rubén Fernández, Javier Velasco, Idurre Sáez de Ocáriz, Joseba Zubia, Enrique Antonio-Lopez, Axel Schülzgen, Rodrigo Amezcua-Correa, Joel Villatoro, "Strongly coupled multi-core fiber-based interferometer for high temperature sensing," Proc. SPIE 11029, Micro-structured and Specialty Optical Fibres VI, 110290R (15 April **2019**); https://doi.org/10.1117/12.2520711

- J. Amorebieta, G. Durana, A. Ortega-Gomez, R. Fernández, J. Velasco, I. Sáez de Ocáriz, J. Zubia , J. Enrique Antonio-López, A. Schülzgen, R. Amezcua-Correa, J. Villatoro, "Packaged Multi-Core Fiber Interferometer for High-Temperature Sensing," in Journal of Lightwave Technology, vol. 37, no. 10, pp. 2328-2334, 15 May15, **2019**, doi: 10.1109/JLT.2019.2903595.

Congresos

- R. Fernández, G. Durana, G. Aldabaldetreku, R. Przysowa, I. García, "Analysis of the shaft behaviour in aircraft engines using tip clearance data and custom designed laser sensors," Proc. SPIE 11772, Optical Sensors **2021**, 1177224 (18 April 2021); https://doi.org/10.1117/12.2592274

- R. Fernández, J. Amorebieta, G. Durana, J. Beloki and J. Zubia, "Performance comparison among three optical fibre-based displacement sensors for Blade Tip Clearance measurements," 2018 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), **2018**, pp. 657-662, doi: 10.1109/MetroAeroSpace.2018.8453515.

ARTÍCULOS

International Journal of
Turbomachinery Propulsion and Power

MDPI

Article

Review of a Custom-Designed Optical Sensing System for Aero-Engine Applications

Rubén Fernández [1,*], Josu Amorebieta [1], Iker García [2], Gotzon Aldabaldetreku [1], Joseba Zubia [1] and Gaizka Durana [1]

[1] Department of Communications Engineering, University of the Basque Country UPV/EHU, Ingeniero Torres Quevedo Plaza 1, E-48013 Bilbao, Basque Country, Spain; josu.amorebieta@ehu.eus (J.A.); gotzon.aldabaldetreku@ehu.eus (G.A.); joseba.zubia@ehu.eus (J.Z.); gaizka.durana@ehu.eus (G.D.)
[2] AOTECH (Advanced Optical Technologies S.L.), B° Altamira 14, 5° D, E-48002 Bilbao, Basque Country, Spain; igarcia@aotech.es
* Correspondence: ruben.fernandez@ehu.eus; Tel.: +34-94601-7305

Abstract: Fibre bundle-based reflective optical sensors are good candidates for parameter monitorisation in aero engines. Tip clearance is one of those parameters of great concern that is necessary to monitor. Within this optical technology, the evolution experienced by a custom-designed optical sensor is presented from its first configuration up to the fifth one. The performance of the last configuration is compared with those of other two optical sensors that are also based on a fibre bundle design. The comparison has been carried out in an experimental program in a transonic wind tunnel for aero engines. The proven high resolution and sensitivity of the last configuration of the optical sensor opens up the possibility to detect blade defects, cracks, etc. that could otherwise be hard to track.

Keywords: fibre bundle; optical sensor; tip clearance; turbine; aero engine

check for updates

Citation: Fernández, R.; Amorebieta, J.; García, I.; Aldabaldetreku, G.; Zubia, J.; Durana, G. Review of a Custom-Designed Optical Sensing System for Aero-Engine Applications. *Int. J. Turbomach. Propuls. Power* **2021**, *6*, 3. https://doi.org/10.3390/ijtpp6010003

Received: 18 March 2020
Accepted: 18 February 2021
Published: 25 February 2021

Publisher's Note: MDPI stays neutral with regard to jurisdictional claims in published maps and institutional affiliations.

Copyright: © 2021 by the authors. Licensee MDPI, Basel, Switzerland. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY-NC-ND) license (https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/).

1. Introduction

Among the various parameters of interest in gas turbines, blade tip clearance (BTC) is one of the most important as it affects their performance, safety and stability. Defined as the air gap between the most prominent part of any of the blades and the inner part of the casing, its value is related to engine efficiency and fuel consumption. High BTC values allow an amount of air to flow without generating useful work, whereas small values of it accelerate blade tip wear over time and put engine integrity at risk [1]. For noncontact clearance measurements in gas turbines, there exist several technologies such as eddy current sensors [2–7], capacity sensors [8–10], microwave sensors [11–13] and optical sensors [14–16]. Among the latter, fibre-based reflective optical sensors offer a trade-off between high performance and implementation simplicity. The present contribution aims to present the latest performance achievements of a fibre-based reflective optical sensor that demonstrates an upgrade from previous configurations of it [17,18]. More specifically, after presenting the general design and working principle of the optical sensor, we will show the most representative results obtained from several test programs carried out in a wind tunnel commonly used for turbine testing. We will put an emphasis on BTC, but the presented results may bring inspiration for other gas turbine applications.

2. Materials and Methods

Although sensors based on other technologies may bring higher accuracy, the fibre-based reflective optical sensor presented in this contribution has very important advantages such as simplicity, robustness, low cost and high bandwidth. More specifically, this sensor corresponds to the fifth configuration of the optical sensors that evolved from an initial basic configuration. That initial basic configuration consists of a central multimode glass

fibre emitting light from a laser diode, and around it a set of multimode receiving glass fibres in a ring-like arrangement to collect part of the reflected light and convert it into a photocurrent using a single photodetector. Both emitting and receiving fibres were packed in a single fibre bundle. In this initial conceptual configuration, as the distance is correlated with the light intensity received by the sensor, any undesired power change in the light emitting source leads to an incorrect measurement of the distance to the target. To avoid this behaviour, the first configuration included a second concentric ring of receiving fibres (an outer ring or Ring 2) connected to another photodetector whose gain was set to the same value as that corresponding to the photodetector connected to the first concentric ring (the inner ring or Ring 1). Such a configuration allowed us to divide the received light intensities of both rings such that the effect of any change in the power of the light emitting source was ideally cancelled, and therefore the quotient was directly related to the distance to the target [6,19,20]. It is straightforward to prove this immunity to light fluctuations if we take the optical irradiance on each photodetector as:

$$I_1 = K_0 R I_0 K_1 F_1(d), \text{ and } I_2 = K_0 R I_0 K_2 F_2(d),$$

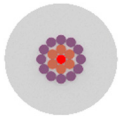
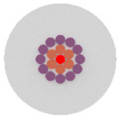
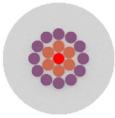
where I_0 is the light coming out of the emitting fibre, R is the reflectivity of the target, K_1 and K_2 stand for the fibre losses, and K_0 includes the laser fluctuations. By dividing both optical irradiances, any effect of the light source will be cancelled, as well as the other common factors. Thus:

$$I_2/I_1 = K_2 F_2(d)/K_1 F_1(d)$$

However, there were spatial resolution problems that arose from the use of a narrowband light source combined with a relatively short length of multimode fibre bundle, preventing the equilibrium mode distribution from occurring [21]. The multiple modes propagating through the fibre interfere with each other creating at the exit of the sensor head a kind of speckle pattern [22]. The pattern is highly sensitive to several parameters such as the frequency of the laser source, mechanical deformation of the fibre and temperature, thus affecting to the overall performance of the sensor [23].

Therefore, in order to overcome the aforementioned issue related to the speckle pattern, the second configuration of the sensor included a mode scrambler that made the light power distribution uniform at the expense of decreasing the light intensity collected by the receiving fibres. Moreover, in order to maximise the sensitivity of the calibration curve, the second configuration of the sensor also used photodetectors whose gain was set to different values. With the aim of reducing the bundle cost, we built a third configuration of the sensor with characteristics similar to the first configuration of the sensor, but using plastic optical fibres instead of their glass counterparts. Some tests were performed to prove this concept, but constraints in the maximum working temperature for plastic optical fibres made this configuration inadequate for real engines and limited their use to moderate temperature conditions. Both problems, i.e. the modal noise and the power losses [24], were addressed in the following fourth and fifth configurations of the sensor by replacing the central multimode emitting fibre with a single-mode fibre [25,26]. In addition to that, in the fifth sensor configuration, the outer ring fibres were replaced by fibres of larger core diameter, and the outer ring diameter was also made larger. This geometrical and optical upgrade of the bundle design was aimed at customising the working distance of the optical probe to larger distance values. More details about this will be given later on in this section. One additional improvement of the fifth configuration of the sensor arises from having three or more rings available, a fact that makes possible the use of the sensor for different purposes at the same time. For example, we might use two rings to measure the BTC, and another spare ring to measure blade arrival times for the tip timing measurement. Furthermore, by having three or more rings at our disposal, we might use a different pair of ring combinations to measure the tip clearance for different working distances. A summary of the most relevant characteristics of the different configurations is shown in Table 1.

Table 1. Details of the different sensor configurations.

	1st Sensor Configuration	2nd Sensor Configuration	3rd Sensor Configuration	4th Sensor Configuration	5th Sensor Configuration
Emitter fibre	Multimode NA = 0.22 fibre Ø100 µm	Scrambler + Multimode NA = 0.22 fibre Ø100 µm	POF Multimode NA = 0.5 fibre Ø240 µm	Single-mode NA = 0.12 fibre Ø4.3 µm	Single-mode NA = 0.12 fibre Ø4.3 µm
Receive fibres	Multimode NA = 0.22 fibre Ø100 µm	Multimode NA = 0.22 fibre Ø100 µm	POF, Multimode NA = 0.5 fibre Ø240 µm	Multimode NA = 0.22 fibre Ø100 µm	Multimode NA = 0.22 fibre Ø200 µm fibre Ø300 µm
Max. operational temperature for fibres	350 °C	350 °C	60 °C	350 °C	350 °C
Gain of each photodetector	$G_1 = G_2 = 0.75 \times 10^4$ V/A	$G_1 = 0.75 \times 10^5$ V/A $G_2 = 2.38 \times 10^5$ V/A	$G_1 = 0.75 \times 10^5$ V/A $G_2 = 2.38 \times 10^5$ V/A	$G_1 = 0.75 \times 10^5$ V/A $G_2 = 2.38 \times 10^5$ V/A	$G_1 = 1.51 \times 10^3$ V/A $G_2 = 1.51 \times 10^5$ V/A
Range of working distance	3–7 mm	3–7 mm	0–5 mm	0–5 mm	2.5–4.3 mm
Calibration curve	$V_2/V_1 = -0.089d + 1.8783$ $R^2 = 0.9945$	$V_2/V_1 = -0.2002d + 2.4578$ $R^2 = 0.9455$	$V_2/V_1 = -0.213d + 5.0064$ $R^2 = 0.9997$	$V_2/V_1 = -0.2167d + 3.8448$ $R^2 = 0.9882$	$V_2/V_1 = 43.36d - 67.57$
Cross-section					

The structure of the fifth configuration of the sensor is depicted in Figure 1a: The fibre bundle manufactured by Fiberguide using our own design parameters consists of one emitting glass fibre (central fibre) and two rings of receiving glass fibres (inner and outer rings, Ring 1 and Ring 2, respectively) surrounding the central emitting fibre. As stated above, the principle of operation is quite simple: A continuous light is launched from the central emitting fibre, and after hitting the surface of interest located at a certain distance from the bundle tip, it reflects back, and finally, it is collected by both rings of receiving fibres (Figure 1b). The quotient of the light intensities collected by each of the aforementioned rings of receiving fibres will be directly related to the distance of the surface of interest. Although the sensor of the fifth generation has multiple built-in rings available, we only used the innermost and outermost rings to extend the maximum range of measurable distances (Figure 1c,d). We have connected off-the-shelf devices to the fibre bundle: The light source is a pigtailed 660 nm-wavelength laser diode from Thorlabs (S4FC660, Bergkirchen, Germany), the photodetectors are Si PIN photodiodes from Thorlabs (PDA 100A-EC), and the data acquisition system is a multifunction I/O device from National Instruments (USB-6366, Irvine, CA, USA) with a sampling rate of 2 MS/s. Finally, we control all these components using a custom-designed software in the LabVIEW (LabVIEW 2017, National Instruments, Irvine, CA, USA) environment.

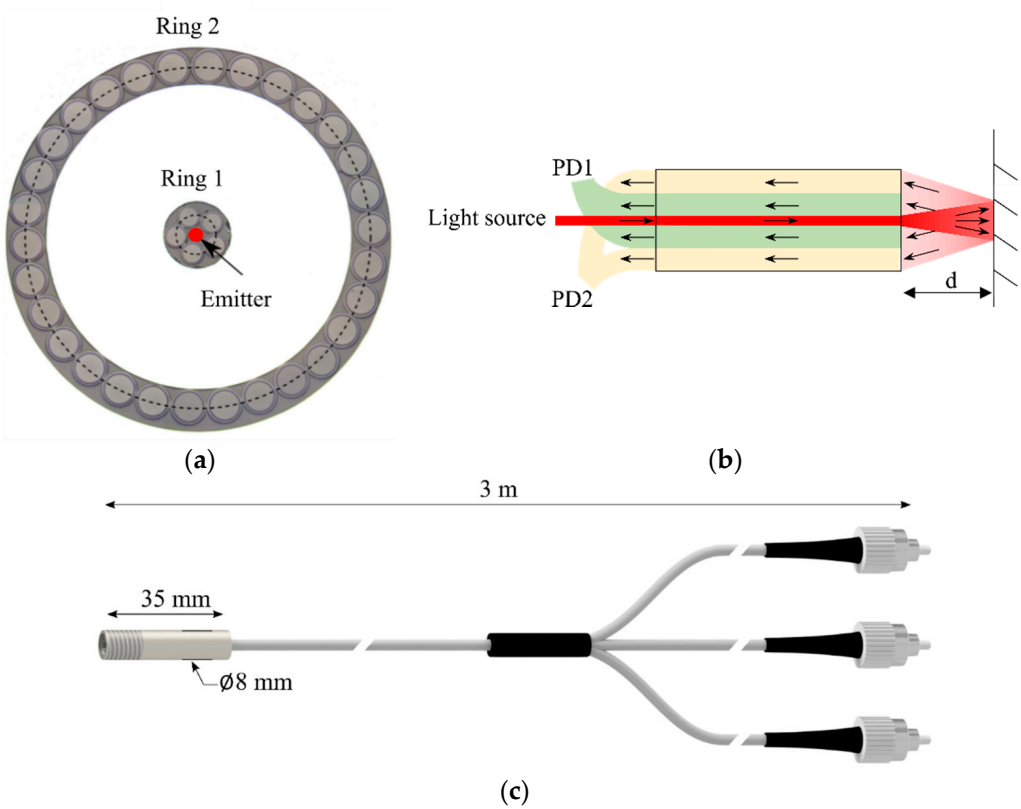
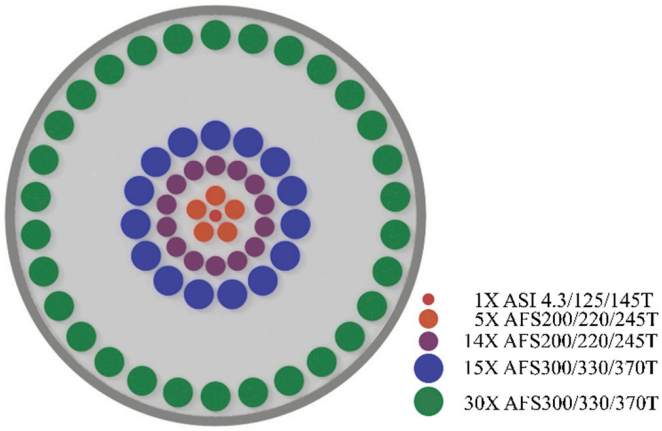


Figure 1. *Cont.*



(**d**)

Figure 1. (**a**) Cross-sectional photograph of the fibre bundle (showing only the central emitting fibre, as well as the innermost and outermost rings). All configurations share the same general geometrical scheme, but the exact geometry of the bundle and the physical and optical characteristics of the fibres vary from configuration to configuration. (**b**) Illustration of the working principle of the optical sensor: The reflected light is collected by two independent rings of receiving fibres. (**c**) Detailed description of the fibre bundle in the fifth configuration. (**d**) Cross-section of the fibre bundle in the fifth configuration (OS 3).

For the sake of comparison, we have tested three optical sensors in several stages of a turbine test rig assembled in a transonic wind tunnel. On the one hand, the first sensor, labelled OS 1, is a commercially available sensor from Philtec (RC171, Annapolis, MD, USA). In this sensor, the transmitting and receiving fibres are separated in two independent semi-circular patterns, and they are arranged in a random fashion on the inside. Their numerical aperture (NA) is 0.22, and the diameter of the sensor head is 4.75 mm. This sensor has its own inner circuitry, which biases its laser source and converts the received optical signal into an electrical signal that is acquired by our data acquisition system. The bandwidth of OS 1 is 20 kHz. On the other hand, the fibre bundles of the second and third sensors, labelled OS 2 and OS 3, respectively, are manufactured by Fiberguide, and they are two variants of the fifth configuration of our design. The theoretical modelling behind these custom-designed sensors is based on the quasi-Gaussian emission of the transmitting fibre [27]. Taking into account such a model and the design constraints imposed by the turbine specifications (maximum allowed diameter of the fibre bundle, expected BTC working range, etc.), their theoretical characteristics have been calculated with the aid of computer simulations. This preliminary work allows the design of a sensor fulfilling the operational requirements. OS 2 and OS 3 are mostly identical, except for the radii of the outer rings for the reasons explained below. Thus, the radii of Ring 1 and Ring 2 in OS 2 are 200 and 930 µm, respectively, whereas in OS 3, they are 200 and 1800 µm, respectively. As for the central emitting fibre of both sensors, it consists of a 4.3 µm-diameter single-mode silica fibre with an NA of 0.12, whereas the receiving fibres are multimode silica fibres of 200 to 300 µm diameters (for the innermost and outermost rings, respectively) with an NA of 0.22. The diameters of the sensor head are 8 mm.

Each of these optical sensors has been inserted in three different radial holes in the casing of the turbine and shifted 90° from each other (Figure 2). The accurate positioning of the optical sensors inside the casing is crucial; therefore, we have employed ad-hoc-built micrometre-driven adapters.

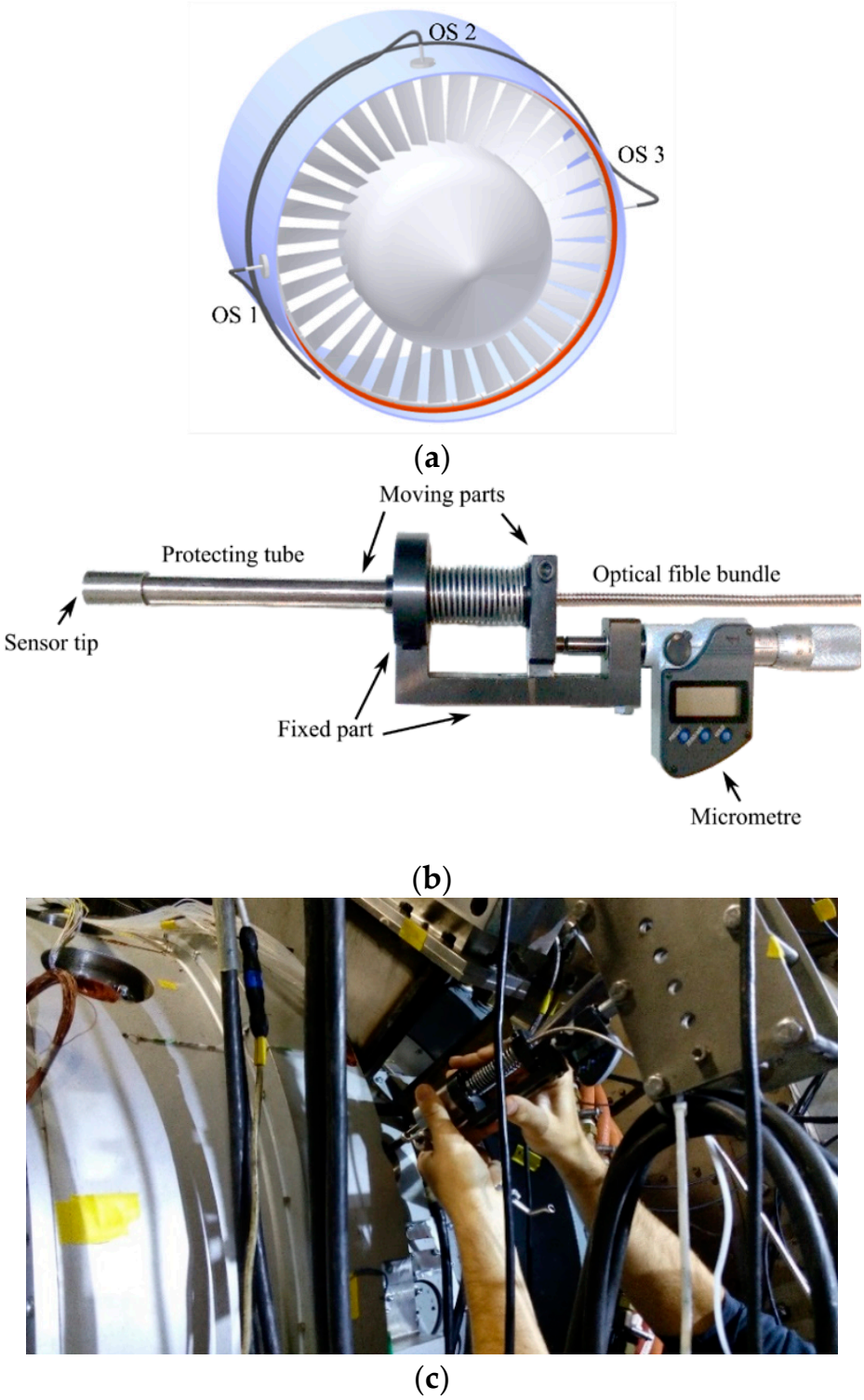
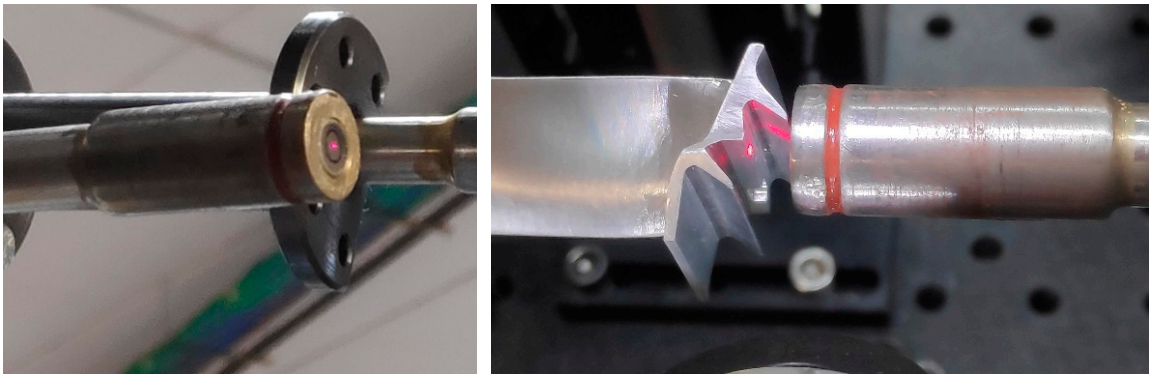


Figure 2. (**a**) Illustration of the geometrical distribution of the sensors in the turbine test rig. (**b**) Photograph of one of the ad-hoc-built micrometre-driven adapters used to insert accurately the optical probe in the casing. (**c**) Assembly of one of the optical sensors in the turbine test rig.

Prior to the real tests in the wind tunnel, the sensors were calibrated in laboratory conditions (Figure 3).



(**a**) (**b**)

Figure 3. Detail of the optical probe (**a**) installed inside one of the adapters, and (**b**) during a laboratory calibration with a spare blade.

Figure 4 shows the response curves that relate the quotient of the collected light intensities to the distance to the target. Thus, if we increase the distance to the target, the reflected light will illuminate progressively the innermost and outermost rings (Ring 1 and Ring 2) so that the response curve (V_2/V_1) will increase in the first linear region (i.e. the front slope region) until a maximum is reached; for longer distances, the reflected spot will exceed the boundaries of the outermost ring so that the response curve will decrease in the second linear region (or the back slope region) [27].

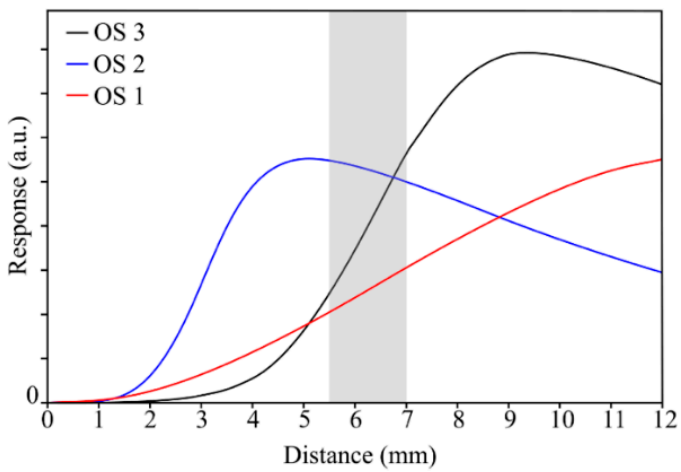


Figure 4. Response curve of the three optical sensors OS 1, OS 2 and OS 3 as a function of the distance from the surface of interest to the tip of the sensor. The shaded region defines the working region of interest. OS 1: Commercial optical sensor from Philtec (RC171). OS 2 and OS 3: Custom-designed sensors that operate in the back and front slope regions (second and first linear regions), respectively.

We can change the sensitivity of the response curve and make it higher by decreasing the radius of the outermost ring, but at the expense of a faster transition from the first linear region to the second one. This way, it can be observed from Figure 4 that, due to the shorter radius of Ring 2, the response curve of the sensor OS 2 changes faster than in the case of the sensor OS 3. As a consequence, the working region of interest lies in the second linear region for the former, and in the first linear region for the latter.

Figure 5 shows the performance of the different configurations of the sensor. From the comparison of the results, it can be observed that each configuration improves the slope sensitivity of previous configurations. Thus, the fifth configuration shows the highest sensitivity thanks in part to the optimised ring size. A suitable choice of the radii of the rings ensures that the sensor is working in the most sensitive front slope for the working region

of interest. Likewise, in order to achieve the maximum sensitivity, several differential gain configurations have been tested in the search of the optimal setup (from [24], the sensitivity from the previous configurations has improved from 0.089 to 0.2).

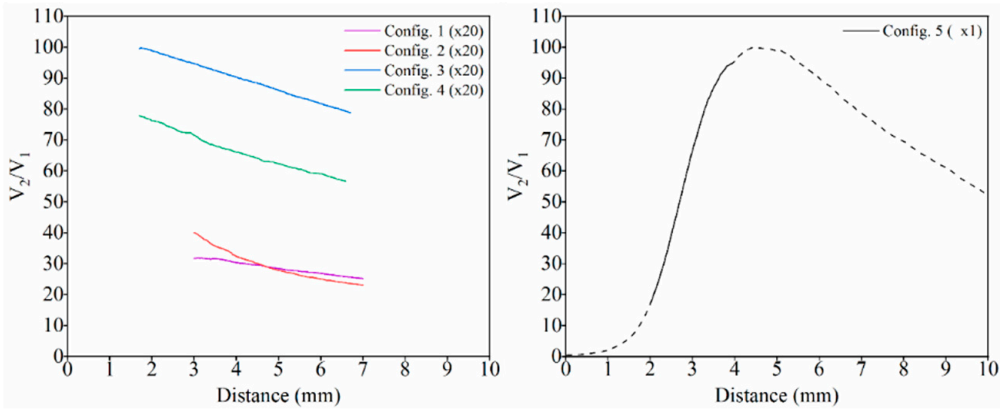


Figure 5. Response curves for different sensor configurations. On the left, for the fifth configuration (Config. 5), the complete calibration curve is shown as a dashed line, and the front slope is highlighted as a solid line. On the right, the back slopes of the rest of the configurations are shown magnified 20 times.

In the final configuration of the custom-designed sensor, we can highlight the following three advantages:

- The fluctuations in the light source and the variations in the reflectivity on the target surface are effectively cancelled by performing the quotient of the light intensities collected by the receiving fibres of each ring.
- Its sensitivity has been improved by using an asymmetric gain configuration in the photodetectors.
- The outer ring has been calculated so that the sensor works in the first and most steep positive slope of the response curve for these test particular conditions.

3. Results and Discussion

Figure 6a shows the raw signal provided by each sensor on the passing of one typical turbine blade. On the one hand, the commercial sensor OS 1 provides the smoothest signal, but it misses most of the blade profile features such as the datum (grey-shaded area) or the inter-blade spacing (red-shaded area). This is due to the bigger emitters' spot size and their own electronic bandwidth limitations. On the other hand, the sensors OS 2 and OS 3 are able to detect specific features of the passing blade. For the sake of comparison, the lower curve in Figure 6a shows an ideal response to the passing of a typical blade. From the figure, it is clear that the high resolution and sensitivity of OS 3 are closest to the ideal response.

As for the steep rising and falling edges of the waveform of OS 3 (defined within the grey-shaded area in Figure 6a), they are closely linked to the datum boundaries (Figure 6b). This specific feature of the waveform allows us to determine the passing time of the blade with high precision, making it possible to define an instantaneous rotational speed associated with each blade within a complete turbine turn.

Once the raw data have been acquired, a very simple algorithm has been used to detect the blade arrival. A threshold value has been applied to detect patterns in the waveform. Those patterns are linked to physical parts of the blade, so the arrival has been inferred. The OS 3 sensor stands out as the most reliable sensor using this simple algorithm, as its signal is more stable in time and less prone to false detections or missing events. Missing events lead to significant errors, and for that reason, the error values in Table 2 are very high. The blade arrival can be inferred from the arriving pulse slope (blade leading edge

detection) or by the exiting pulse slope (blade trailing edge detection). In our tests, using the trailing edge of the blade led to more stable results.

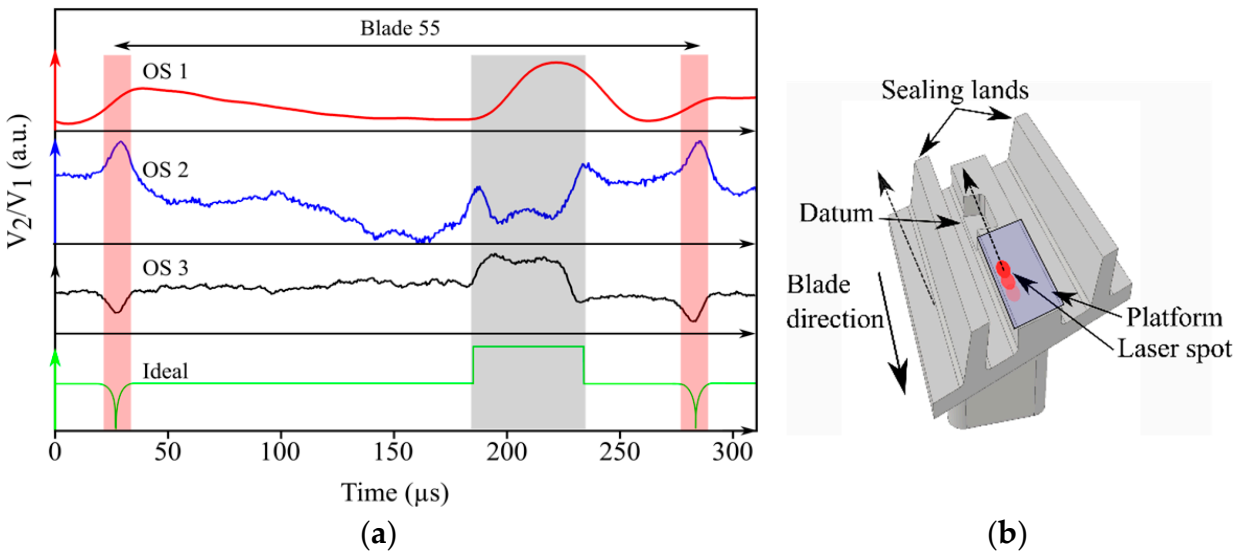


Figure 6. (**a**) Response curve of the different three optical sensors OS 1, OS 2 and OS 3 to the passing of a blade. The datum and inter-blade spacing are highlighted as grey and red-shaded areas, respectively. (**b**) 3D model of the blade and travel path of the light beam emitted by the emitter fibre.

Table 2. Errors of OS 1, OS 2 and OS 3 while detecting the blade speed blade by blade.

OS 1 Leading Edge	OS 1 Trailing Edge	OS 2 Leading Edge	OS 2 Trailing Edge	OS 3 Leading Edge	OS 3 Trailing Edge
91%	77%	53%	70%	6%	2%

For the sake of brevity, in the discussion that follows, we only show the results corresponding to OS 3 and, using the trailing edge, the sensor that offers the best performance. If we define in Figure 7 the instantaneous speed as the average speed (in rpm) over one turbine turn, then the Once-Per-Revolution (OPR) signal directly offers it, whereas in the case of OS 3, all blade-to-blade instantaneous speeds must be averaged over one full turn.

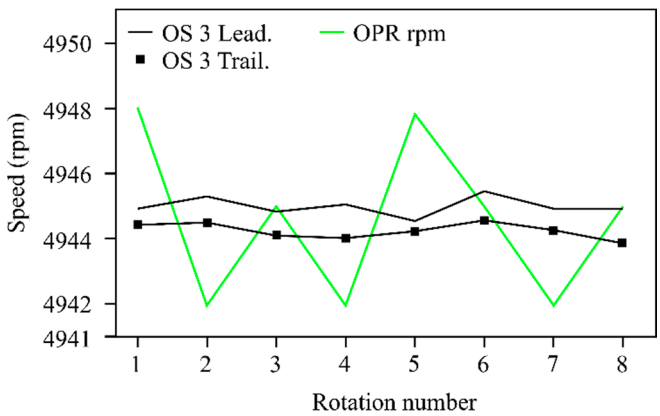


Figure 7. Comparison of the instantaneous speed of the turbine over several shaft turns given by OS 3 and the Once-Per-Revolution (OPR) signal.

We can observe that all curves follow the same trend, although the OPR signal has an edgy behaviour in contrast to the smoother behaviour of OS 3 as a consequence of the averaging process carried out over each shaft turn.

In order to appreciate further the accuracy provided by OS 3, Figure 8 shows the deviation in the instantaneous speed determined according to OS 3 with respect to the reference speed value provided by the OPR signal. In this case, the passing time of each blade was determined from the arrival time of the trailing edge of the datum. Similar results are obtained if data from the leading edge of the datum are used. Although not shown in Figure 8, the histograms corresponding to OS 1 and OS 2 contain data values that are much more spread out around the nominal value. Table 3 presents a summary of the statistical analysis in which the higher performance of OS 3 over the other two optical sensors is highlighted.

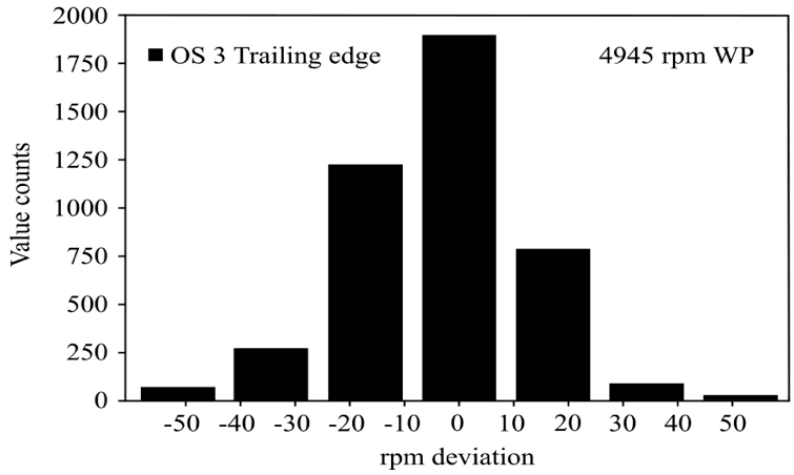


Figure 8. Histogram that represents the deviation in the calculated instantaneous speed (OS 3) with respect to the OPR reference speed (4945 rpm).

Table 3. Summary of the statistical analysis corresponding to the data shown graphically in Figure 8. The summary shows the results corresponding to OS 1, OS 2 and OS 3. Nominal speed of the working point: 4945 rpm.

Sensor	Mean (rpm)	Standard Deviation of the Mean (rpm)
OS 1	−21.37	±3.06
OS 2	−141.74	±7.13
OS 3	0.09	±0.40

These observations are the logical consequence of the higher waveform quality of the signals gathered with OS 3.

Finally, one of those parameters of interest due to its great influence on the turbine efficiency and lifespan is the BTC. The optical sensor OS 3 once again stands out over the other two sensors and offers the possibility of taking corrective actions in the case of detecting nonstandard blades, i.e. blades with unexpected features and defects.

4. Conclusions

We report on the development of a fibre-based reflective optical sensor from its first configuration to its fifth configuration. Our sensor is capable of monitoring several parameters of interest in aero-engine applications, such as the TC or blade passing time. This sensor is designed and manufactured specifically for each application to guarantee that it will operate in the most sensitive and stable part of the response curve of the sensor (front slope), offering the highest performance.

This sensor can be easily customised to different applications requiring noncontact measurements, small dimensions and immunity to electromagnetic interference. The tests carried out certify that our sensor is a good candidate to measure small distances at high speed with high precision.

Author Contributions: G.D. contributed with the methodology, supervision and writing. I.G. contributed with the validation, writing, reviewing and sensor design. J.A. contributed with the writing, reviewing and sensor design. R.F. contributed with the software, data curation and visualization. J.Z. contributed with the resources and the reviewing. G.A. contributed with the supervision, writing and reviewing. All authors have read and agreed to the published version of the manuscript.

Funding: This work was supported in part by the European Regional Development Fund, in part by the Ministerio de Economía y Competitividad under project RTI2018-094669-B-C31, and in part by the Gobierno Vasco/Eusko Jaurlaritza under projects IT933-16, ELKARTEK (KK-2018/00078 and KK-2019/00051), EKINTZAILE 01560/2019 and HAZITEK (ZL-2020/00380). The work of J. Amorebieta is supported in part by a PhD fellowship from the University of the Basque Country (UPV/EHU), Vicerrectorado de Euskera y Formación Continua.

Institutional Review Board Statement: Not applicable.

Informed Consent Statement: Not applicable.

Data Availability Statement: No new data were created or analyzed in this study. Data sharing is not applicable to this article.

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

References

1. Wiseman, M.W.; Guo, T.-H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines. *Proc. Am. Control Conf.* **2001**, *5*, 3706–3707. [CrossRef]
2. Sheard, A.G.; O'Donnell, S.G.; Stringfellow, J.F. High Temperature Proximity Measurement in Aero and Industrial Turbomachinery. *J. Eng. Gas Turbines Power* **1997**, *121*, 167–173. [CrossRef]
3. Roeseler, C.; Flotow, A.W.; Tappert, P. Monitoring blade passage in turbomachinery through the engine case (no holes). In Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 9–16 March 2002; p. 6. [CrossRef]
4. Du, L.; Zhu, X.; Zhe, J. A high sensitivity inductive sensor for blade tip clearance measurement. *Smart Mater. Struct.* **2014**, *23*. [CrossRef]
5. Barranger, J.P.; Ford, M.J. Laser-Optical Blade Tip Clearance Measurement System. *J. Eng. Power* **1981**, *103*, 457–460. [CrossRef]
6. Cao, S.Z.; Duan, F.J.; Zhang, Y.G. Measurement of Rotating Blade Tip Clearance with Fibre-Optic Probe. *J. Phys. Conf. Ser.* **2006**, *48*, 873–877. [CrossRef]
7. Vakhtin, A.B.; Chen, S.-J.; Massick, S.M. Optical Probe for Monitoring Blade Tip Clearance. In Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, FL, USA, 5–8 January 2009. [CrossRef]
8. Sheard, A.G. Blade by Blade Tip Clearance Measurement. *Int. J. Rotating Mach.* **2011**, *2011*, 516128. [CrossRef]
9. Haase, W.C.; Haase, Z.S. High-Speed, capacitance-based tip clearance sensing. In Proceedings of the 2013 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2–9 March 2013; pp. 1–8. [CrossRef]
10. Ye, D.-C.; Duan, F.-J.; Guo, H.-T.; Li, Y.; Wang, K. Turbine blade tip clearance measurement using a skewed dual-beam fiber optic sensor. *Opt. Eng.* **2012**, *51*. [CrossRef]
11. Schicht, A.; Schwarzer, S.; Schmidt, L.-P. Tip Clearance Measurement Technique for Stationary Gas Turbines Using an Autofocusing Millimeter-Wave Synthetic Aperture Radar. *IEEE Trans. Instrum. Meas.* **2012**, *61*, 1778–1785. [CrossRef]
12. Violetti, M.; Skrivervik, A.K.; Xu, Q.; Hafner, M. New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines. In Proceedings of the 2012 IEEE Sensors, Taipei, Taiwan, 28–31 October 2012; pp. 1–4.
13. Szczepanik, R.; Przysowa, R.; Spychała, J.; Rokicki, E.; Kazmierczak, K.; Majewski, P. Application of Blade-Tip Sensors to Blade-Vibration Monitoring in Gas Turbines. In *Thermal Power Plants*; Rasul, M., Ed.; IntechOpen: London, UK, 2012; ISBN 978-953-307-952-3. [CrossRef]
14. 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 Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisboa, Portugal, 26–29 June 2006.
15. García, I.; Zubia, J.; Durana, G.; Aldabaldetreku, G.; Illarramendi, M.A.; Villatoro, J. Optical Fiber Sensors for Aircraft Structural Health Monitoring. *Sensors* **2015**, *15*, 15494–15519. [CrossRef] [PubMed]
16. López-Higuera, J.M. Introduction to Fibre Optic Sensing Technology. In *Handbook of Optical Fibre Sensing Technology*; López-Higuera, J.M., Ed.; Wiley: Hoboken, NJ, USA, 2002.

17. Przysowa, R.; Garcia, I.; Zubia, J. Tip-clearance measurement in a legacy turbojet with the use of an optical fiber sensor. In Proceedings of the EVI-GTI and PIWG Joint Conference on Gas Turbine Instrumentation, Berlin, Germany, 27–29 September 2016.
18. García, I.; Przysowa, R.; Amorebieta, J.; Zubia, J. Tip-Clearance Measurement in the First Stage of the Compressor of an Aircraft Engine. *Sensors* **2016**, *16*, 1897. [CrossRef] [PubMed]
19. BingHui, J.; Lei, H. An Optical Fiber Measurement System for Blade Tip Clearance of Engine. *Int. J. Aerosp. Eng.* **2017**, *2017*, 1–9. [CrossRef]
20. Ma, Y.-Z.; Zhang, Y.-K.; Li, G.-P.; Liu, H.-G. Tip clearance optical measurement for rotating blades. *MSIE 2011* **2011**, 1206–1208. [CrossRef]
21. Savović, S.; Djordjevich, A. Calculation of the coupling coefficient in step index glass optical fibers. *Appl. Opt.* **2009**, *48*, 4496–4500. [CrossRef] [PubMed]
22. Yoshimura, T. Statistical properties of dynamic speckles. *J. Opt. Soc. Am. A* **1986**, *3*, 1032–1054. [CrossRef]
23. Daino, B.; De Marchis, G.; Piazzolla, S. Analysis and measurement of modal noise in an optical fibre. *Electron. Lett.* **1979**, *15*, 755. [CrossRef]
24. Garcia, I.; Zubia, J.; Berganza, A.; Beloki, J.; Arrue, J.; Illarramendi, M.A.; Mateo, J.; Vazquez, C.; Vazquez, M.C. Different configurations of a reflective intensity-modulated optical sensor to avoid modal noise in tip-clearance measurements. *J. Light. Technol.* **2015**, *33*, 1. [CrossRef]
25. Durana, G.; Amorebieta, J.; Fernandez, R.; Beloki, J.; Arrospide, E.; Garcia, I.; Zubia, J. Design, Fabrication and Testing of a High-Sensitive Fibre Sensor for Tip Clearance Measurements. *Sensors* **2018**, *18*, 2610. [CrossRef] [PubMed]
26. Fernandez, R.; Amorebieta, J.; Durana, G.; Beloki, J.; Zubia, J. Perf ormance comparison among three optical fibre-based displacement sensors for Blade Tip Clearance measurements. In Proceedings of the 5th IEEE International Workshop on Metrology for AeroSpace (MetroAeroSpace), Rome, Italy, 20–22 June 2018; pp. 657–662.
27. Cao, H.; Chen, Y.; Zhou, Z.; Zhang, G. Theoretical and experimental study on the optical fiber bundle displacement sensors. *Sens. Actuators Phys.* **2007**, *136*, 580–587. [CrossRef]

sensors

MDPI

Article

Performance Comparison of Three Fibre-Based Reflective Optical Sensors for Aero Engine Monitorization

Rubén Fernández-Bello [1,*], Josu Amorebieta [1], Josu Beloki [2], Gotzon Aldabaldetreku [1], Iker García [3], Joseba Zubia [1] and Gaizka Durana [1]

1 Communications Engineering Department, University of the Basque Country UPV/EHU, Ingeniero Torres Quevedo Plaza 1, E-48013 Bilbao, Spain; josu.amorebieta@ehu.eus (J.A.); gotzon.aldabaldetreku@ehu.eus (G.A.); joseba.zubia@ehu.eus (J.Z.); gaizka.durana@ehu.eus (G.D.)
2 Fundación Centro de Tecnologías Aeronáuticas (CTA), Bizkaia Technological Park, E-48170 Zamudio, Spain; josu.beloki@ctabef.com
3 AOTECH, Advanced Optical Technologies S.L., E-48002 Bilbao, Spain; igarcia@aotech.es
* Correspondence: ruben.fernandez@ehu.eus; Tel.: +34-94-601-7305

Received: 12 April 2019; Accepted: 11 May 2019; Published: 15 May 2019

Abstract: Among the different available optical technologies, fibre bundle-based reflective optical sensors represent an interesting alternative for parameter monitorization in aero engines. Tip clearance is one of the parameters of great concern for engine designers and engineers. In the framework of this optical technology, three fibre-based reflective optical sensors have been compared. Two of them are custom designed and based on the same geometrical fibre arrangement, whereas the third one is commercially available and relies on a different geometrical arrangement of the fibres. Their performance has been compared in clearance measurements carried out during an experimental program followed at a transonic wind tunnel for aero turbines. The custom-designed solution that operates in the most sensitive part of its response curve proved to be by far the most reliable tool for clearance measurements. Its high resolution opens up the possibility to detect small blade features such as cracks, reflectivity changes, etc. that otherwise could not be tracked. These results show that the detection of unexpected features on blade tips may have an important effect on how the clearance is calculated, ultimately giving rise to corrective actions.

Keywords: fibre bundle; reflective optical sensor; tip clearance; turbine; aero engine

1. Introduction

Nowadays, the presence of turbines has notoriously increased in critical sectors such as military, civil transport, power plants, etc., which has derived from the interest of developing increasingly more efficient designs in order to improve both their efficiency, and durability.

The efficiency of turbines and their lifespan has been a field of study for years [1,2]. Those studies have resulted in a progressive improvement and refinement of turbines performance and design. The aforementioned improvement is related to different elements and/or parameters such as the tip clearance (TC), which is defined as the air gap between the most prominent part of any of the rotor blades and the inner part of the casing, also known as abradable [3]. Lowering TC allows extracting as much energy as possible from the incoming fluid. As the TC decreases, the sealing of the turbine stage improves, avoiding undesired air-leaks that reduce efficiency and performance. Overall, the benefits from TC reduction are lower fuel consumption [4,5], the decrease of contaminant emissions [6,7], and the increase of available payload [5], which are very interesting topics in the aeronautical industry, especially for civil aviation, which make the engines economically more profitable.

However, keeping the TC as low as possible may cause the blades to scratch the abradable. Even if the abradable is a material designed to withstand this situation, excessive friction may lead to a premature wear of certain engine parts and a reduction of the lifecycle of the engine. That effect would increase the running and maintenance costs [4]. In order to avoid this fact, active TC control systems have been developed [8].

Tip clearance measurement systems are required to constantly monitor the TC parameter to provide designers and engineers with reliable and precise information that could avoid potential issues or could be helpful for new turbine designs. Currently, several TC measurement systems are commercially available, which are based on different sensors: capacitive [9–11], eddy current [12–16], pneumatic [17], strain gauges [18], electromechanical [19], microwave [20–24], and optical sensors [25–27].

Each sensor type has different characteristics. On the one hand, both capacitive and eddy-current sensors have poor frequency response. On the other hand, the capacitive sensors are known for being low cost and robust, whereas the eddy-current sensors require targets with magnetic materials. Pneumatic sensors are insensitive to contamination, but they require considerable hardware. Strain gauges, along with their required wires, are usually installed in the blades, interacting with the air flow passing around and changing the mass balance of the turbine [28]. Electromechanical sensors have high resolution, but they only provide the measure of the closest blade of the rotor, and do not provide blade identification. Microwave sensors are not sensitive to contamination, but they need complex circuitry. Finally, optical sensors have fast response and small dimensions, and thus they are able to provide more detailed information, but they can be affected by dirt [29].

According to the conditions and limitations of measuring the TC in an aero turbine, where small sensor volume and high bandwidth are desirable, the use of an optical sensor is very appropriate. Among the available optical solutions for distance measurements, the most common techniques are based on Doppler effect, interferometry, triangulation, intensity modulation, and time of flight.

The Doppler effect-based technique offers high positioning and temporal resolution over metallic and non-metallic blades [30]. Optical coherence tomography uses the interference back-reflected light from the blade tips and a frequency-shifted reference with variable time delay, making use of a low-coherence light source [31]. The triangulation technique emits a light beam towards the target with certain angle, and according to the target position, the reflected ray would hit the receiving sensor in a different position. However, this technique could experience problems with abrupt shapes [32,33]. Intensity modulation-based techniques rely on the dispersion of the laser beam energy. A laser beam is emitted, and as it travels, the light power per area decreases. So, the longer the beam travels the less power per area is sensed by a given photodetector. However, any increment in the power of the light source would be incorrectly interpreted as a target approach, even if the distance did not change. To avoid this, a source light with a stable power is needed. There is also a more complex variant, based on the Gaussian dispersion of the power of the traveling beam, where various fibre groups at different radial distances are needed to measure how the beam intensity is radially distributed [15,29,34–38]. This technology has more tolerance to the target angle compared to the intensity-based technique, but the sensor is more expensive and complex to build. The time of flight method relies on the time the light beam needs to travel from the sensor to the target and back. This technique is robust and reliable, but its accuracy is strongly dependent on the slope of the leading and trailing edge of the blade [17]. Therefore, after commenting about different techniques, the Gaussian dispersion-based technique is the best candidate for its light source power variation immunity and target angle variation tolerance.

The paper presents the performance comparison of three different optical sensors based on the Gaussian dispersion technique. First, the configuration of each of them is explained. Then, the experimental setup is described, as well as the test program carried out in a turbine rig at "Fundación Centro de Tecnologías Aeronáuticas" (CTA) facilities. Afterwards, the most relevant experimental data obtained from the three optical sensors are compared and discussed. Finally, the most relevant conclusions are summarized.

2. Materials and Methods

2.1. Description of the Setup

The optical sensors (OS) under comparison all have optical fibre-based sensing heads. One is commercially available and the other two are based on custom-designed optical fibre bundles. The cross-section of each of them is shown in Figure 1. For the sake of clarity, from now on, from left to right they will be referred to as OS 1, OS 2, and OS 3. On the one hand, OS 1 (Philtec model RC171) consists of several transmitting and receiving fibres arranged in adjacent semi-circular pattern where the fibres are distributed randomly. Its specifications are available in Reference [39]. On the other hand, the two custom-designed sensors share the same geometrical structure, which is explained in References [3,36]. They are both based on two independents receiving fibre rings that are located at different radii surrounding the central transmitting fibre. They were designed based on the mathematical approach shown in References [37,38] but including the design constraints (maximum allowed diameter for the cross-section of the fibre bundle, expected tip clearance working range, etc.) imposed by the turbine specifications in order to have the most sensitive performance in their respective linear regions (Figure 4). With these considerations in mind, the manufactured custom designs that fulfilled the previously mentioned boundaries are shown in Figure 1. For both cases, OS 2 and OS 3, the transmitting fibre is a single-mode fibre with a numerical aperture (NA) of 0.12, and the inner ring of fibres (of radius $R_{i2} = R_{i3} = 200$ µm) is formed by five multimode fibres with an NA of 0.22. The OS 2 outer ring (of radius $R_{o2} = 930$ µm) is formed by 17 multimode fibres with a core diameter of 300 µm and an NA of 0.22, whereas the OS 3 (with a radius $R_{o3} = 1800$ µm) is formed by 30 multimode fibres with core diameters of 300 µm with an NA of 0.22. The main difference between both configurations lies in the number of the receiving fibres and ring radius on the outer ring: OS 3 has a bigger outer ring radius with a larger number of fibres on it than in the case of OS 2.

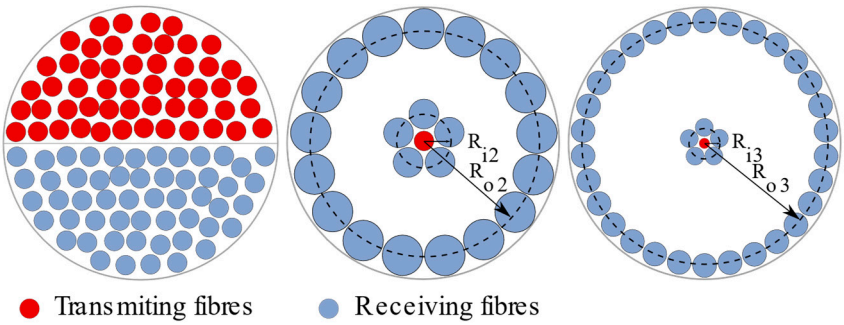


Figure 1. Cross-sections of fibre bundles from the three optical sensors under comparison: OS 1 (left), OS 2 (middle), and OS 3 (right). Images not to scale. R_i and R_o stand for inner and outer radius for OS 2 and OS 3 sensors.

On the one hand, OS 1 integrates its own light source and a light-to-voltage converter by means of proprietary optoelectronics. On the other hand, OS 2 and OS 3 share a common continuous-wave (CW) laser light source (@660 nm wavelength) via a 50:50 optical fibre coupler. The light launches onto the passing blade by the central transmitting fibre, after being reflected on it, is gathered by each of the receiving fibre rings, the inner ring and outer ring, and converted into two voltage levels (V_1 and V_2) at photodetectors PD 1 and PD 2, respectively (please refer to Figure 2). The ratio of V_2 to V_1 is considered to minimize undesirable effects related to intensity fluctuations of the light source and reflectivity variations of the target surface [3]. Finally, all the voltage outputs are acquired simultaneously by a shared acquisition board.

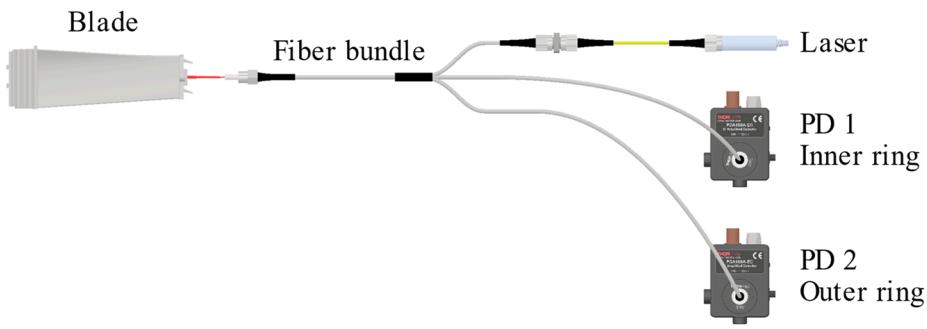


Figure 2. Schematic representation of the light-to-voltage conversion for OS 2 and OS 3. PD stands for photodetector. PD 1 and PD 2 are connected to inner and outer rings, respectively.

2.2. Assembly, Calibration, and Tests Program

The sensors were installed in an aircraft turbine rig at the facilities of CTA in order to calibrate them specifically for the rig under test before the TC measurements were done. For that purpose, they were fixed into three of the four radially oriented inlets (see Figure 3a) that gave access to the platform located at the middle of the blade tip profile. The blade tip detail and the light path along it are shown in Figure 3b. The radial positioning was carried out with a precision positioner (Figure 3c).

The calibration curves of the optical sensors are shown in Figure 4. The shaded area represents the region of interest at which each sensor worked during the rig tests. The distance shown in Figure 4 represents the distance from the blade platform (Figure 3b) to the tip of the sensor installed in the engine casing. Notice that OS 1 and OS 3 are operating in their positive and more sensitive front slope region, whereas OS 2 does it in its less sensitive back slope region.

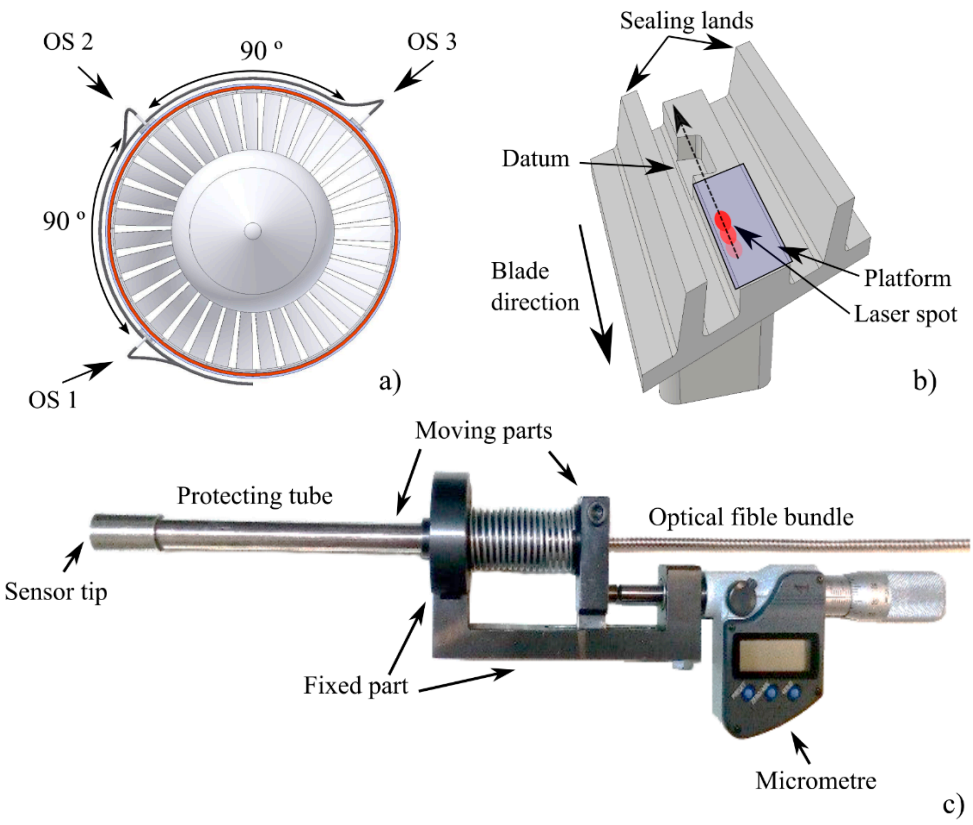


Figure 3. (**a**) Location of OS 1, OS 2, and OS 3 in the turbine casing. (**b**) Detail of a typical blade tip. (**c**) Side view of the tool used to locate precisely each sensor head with respect to the blade tips.

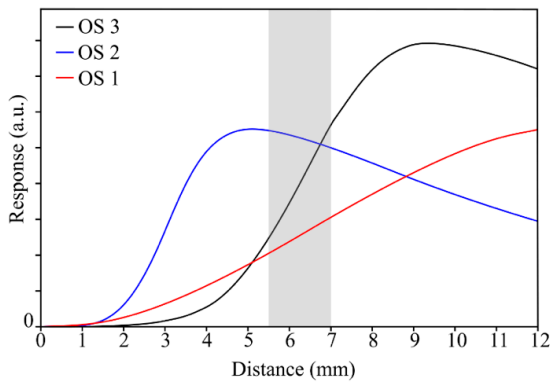


Figure 4. Calibration curve of each sensor. The shaded region shows the working region of interest.

The tests were carried out in a wind tunnel commonly used for turbine testing [3]. Briefly, the test rig consisted of two stages: the first stage was formed by a 3.7 MW air compressor with a temperature control section, and the second stage was formed by a vacuum pump of 5 MW. In the pipe which connected both stages, an air flow rate up to 18 kg/s could be generated, a pressure up to 450 kPa, and a temperature up to 573 °C. The turbine was connected to a hydraulic brake to simulate changing loads.

The tests lasted from eight to ten continuous hours per day and they were repeated for two weeks in consecutive days. Every test point was recorded, since each one implied a change in the working conditions (pressure, rpm, etc.). All the sensors data were acquired by one acquisition board. Additionally, a once per revolution (OPR) signal for synchronisation and blade identification purposes was acquired. From the gathered data, the most representative results along with the corresponding discussion were analysed and the results along with a discussion are presented and explained in the following section.

3. Results and Discussion

From the raw signals of the three sensors, different levels of blade information and detail may be obtained (see Figure 5). On the one hand, OS 1 shows a smoothed signal that, as we will see, is responsible for the slight delay observed in signal response to specific blade profile features. This fact makes it harder to detect and synchronise the different events found during a complete shaft turn. On the other hand, OS 2 and OS 3 are able to detect specific features, such as the datum and inter-blade spacing, more clearly and without delays, which results in an easier posterior data processing.

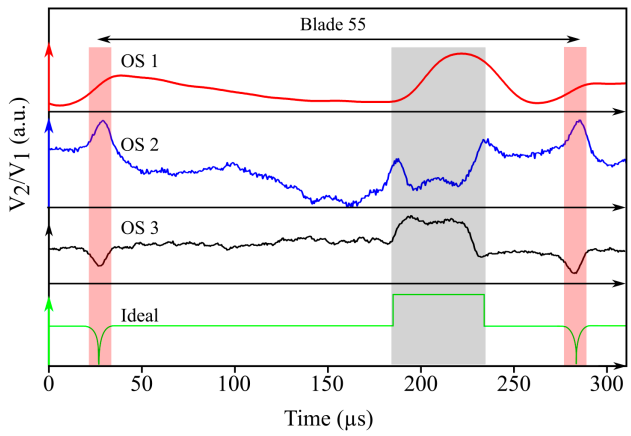


Figure 5. Comparison of sensors signals for a typical blade. The lower curve represents the ideal signal response. The datum and inter-blade spacing are highlighted with grey and red-shaded areas, respectively.

The high resolution and sensitivity offered by OS 3 makes it possible to determine the passage of each blade precisely. The steep rising and falling edges in the waveform enable us to precisely determine the boundaries of the datum, and ultimately, their arrival times. More specifically, the derivative of the raw waveform yields a sequence of peaks associated with the leading and trailing boundaries of the datum and the inter-blade spacing that, after setting a convenient threshold value to the derivative, allows us to determine the passing times of the datum boundaries precisely. Therefore, within a complete turbine turn, it is possible to define as many instantaneous speeds as number of blades (94 in the turbine rig under test). For the discussion that follows, we define the instantaneous speed as the average speed (in rpm) over one turbine turn. Hence, the OPR signal directly gives it, whereas in the case of OS 1, OS 2, and OS 3, all blade-to-blade instantaneous speeds within one full turn must be averaged. If we consider the passing time of the trailing or leading edge of the datum as the reference value for defining the blade passing time, we can determine the instantaneous speed of the turbine. Figure 6a shows the turbine instantaneous speed determined according to the signals of each three optical sensors, using both the leading and trailing edges of the datum. It should be pointed out the inaccuracy of sensors OS 1 and OS 2 when trying to approach the reference rpm value given by the OPR signal. In fact, OS 1 and OS 2 using the datum leading edge to extract the blade-to-blade speed produced an output mean speed reading with an error of 0.4% and 2.9%, respectively, whereas using the datum trailing edge produced a speed error of 2.4% and 16%. In addition to that, the obtained result varies quite substantially depending on whether the leading or trailing edge has been considered for the determination of the arrival time. This is particularly remarkable in the case of OS 1, for which the leading edge converged to the expected value given by the OPR signal, whereas the trailing edge falls far apart from it. Regarding OS 3, a closer look at its performance revealed a very accurate behaviour irrespective of the chosen datum edge (see Figure 6b). Observe that all curves followed the same trend over eight revolutions of the rotor, but with the distinctive feature of the curve obtained from the OPR signal that has an edgy behaviour in contrast to the other two curves. The smoothed behaviour of the latter was a consequence of the averaging process of the 94 instantaneous speeds involved in a complete revolution, but gives a more realistic view of the actual speed behaviour of the turbine. This kept the mean error for the OS 3 below 0.009% and the maximum error around 0.07%.

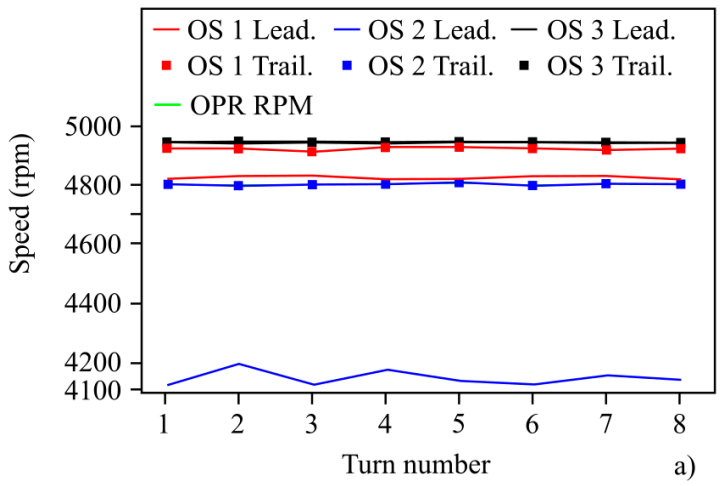


Figure 6. *Cont.*

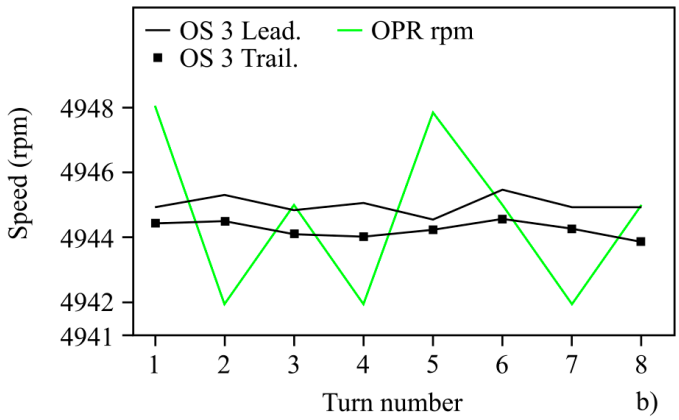


Figure 6. (**a**) Turbine instantaneous speed over several shaft turns measured by different optical sensors. The reference speed was defined by the OPR signal. (**b**) Comparison of the turbine instantaneous speed values given by OS 3 and the OPR signal.

In order to appreciate further the accuracy provided by OS 3 against OS 1 and OS 2, a statistical analysis based on data from 52 complete turbine revolutions was carried out. More specifically, for each complete turbine turn, 94 blade-to-blade instantaneous speeds were determined and compared with the reference speed value set by the OPR signal. For the sake of graphical clarity, Figure 7 only shows the frequency distribution of the speed deviation corresponding to OS 3. The trailing edge of the datum was considered to define the passing time of each blade. Although not shown in Figure 7, data corresponding to OS 1 and OS 2 spread out over a wide range of values, whereas data from OS 3 were very concentrated around the nominal value. Additionally, outlier values also existed in the cases of OS 1 and OS 2.

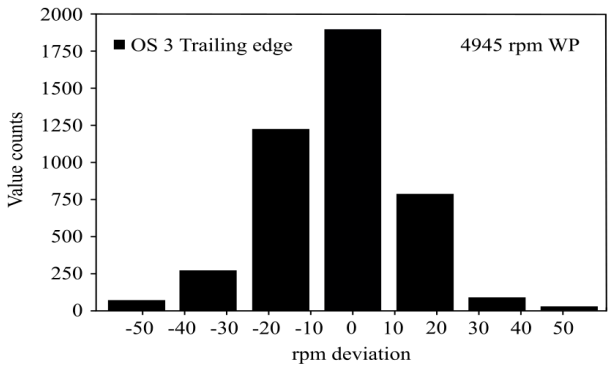


Figure 7. Histogram representing the deviation of the calculated instantaneous speed with respect to the nominal speed (4945 rpm) for the OS 3 sensor using the datum trailing edge. Data obtained from 52 consecutive shaft turns.

A short summary of the statistical analysis is presented in Table 1. It highlights the lower performance of OS 1 and OS 2 compared to OS 3. The capability of the OS 3 to extract the blade-to-blade rotor speed, even along the duration of each turn, is outstanding. Similar results were obtained using the leading edge of the datum.

Table 1. Statistical analysis of OS 1, OS 2, and OS 3 working at 4945 rpm using the trailing edge of the datum feature.

Sensor	Mean (rpm)	Standard Deviation of the Mean (rpm)
OS 1	−21.37	±3.06
OS 2	−141.74	±7.13
OS 3	0.09	±0.40

These observations are a direct consequence of the waveform quality of the acquired signals, among which OS 3 excels over the rest.

The high resolution and sensitivity of OS 3 also provides the ability to identify unexpected features in the blades through the corresponding waveform analysis. Two representative examples of this ability are shown in Figure 8.

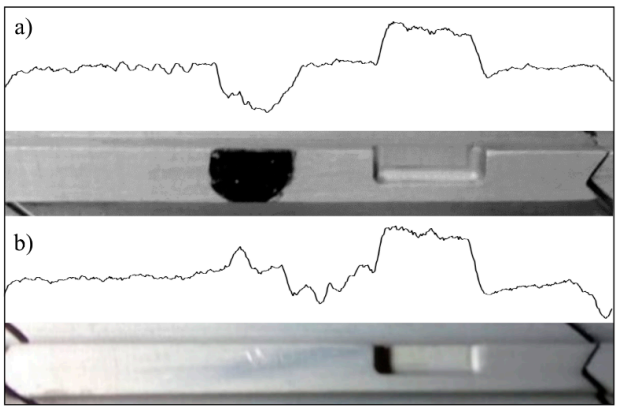


Figure 8. Waveform signals corresponding to OS 3 in two different cases: (**a**) a blade with a black-painted area on it. (**b**) A blade with variable reflectivity along it.

The first example (see Figure 8a) shows the waveform signal corresponding to a blade that has a black marker dot on it. The waveform shows a clear drop in light intensity as a consequence of the lower reflectivity of that blackened area. Something similar occurs in the second example (see Figure 8b) where the surface reflectivity varies along the long flat platform and the waveform responds accordingly. It is worthy of note that the waveform response to the passage of standard blades (blades without any unexpected features) is quite constant in the long and short platform areas of the blades. The comparison between the waveform response to a standard blade and to a partially blackened blade is shown in Figure 9. At this point, it is important to bring to the reader's attention that the signal comparative has not been extended to OS 1 and OS 2 as they struggle to distinguish between a standard blade and a blade with a certain feature on its tip. Coming back to Figure 9, it should also be pointed out that the signal response to the passage of a typical blade, which is quite constant over the long and short platforms of the blade, has a low-amplitude, high-frequency fluctuation superposed on it. Although at first sight it may seem a random noise contribution to the actual waveform signal, it actually represents the response to a surface with a certain roughness level on it.

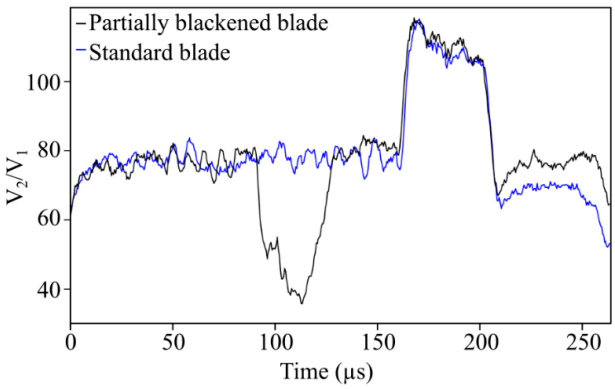


Figure 9. Comparison between a standard blade (blue curve) and a blade with an unexpected feature on it (black curve). In this case, the feature corresponds to a small blackened area on the long platform of the blade.

As evidence of the previous statement, Figure 10 shows the response of OS 3 to the passage of a typical blade over 1100 turns of the turbine. The almost perfect overlapping of the successive signals suggests that the low-amplitude, high-frequency fluctuations were mainly related to surface features and irregularities of the blade tip, which again confirm the low noise and high stability of the sensor. As a quantitative measure of it, Table 2 shows the average and standard deviation values of the signal at different points distributed in an equidistant way along the length of a typical blade (points A, B, C, D, and E in Figure 10). Observe that the standard deviation did not exceed—in any case—5% of the corresponding average value.

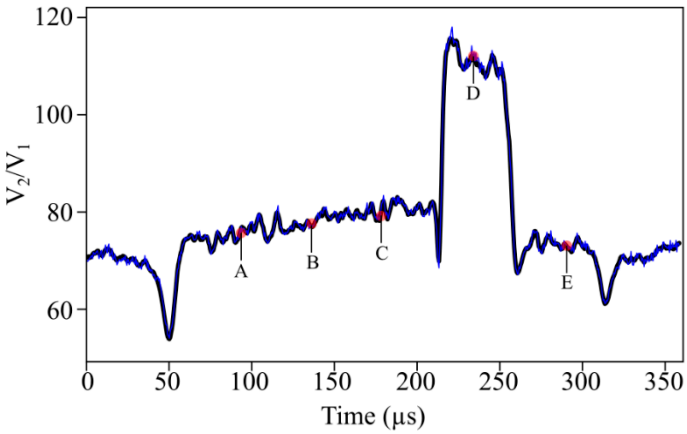


Figure 10. Signal response of OS 3 to the passage of a typical blade over 1100 revolutions. The black curve represents the average response curve, whereas the blue curve corresponds to a single revolution.

Table 2. Signal stability over 1100 turbine turns at five points distributed equally along the length of a typical blade.

Point	Mean Value and Standard Deviation (V_2/V_1)	Relative Standard Deviation (%)
A	74.21 ± 0.53	3.5
B	77.91 ± 0.54	2.8
C	79.28 ± 0.64	3.3
D	114.62 ± 0.73	1.3
E	73.05 ± 0.64	4.6

In the tests carried out at the CTA facilities, the TC was the parameter of interest to be monitored. The TC is defined as the air gap existing between the abradable coating and the most prominent part of each blade. Its determination requires a specific processing of the signal. For the analysis that follows, we will concentrate on OS 3 as its performance stands out over the other two optical sensors. The aforementioned signal treatment (for a standard blade) consists in averaging the data from a predefined section of it. More specifically, the average is carried out over the set of data corresponding to the long platform of each blade where, as commented previously, the signal level remains quite constant. However, in the case of the few non-standard blades, i.e., blades with unexpected features, such as shown in Figure 8, the TC value gets miscalculated due to the effect of those features on the signal shape and level. In those cases, some corrective actions may be taken to compensate for the harmful effects on the TC value. In order to make it clearer, let us consider blade number 54. The numbering refers to the number assigned to each blade according to its arrival position starting to count from the OPR signal. Therefore, blade 54 is the 54th blade to be detected by OS 3. In the case of that blade, if we do not consider any corrective action, its TC value results to be the minimum blade TC among all blades, i.e., the turbine TC. However, if we consider a corrective action based on excluding those data points coming from the problematic region of the blade, so that we end up with a smaller dataset for the averaging process, the new TC value increases, and the blade ceases to be the critical one (see Table 3).

Table 3. Tip clearance values at different rpms for a non-standard blade (blade 54), without and with the correction factor.

Rpm	TC without Correction (mm)	TC with Correction (mm)
2406	0.2	0.6
3627	0.3	0.5
4945	−0.2	0.4

As a proof of the stability and low noise brought by OS 3, Figure 11 shows the TC map measured with OS 3 corresponding to a certain engine working point (WP) at 3627 rpm. The variability of the TC values over time (20,000 engine revolutions), shown as vertical error bars, give rise to a worst case of 20 µm within the same WP, and the average value over the 94 blade is below 7 µm.

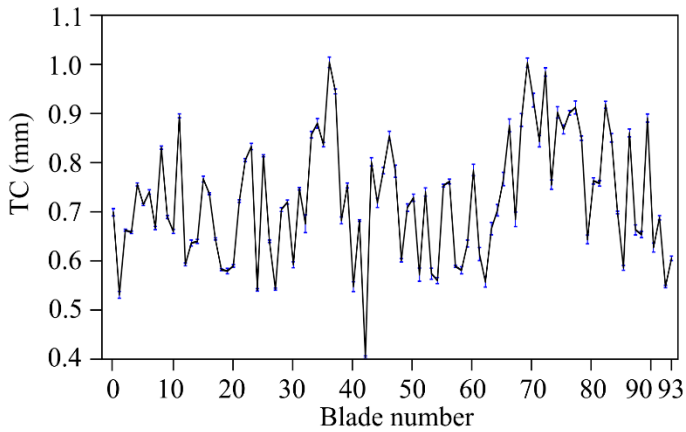


Figure 11. Tip clearance values of individual blades at 3627 rpm with error bars that account for the standard deviation over 20,000 revolutions.

The TC mapping of all blades corresponding to three WPs of the turbine in ascending order of rpm is shown in Figure 12. On those non-standard blades, for the correct determination of the corresponding TC, the aforementioned corrective action was applied. Results indicated that the higher the rotational speed was, the lower the TC. This was due to the centrifugal forces that make the blades stretch, and therefore, approach the casing.

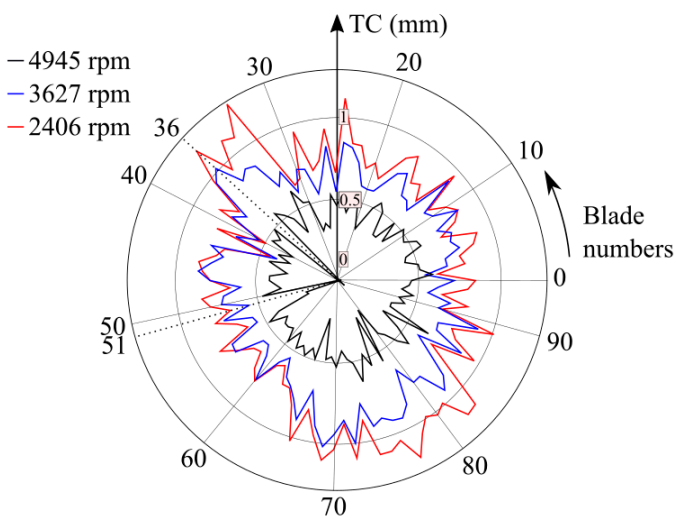


Figure 12. TC values of each of the 94 blades obtained with OS 3 at three different WPs.

4. Conclusions

We have reported on a performance comparison between three intensity-modulated optical fibre-based sensors (one commercial with semi-circular fibre distribution, OS 1, and two custom-designed with concentrical ring distribution, OS 2 and OS 3) for aero engine applications. More specifically, the sensors have been tested in the wind tunnel available at the CTA facilities for TC measuring during turbine testing.

The OS 2 and OS 3 custom-designed sensors both had a central transmitting single-mode fibre and an inner ring formed by five multimode receiving fibres (core diameters of 200 μm and NAs of 0.22). On the other hand, their outer rings were built using larger multimode fibres (core diameters of 300 μm and NAs of 0.22), in each case with different amounts of multimode fibres in order to meet different working distance specifications. Each sensor had different calibration curves with two linear regions (front slope and back slope). The sensors worked in different regions depending on the distance to the target. The custom-designed sensor OS 3 was designed with the help of a custom simulation program developed within the research group. That design was developed in such a way that the sensor would be working in the front slope region of its response curve for the expected target distances on this test. During the test, OS 3 offered the best performance due to the higher stability, lower noise level, higher resolution and sensitivity, and great repeatability, which allowed for more accurate measurements. The TC values over 20,000 engine revolutions were registered showing a mean variability below 7 μm for each individual blade turn after turn. The signal provided by the OS 3 can be straightforwardly related to the physical shape of the blade, detecting the different features as the interlock and the datum. That feature makes it possible an easier and more reliable development of different software-based solutions, such as the blade-by-blade speed detection system that has been proven here, whose results provided a smoother rotor speed behaviour. That makes the OS 3 sensor stand out as the most interesting sensor of the test.

Both custom-designed sensors, OS 3 and OS 2 (even though the signal in the latter is noisier), can detect small surface imperfections as scratches or dirt that are not recognized by the OS 1 sensor. This capability enables detecting blades that cause anomalous TC output value readings. In such situations, the software can be adapted to overcome that problem. Thus, the probed ability to detect surface irregularities in certain blades makes it also useful for health monitoring analysis.

Our optical bundle is a great sensor for high speed TC measurement systems. It can also be customized for different applications where a small distance has to be measured. Therefore, we believe that this sensor may be appealing in high-precision applications, where non-contact measurement, small dimensions, and electromagnetic immunity are required, such as aeronautical engines, gas and oil facilities, etc.

Author Contributions: The original draft of the paper was written by R.F.-B. and J.A. and reviewed by G.A., I.G. and G.D.; the software was developed by R.F.-B., J.A. and G.D.; data was curated by R.F.-B. and J.A., and validated by J.B. and I.G.; data visualization was fulfilled by R.F.-B. and J.A.; the project was supervised by G.A. and G.D.; the methodology, project administration and resources were provided by J.B., J.Z. and G.D.; the investigation was carried out by R.F.-B., J.A. and G.D.; the funding was acquired J.Z. and G.D.

Funding: This work has been funded in part by the Fondo Europeo de Desarrollo Regional (FEDER), in part by the Ministerio de Economía y Competitividad under project RTI2018-094669-B-C31, and in part by the Gobierno Vasco/Eusko Jaurlaritza IT933-16 and ELKARTEK KK-2018/00078, μ4Indust and SMARTRESNAK). The work of Josu Amorebieta is supported in part by a PhD fellowship from the Universidad del País Vasco/Euskal Herriko Unibertsitatea (UPV/EHU), Vicerrectorado de Euskera y Formación Continua.

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

References

1. Holeski, D.E.; Futral, S.M., Jr. *Effect of Rotor Tip Clearance on the Performance of a 5-Inch Single-Stage Axial-Flow Turbine*; NASA Scientific and Technical Publications: Springfield, VA, USA, March 1969.
2. Venter, S.J.; Kröger, D.G. The effect of tip clearance on the performance of an axial flow fan. *Energy Convers. Manag.* **1992**, *33*, 89–97. [CrossRef]

3. Durana, G.; Amorebieta, J.; Fernández, R.; Beloki, J.; Arrospide, E.; García, I.; Zubia, J. Design, fabrication and testing of a high-sensitive fibre sensor for tip clearance measurements. *Sensors* **2018**, *18*, 2610. [CrossRef] [PubMed]
4. Wiseman, M.W.; Guo, T.-H. An investigation of life extending control techniques for gas turbine engines. In Proceedings of the 2001 American Control Conference (Cat. No.01CH37148), Arlington, VA, USA, 25–27 June 2001; Volume 5, pp. 3706–3707. [CrossRef]
5. Lattime, S.B.; Steinetz, B.M. High-Pressure-Turbine Clearance Control Systems: Current Practices and Future Directions. *J. Propuls. Power* **2004**, *20*, 302–311. [CrossRef]
6. Miller, K.; Key, N.; Fulayter, R. Tip Clearance Effects on the Final Stage of an HPC. In Proceedings of the 45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Denver, CO, USA, 2–5 August 2009. [CrossRef]
7. Neuhaus, L.; Neise, W. Active Control to Improve the Aerodynamic Performance and Reduce the Tip Clearance Noise of Axial Turbomachines. In Proceedings of the 11th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Monterey, CA, USA, 23–25 May 2005. [CrossRef]
8. Steinetz, B.M.; Taylor, S.; Jay, O.; DeCastro, J.A. *Seal Investigations of an Active Clearance Control System Concept*; NASA/TM—2006-214114; NASA Glenn Research Center: Cleveland, OH, USA, 2006.
9. Sheard, A.G. Blade by Blade Tip Clearance Measurement. *Int. J. Rotating Mach.* **2011**, *2011*, 516128. [CrossRef]
10. Haase, W.C.; Haase, Z.S. High-Speed, capacitance-based tip clearance sensing. In Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 2–9 March 2013; pp. 1–8. [CrossRef]
11. Ye, D.C.; Duan, F.J.; Guo, H.T.; Li, Y.; Wang, K. Turbine blade tip clearance measurement using a skewed dual-beam fiber optic sensor. *Opt. Eng.* **2012**, *51*, 081514. [CrossRef]
12. Sheard, A.; O'Donnell, S.; Stringfellow, J. High Temperature Proximity Measurement in Aero and Industrial Turbomachinery. *J. Eng. Gas Turbines Power* **1999**, *121*, 167–173. [CrossRef]
13. Roeseler, C.; von Flotow, A.; Tappert, P. Monitoring blade passage in turbomachinery through the engine case (no holes). In Proceedings of the IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, USA, 9–16 March 2002; Volume 6, pp. 3125–3129. [CrossRef]
14. Du, L.; Zhu, X.; Zhe, J. A high sensitivity inductive sensor for blade tip clearance measurement. *Smart Mater. Struct.* **2014**, *23*. [CrossRef]
15. Cao, S.Z.; Duan, F.J.; Zhang, Y.G. Measurement of rotating blade tip clearance with fiber-optic probe. *J. Phys. Conf. Ser.* **2006**, *48*, 873–877. [CrossRef]
16. Vakhtin, A.B.; Chen, S.J.; Massick, S.M. Optical probe for monitoring blade tip clearance. In Proceedings of the 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, Orlando, FL, USA, 5–8 January 2009. [CrossRef]
17. Dhadwal, H.S.; Kurkov, A.P. Dual-Laser Probe Measurement of Blade-Tip Clearance. *ASME J. Turbomach.* **1999**, *121*, 481–485. [CrossRef]
18. Sinha, J.K. *Vibration Engineering and Technology of Machinery*; Springer International Publishing: Cham, Switzerland, 2015.
19. Davidson, D.P.; DeRose, R.D.; Wennerstrom, A.J. The Measurement of Turbomachinery Stator-to-Drum Running Clearances. In Proceedings of the ASME 1983 International Gas Turbine Conference and Exhibit, Phoenix, AZ, USA, 27–31 March 1983; ASME: New York, NY, USA, 1983; Volume 1, p. V001T01A054. [CrossRef]
20. Schicht, A.; Schwarzer, S.; Schmidt, L.P. Tip clearance measurement technique for stationary gas turbines using an autofocusing millimeter-wave synthetic aperture radar. *IEEE Trans. Instrum. Meas.* **2012**, *61*, 1778–1785. [CrossRef]
21. Violetti, M.; Skrivervik, A.K.; Xu, Q.; Hafner, M. New microwave sensing system for blade tip clearance measurement in gas turbines. In Proceedings of the 2012 IEEE Sensors, Taipei, Taiwan, 28–31 October 2012; pp. 1–4. [CrossRef]
22. Szczepanik, R.; Przysowa, R.; Spychała, J.; Rokicki, E.; Kaźmierczak, K.; Majewski, P. *Application of Blade-Tip Sensors to Blade-Vibration Monitoring in Gas Turbines*; INTECH Open Access Publisher: Rijeka, Croatia, 2012.
23. Chivers, J.W.H. Microwave Interferometer. U.S. Patent 4,359,683, 16 November 1982.
24. Woolcock, S.C.; Brown, E.G. Checking the Location of Moving Parts in a Machine. U.S. Patent 4,346,383, 24 August 1982.

25. Kempe, A.; Schlamp, S.; Rósben, T.; Haffner, K. Spatial and Temporal High-Resolution Optical Tip-Clearance Probe for Harsh Environments. In Proceedings of the 13th International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics, Lisbon, Portugal, 26–29 June 2006.
26. García, I.; Zubia, J.; Durana, G.; Aldabaldetreku, G.; Illarramendi, M.A.; Villatoro, J. Optical Fiber Sensors for Aircraft Structural Health Monitoring. *Sensors* **2015**, *15*, 15494–15519. [CrossRef]
27. López-Higuera, J.M. (Ed.) *Handbook of Optical Fibre Sensing Technology*; Wiley: New York, NY, USA, 2002; ISBN 978-0-471-82053-6.
28. García, I.; Beloki, J.; Zubia, J.; Durana, G.; Aldabaldetreku, G. Turbine-blade tip clearance and tip timing measurements using an optical fiber bundle sensor. In Proceedings of the SPIE 87883H Optical Measurement Systems for Industrial Inspection VIII, Munich, Germany, 13 May 2013. [CrossRef]
29. García, I.; Beloki, J.; Zubia, J.; Aldabaldetreku, G.; Illarramendi, M.A.; Jiménez, F. An Optical Fiber Bundle Sensor for Tip Clearance and Tip Timing Measurements in a Turbine Rig. *Sensors* **2013**, *13*, 7385–7398. [CrossRef] [PubMed]
30. Pfister, T.; Büttner, L.; Czarske, J.; Krain, H.; Schodl, R. Turbo machine tip clearance and vibration measurements using a fiber optic laser Doppler position sensor. *Meas. Sci. Technol.* **2006**, *17*, 1693–1705. [CrossRef]
31. Kempe, A.; Schlamp, S.; Rösgen, T.; Haffner, K. Low-coherence interferometric tip-clearance probe. *Opt. Lett.* **2003**, *28*, 1323–1325. [CrossRef] [PubMed]
32. Barranger, J.P.; Ford, M.J. Laser-Optical Blade Tip Clearance Measurement System. *J. Eng. Power* **1981**, *103*, 457–460. [CrossRef]
33. Matsuda, Y.; Tagashira, T. Optical Blade-Tip Clearance Sensor for Non-Metal Gas Turbine Blade. *J. Gas Turbine Soc. Jpn.* **2001**, *29*, 479–484.
34. García, I.; Zubia, J.; Berganza, A.; Beloki, J.; Arrue, J.; Illarramendi, M.A.; Mateo, J.; Vázquez, C. Different Configurations of a Reflective Intensity-Modulated Optical Sensor to Avoid Modal Noise in Tip-Clearance Measurements. *J. Lightwave Technol.* **2015**, *33*, 2663–2669. [CrossRef]
35. Ma, Y.-Z.; Zhang, Y.-K.; Li, G.-P.; Liu, H.-G. *Tip Clearance Optical Measurement for Rotating Blades*; MSIE: Harbin, China, 2011; pp. 1206–1208.
36. García, I.; Przysowa, R.; Amorebieta, J.; Zubia, J. Tip-Clearance Measurement in the First Stage of the Compressor of an Aircraft Engine. *Sensors* **2016**, *16*, 1897. [CrossRef] [PubMed]
37. Xie, S.; Zhang, X.; Wu, B.; Xiong, Y. Output characteristics of two-circle coaxial optical fiber bundle with regard to three-dimensional tip clearance. *Opt. Express* **2018**, *26*, 25244–25256. [CrossRef] [PubMed]
38. Xie, S.; Zhang, X.; Xiong, Y.; Liu, H. Demodulation technique for 3-D tip clearance measurements based on output signals from optical fiber probe with three two-circle coaxial optical fiber bundles. *Opt. Express* **2019**, *27*, 12600–12615. [CrossRef] [PubMed]
39. Philtec RC171. Available online: http://www.webcitation.org/78Bh7gnm9 (accessed on 7 May 2019).

© 2019 by the authors. Licensee MDPI, Basel, Switzerland. This article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license (http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/).