



Premios Isdefe I+D+i Artículos finalistas del DESEi+d 2022

Pontevedra, noviembre de 2022



MINISTERIO DE DEFENSA



Premios Isdefe I+D+i Artículos finalistas del DESEi+d 2022

Pontevedra, noviembre de 2022



MINISTERIO DE DEFENSA



Catálogo de Publicaciones de Defensa
<https://publicaciones.defensa.gob.es>



Catálogo de Publicaciones de la Administración General del Estado
<https://cpage.mpr.gob.es>

publicaciones.defensa.gob.es
cpage.mpr.gob.es

Edita:



Paseo de la Castellana 109, 28046 Madrid

© Autores y editor, 2023

NIPO 083-23-086-4 (impresión bajo demanda)
ISBN 978-84-9091-750-3 (impresión bajo demanda)

NIPO 083-23-085-9 (edición en línea)

Depósito legal M 8377-2023
Fecha de edición: marzo de 2023
Maqueta e imprime: Imprenta Ministerio de Defensa

Las opiniones emitidas en esta publicación son de exclusiva responsabilidad de los autores de la misma.
Los derechos de explotación de esta obra están amparados por la Ley de Propiedad Intelectual. Ninguna de las partes de la misma puede ser reproducida, almacenada ni transmitida en ninguna forma ni por medio alguno, electrónico, mecánico o de grabación, incluido fotocopias, o por cualquier otra forma, sin permiso previo, expreso y por escrito de los titulares del copyright ©.

En esta edición se ha utilizado papel 100% libre de cloro procedente de bosques gestionados de forma sostenible.

Prólogo DIGAM



No hay lugar a duda de que la tecnología y la innovación forman parte de los pilares principales para el desarrollo económico y cultural de nuestra nación. Dentro del ámbito de la defensa y seguridad, donde se encuadra este Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad (DESEi+d), uno de los objetivos fundamentales es fomentar las actividades relacionadas con la I+D+i, de la mano de otros agentes externos que también trabajan en el ámbito de la investigación e innovación, aunando esfuerzos entre las grandes y las pequeñas empresas, los centros tecnológicos y las universidades, debido al carácter dual de las tecnologías.

La novena edición del Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad celebrada este año, tuvo lugar en la Base General Morillo de Pontevedra el pasado mes de noviembre. La Subdirección General de Planificación, Tecnología e Innovación (SDG PLATIN), junto a la Subdirección de Enseñanza Militar (SDG EM), los Centros Universitarios de Defensa (CUD) e ISDEFE, han sido los responsables de la organización de esta edición, que afortunadamente volvió a celebrarse de forma presencial y cuya acogida puede considerarse un gran éxito, tanto en la asistencia como en el número de comunicaciones recibidas.

Entre los actos celebrados, cabe destacar la celebración de dos premios a las mejores comunicaciones presentadas, la sexta edición del premio ISDEFE «Antonio Torres» y la primera edición del premio «Estudiante universitario ISDEFE». El objeto de la creación de este novel premio es hacer un reconocimiento especial a los trabajos realizados por jóvenes estudiantes universitarios y visibilizar el esfuerzo y talento universitario, acercando de esta forma a los actores de la universidad al mundo de la investigación, la industria y las instituciones de la defensa y seguridad.

A lo largo de este libro se presentan las diez comunicaciones mejor evaluadas por los revisores que optaban al premio ISDEFE «Antonio Torres» y las dos mejores comunicaciones valoradas para el premio «Estudiante universitario ISDEFE». Todas y cada una de estas comunicaciones tienen gran relevancia en el ámbito de la I+D+i de la defensa y seguridad, abarcando distintas áreas temáticas y donde se puede apreciar la diversidad de sectores en los que se pueden aplicar las investigaciones.

Por último, quiero agradecer vuestra participación en el Congreso, ya que sin ella no sería posible su exitosa consolidación.

Almirante D. Aniceto Rosique Nieto

Director general de Armamento y Material
Secretaría de Estado – Ministerio de Defensa



Prólogo consejero delegado de ISDEFE

La novena edición del Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad (DESEi+d 2022) ha permitido volver a reunir de forma presencial en Pontevedra a la comunidad científica nacional en materia de seguridad y defensa. Durante tres días, investigadores y expertos de las Fuerzas Armadas, Cuerpos y Fuerzas de Seguridad y de Universidades y empresas del sector, han presentado y difundido los resultados de las últimas investigaciones y trabajos realizados.

Tanto las Direcciones Generales de Armamento y Material y de Reclutamiento y Enseñanza Militar como los Centros Universitarios de Defensa e ISDEFE, han colaborado estrechamente en la organización de este congreso, convirtiéndolo de nuevo en un exitoso foro común para impulsar la innovación y el conocimiento.

ISDEFE apoya al Ministerio de Defensa en la organización y celebración del DESEi+d desde sus orígenes. En 2022 se lanzó la sexta convocatoria del Premio ISDEFE I+D+i «Antonio Torres» y, como novedad en esta edición, se ha instaurado el Premio «Estudiante Universitario ISDEFE», que galardona la mejor comunicación presentada por un joven universitario. Ambos premios pretenden promover la cultura de la participación y compartición del conocimiento en el ámbito de la defensa y seguridad, fomentando además la investigación en este sector entre los más jóvenes.

En el DESEi+d 2022, el Comité Científico ha evaluado más de 200 comunicaciones de gran calidad y profundidad, siendo 34 de ellas nominadas a los premios. En este libro figuran los diez trabajos finalistas al Premio ISDEFE I+D+i «Antonio Torres» y las dos comunicaciones que cumplían los requisitos del Premio «Estudiante Universitario ISDEFE», incluyendo a los ganadores de ambos premios tras la valoración del Jurado, a cuyos miembros les agradezco su labor de evaluación.

No puedo dejar de resaltar el impulso que las direcciones generales de Armamento y Material y de Reclutamiento y Enseñanza Militar del Ministerio de Defensa proporcionan a esta iniciativa, además de la hospitalidad recibida por parte de la Base General Morillo del Ejército de Tierra de Pontevedra, sede del Congreso en esta edición de 2022.

Por último, me gustaría agradecer a todos los ponentes, autores y asistentes su participación en el DESEi+d 2022. Os animo a participar en el próximo Congreso para que la próxima edición sea igual o más fructífera que las anteriores.

Francisco Quereda Rubio

Consejero delegado de ISDEFE

Fallo Jurado 6ª edición Premio Isdefe I+D+i "Antonio Torres" y 1ª edición Premio Estudiante Universitario Isdefe

En el marco del IX Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad (DESEI+d 2022) a celebrarse en la Base General Morillo del Ejército de Tierra, ubicada en Pontevedra, durante los días 15, 16 y 17 de noviembre de 2022 bajo la coordinación de la Dirección General de Armamento y Material, la Dirección General de Reclutamiento y Enseñanza Militar, junto a los Centros Universitarios de Defensa e Isdefe (Ingeniería de Sistemas para la Defensa de España), se convocaron la Sexta Edición del Premio Isdefe I+D+i "Antonio Torres" y la Primera Edición del Premio Estudiante Universitario Isdefe.

Los 207 artículos presentados y aceptados en el marco del Congreso se analizaron por los miembros del Comité Científico Permanente y los evaluadores asociados al congreso. Este análisis consistió en valorar los resultados obtenidos por los trabajos presentados, el grado de innovación de los trabajos presentados, la contribución de los trabajos al I+D nacional y la proyección de los trabajos en el ámbito de Defensa y Seguridad.

Tras esta primera evaluación, un total de 34 comunicaciones quedaron nominadas a los premios, cumpliendo dos de ellas los requisitos del Premio Estudiante Universitario Isdefe. Para la valoración final de ambos premios se conformó, según lo establecido en las bases de dichos premios, un Jurado Sancionador¹. Este jurado, revisó y valoró las comunicaciones nominadas en un proceso de dos vueltas que resultó en 10 comunicaciones finalistas (Anexo I), de las cuales se proponen como ganadores a:

- **Premio Isdefe I+D+i "Antonio Torres" (6ª edición)**

D. Pedro Azorín Montesinos, de la Escuela Naval Militar (ENM), por su artículo:

"Mejoras en la precisión y estabilidad de los datos para búsqueda de satélites y basura espacial"

- **Premio Estudiante Universitario Isdefe (1ª edición)**

Dña. Ida Blanco Blázquez, del Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar (CUD-ENM), por su artículo:

"Sistemas de depuración de aguas residuales para buques de la Armada: evaluación de alternativas y diseño preliminar para una F-100"

Para que conste, se firma y traslada esta acta al Comité Organizador Permanente del Congreso.

Belinda Misiego Tejeda
Secretaria del Jurado 6ª edición Premio Isdefe I+D+i "Antonio Torres"
y 1ª edición Premio Estudiante Universitario Isdefe

¹ **Miembros del Jurado:** Secretaría: Dña. Belinda Misiego Tejeda – Isdefe; Vocal 1: Dr. D. Arturo González Gil – CUD ENM; Vocal 2: Dra. Dña. María Álvarez Hernández – CUD ENM; Vocal 3: D. Natalio García Hondurilla – CUD de Madrid; Vocal 4: TCOL (EA) Juan Manuel González Del Campo Martínez – Unidad de Prospectiva y Estrategia Tecnológica, SDGPLATIN; Vocal 5: Dr. D. Germán Rodríguez Bermúdez – CUD AGA; Vocal 6: Dra. Dña. María Teresa Martínez Iglesias – CUD AGA; Vocal 7: Dr. D. Miguel Ángel Urbiztondo Castro – CUD AGM; y Vocal 8: Dña. Belinda Misiego Tejeda – Isdefe.

ÍNDICE

Prólogo DIGAM.....	I
Prólogo consejero delegado de ISDEFE	III
Mejoras en la precisión y estabilidad de los datos para la búsqueda de satélites y basura espacial	1
Sistema Radar de Alta Resolución Embarcado en vehículos aéreos no tripulados (UAV) para la Detección de IED (proyecto SAFEDRONE)	11
Visualización del flujo aerodinámico durante el aterrizaje de un helicóptero en fragata mediante PIV	23
Simulación y validación de imágenes ISAR pasivas de embarcaciones en ruta utilizando señales TDT	33
Diseño optimizado de barreras perimetrales de protección (basadas en bloques de hormigón en forma de «T» invertida) frente a grandes explosiones mediante el uso de dispositivos de absorción de energía	45
Técnicas de <i>Deep Learning</i> basadas en medidas inerciales para la mejora de las capacidades de teledetección en sensores electro-ópticos embarcados.....	59
Modelado y control para la suelta y despliegue de <i>low-cost-attributable</i> UAV desde aeronaves en vuelo	71
Viabilidad de uso de biocombustibles en el ámbito naval	81
Diseño y desarrollo de un reactor de reformado de glicerina para la producción de hidrógeno	93
Resistencia no estacionaria en esferas para el estudio de formación de hielo en plataformas aeronáuticas.....	103
Sistemas de depuración de aguas residuales para buques de la Armada: evaluación de alternativas y diseño preliminar para una F-100	113
Amplificación de la turbulencia a través de una onda de choque en régimen hipersónico.....	125

Mejoras en la precisión y estabilidad de los datos para la búsqueda de satélites y basura espacial

Azorín Montesinos, P.^{1*}, Casanova Ortega, D.² y Canals Ros, L.³

- ¹ Escuela Naval Militar (ENM), plaza de España s/n, Marín, Pontevedra, España. IUMA - Universidad de Zaragoza, Zaragoza, España. Correo electrónico: pazomon@gmail.com
- ² Centro Universitario de la Defensa, Academia General Militar, Ctra. Huesca s/n, Zaragoza, España. IUMA - Universidad de Zaragoza, Zaragoza, España. Correo electrónico: casanov@unizar.es
- ³ Escuela de Estudios Superiores de la Armada (ESS), plaza de las Tres Marinas s/n, San Fernando, Cádiz, España. Correo electrónico: lcanals@roa.es
- * Pedro Azorín Montesinos; correo electrónico: pazomon@gmail.com

Resumen: el campo de *Space Surveillance and Tracking* (SST) es de interés para la defensa nacional, quedando patente en la Estrategia de Seguridad Nacional. El Ministerio de Defensa está activo en dicho campo con una red de sensores y el Centro de Operaciones de Vigilancia Espacial. Cada vez es mayor el número de objetos en órbita, con lo que es necesario realizar observaciones de búsquedas en un gran campo. La precisión y fiabilidad de los datos aportados por estas observaciones son de gran importancia, para poder incluir los objetos detectados en las bases de datos y poder comandar seguimientos para calcular órbitas precisas. Este tipo de observaciones presentan dos problemas. El primer problema, la inestabilidad en la precisión de las medidas, que puede aportar el campo ancho con los sistemas de reducción astrométrica tradicionales para transformar las coordenadas planas en celestes. Para conseguir mejorar dicha estabilidad y detectar de forma automática posibles variaciones en la precisión de las medidas se propone el uso de patrones de distorsión como una herramienta que pase a formar parte dentro del proceso de reducción astrométrica. Esta herramienta aporta mejor conocimiento del sensor, aumento de la precisión de las medidas y aumento de la estabilidad de los residuos (diferencia entre la posición calculada y la real). El segundo problema se presenta al realizar un tipo de observación donde la imagen es de larga exposición, esto provoca que la imagen contenga señales con simetría radial y señales bidimensionales (trazas). Para el caso de las trazas, se propone el uso de la función Tepui, que representa de forma ideal la distribución de luz contenida en una traza. La novedad de esta función son los parámetros de ajuste y su uso con trazas oblicuas. El aporte de esta herramienta es mejorar la determinación del momento preciso de la observación.

Palabras clave: *Space Surveillance and Tracking* (SST), *Space debris*, Observación de gran campo, Reducción astrométrica, Etiqueta de tiempo, Función Tepui.

Introducción

Antecedentes

La Estrategia de Seguridad Nacional 2021 [1] (así como ediciones anteriores) presta atención al espacio ultraterrestre. Dicha estrategia se centra en los riesgos y amenazas que este sector supone para los activos en órbita y para las comunicaciones estratégicas. Este ámbito se engloba dentro del segundo eje de acción por ser «la última frontera de confrontación geopolítica» (1, p. 63).

Profundizando en el sector espacial, el Ministerio de Defensa elaboró el Cuaderno de Estrategia 208, «Los retos del Espacio exterior: ciencia, industria, seguridad y aspectos legales» [2]. Esta publicación tiene en cuenta los aspectos geopolíticos relacionados con el espacio desde diferentes puntos de vista (industriales, meteorológicos, etc.). Es importante destacar que se dedican puntos únicamente a la basura espacial y a la observación de la situación del espacio ultraterrestre desde tierra.

La experiencia del Real Instituto y Observatorio de la Armada (ROA) en la observación de cuerpos en órbitas terrestres comienza en 1958 con la instalación de la cámara de seguimiento de satélites artificiales Baker-Nunn, que en 2010 se reconvirtió en el actual Telescopio Fabra-ROA en el Montsec (TFRM).

Desde de la década de los 80 el ROA y la Universidad de Zaragoza (UNIZAR) han colaborado en diversos proyectos científicos, desde estudios de doctorado a proyectos de investigación. Algunos de estos proyectos se han centrado en el campo de la astrometría. Más concretamente, en medir las posiciones de los objetos detectados en una observación.

El incremento de cuerpos en órbitas terrestres y las nuevas necesidades han propiciado en los últimos años trabajos para mejorar la predicción de las posiciones. La mejora en la precisión de dichas posiciones tiene como fin evitar colisiones y proteger los satélites activos. Desde un punto de vista estratégico estas mejoras también tienen interés para la defensa nacional.

Tomando como referencia un satélite geoestacionario (aprox. 36.000 km de altura), un error de un segundo de arco¹ en la detección supone aproximadamente un desplazamiento lineal de 175 metros.

Objetivo

El objetivo de este trabajo es mejorar la precisión en las observaciones realizadas y conseguir una mayor estabilidad en los errores de los datos obtenidos por el TFRM,

¹ 1/3600 parte de grado, unidad empleada en coordenadas esféricas astronómicas.

mejorando por lo tanto el actual sistema de reducción astrométrica y dando solución a problemas conocidos.

Desarrollo

Se considera reducción astrométrica el conjunto de transformaciones matemáticas que relacionan las coordenadas planas de objetos medidos en una fotografía, con las coordenadas astronómicas de los cuerpos observados en el cielo. Este proceso se puede dividir en cuatro operaciones; Medición, Identificación, Ajuste y Cálculo².

1.1. Ajuste

El primer hito fue conocer la situación actual del telescopio y la bondad de los resultados proporcionados por los programas de reducción astrométrica del TFRM. Para conseguir este fin se elaboró el Patrón de distorsión, aplicando una *transformación lineal* como función de relación entre ambos sistemas, plano y esférico, y obteniendo en forma numérica las diferencias entre las posiciones calculadas por el TFRM y las reales según el catálogo de referencia usado.

De esta primera observación pudimos extraer la idea de la existencia de errores sistemáticos en los datos, que además no afectan por igual a todo el campo de observación. Como puede verse en la figura 1 el módulo de los vectores varía según su posición dentro de la imagen; a mayor módulo mayor error se encuentra en la observación. A su vez,

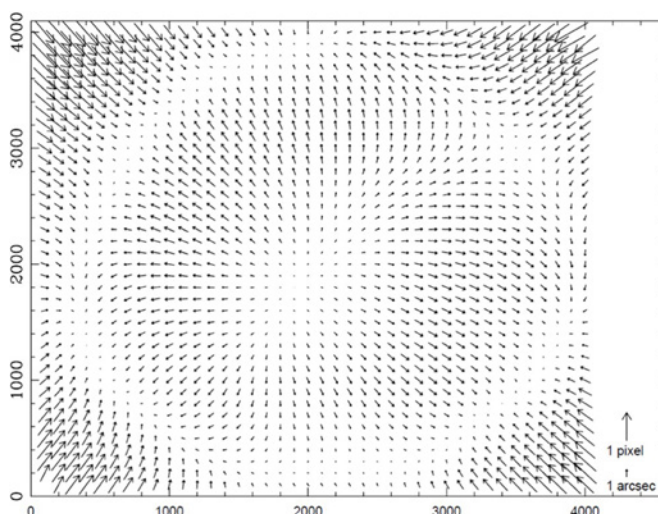


Figura 1. Patrón de distorsión. Unidad de representación segundo de arco. Eje X número de columna, eje Y número de fila

² Las operaciones matemáticas para realizar el proceso de reducción astrométrica se hacen en este orden. El orden en que aparecen descritas en el texto dichas operaciones es el seguido durante la investigación.

identificamos alrededor del eje óptico una zona de aproximadamente 800 píxeles³ de diámetro donde el ajuste se conserva y los errores son uniformes. Esto se corresponde en la figura 1 con los vectores cuyo módulo es prácticamente nulo, indicando que el error se aproxima a cero⁴.

Los residuos representados en la figura 1 son las diferencias para las posiciones dadas según el catálogo astronómico de referencia y las posiciones calculadas por el TFRM usando un polinomio de orden mayor que 2 para el ajuste. Tras los resultados visibles en la figura 1, se determinó que el ajuste mediante polinomios de orden superior a 2 para un telescopio de gran campo ($4,4^\circ \times 4,4^\circ$) podría no ser el adecuado si quedaran excluidos del polinomio términos significativos. Por lo tanto, hemos explorado el camino de la corrección de las coordenadas planas obtenidas tras la medición por patrones obtenidos en forma numérica, de tal modo que, al final, una solución lineal a estas mediciones corregidas sea la solución final.

Como los patrones de distorsión corrigen los efectos introducidos por el sistema óptico en las coordenadas planas, hemos optado por trabajar en el espacio de 3 dimensiones, en lugar de trabajar en uno de dos dimensiones. Para ello se proyectan las coordenadas sobre la esfera de radio unidad, por lo que la transformación lineal se representa mediante una matriz que identifica el giro en el espacio.

La matriz calculada se determina mediante el método de Stock con solapamiento [3], que permite aumentar el número de ecuaciones de condición que darán lugar a la solución única.

1.2. Identificación

Para la elaboración de los patrones es importante disponer de un número elevado de objetos que se puedan identificar con los catálogos de referencia. De esta manera se busca que todas las zonas del detector estén representadas, y por lo tanto exista uniformidad en los datos calculados y estimados.

En este sentido, la utilización de nuevos catálogos astronómicos de referencia (GAIA)⁵ ayudará a disponer de mayor número de estrellas.

Gracias al uso del solapamiento un objeto se puede encontrar en varias imágenes y diferentes posiciones del detector, esto permite obtener un catálogo propio para la

³ 0,864 segundos de arco, 19,6 % de campo de observación.

⁴ Hay que hacer notar que la representación mostrada por esta y por las siguientes figuras viene muy condicionada por el cálculo por el método de mínimos cuadrados de la función *transformación lineal* aplicada.

⁵ https://www.esa.int/Space_in_Member_States/Spain/Gaia_crea_el_mapa_estelar_mas_completo_de_nuestra_Galaxia_y_mas_alla

elaboración del patrón de distorsión. Esto se utiliza para aumentar la densidad y la uniformidad de los datos.

El proceso utiliza, por lo tanto, el catálogo de referencia para introducir el Sistema de Referencia y el catálogo propio para dar robustez al proceso⁶.

1.3. Medición

Las observaciones de los cuerpos en el cielo dejan una huella⁷ en el detector, por lo que es necesario asignar un punto del objeto como representativo. Puesto que las imágenes no corresponden a un instante dado, sino a un intervalo de tiempo (tiempo de exposición) será necesario conocer además de la coordenada espacial, la coordenada temporal (etiqueta de tiempo).

Los programas de reducción astronómica suelen estar diseñados para trabajar con imágenes donde los objetos tienen simetría radial, por lo que se puede utilizar como método de cálculo el ajuste de una función gaussiana o la *Point Spread Function* a la huella. Estas funciones se centran en calcular el centro del objeto, de forma que asocia el tiempo medio de la exposición con el momento de máxima intensidad en la huella.

En el caso del TFRM las exposiciones suelen ser de intervalos de segundos, lo que provoca que en una misma imagen aparezcan objetos con simetría radial (objetos circulares) y con simetría bidimensional (forma de traza).

La diferencia fundamental, y que más influye en la medición de los dos tipos de huellas es que en los objetos circulares existe un punto claro de máxima intensidad y que se puede asociar al tiempo medio de la exposición. Por el contrario, las trazas tienen una pendiente de subida y otra de bajada, pero entre ambas existe un «meseta». En dicha meseta debido al *seeing*⁸ aparecen múltiples máximos relativos, además, el punto de máxima intensidad no tiene por qué coincidir con el punto representativo de la mitad del tiempo de exposición.

Como hemos apuntado en el párrafo anterior, en los objetos circulares se trabaja con el punto central como representativo del tiempo mitad de la exposición. Como en una misma imagen se pueden encontrar ambas huellas (circulares y trazas) se ha decidido trabajar con el tiempo mitad de la exposición. Nótese que, en el caso de las trazas, el punto asociado a la mitad de la exposición será el punto medio entre ambas pendientes, en lugar del punto de máxima intensidad.

⁶ Para más detalle se puede consultar [4].

⁷ Distribución de luz captada por el sensor electrónico.

⁸ Término usado en astronomía para referirse a la visibilidad atmosférica. Se debe a las variaciones atmosféricas que atraviesa la luz, provocando turbulencias en la imagen.

A la vista de las diferencias es necesario utilizar otra función. Una buena opción sería utilizar la función «Tepui» [5]. Aunque esta función ya se ha utilizado antes para resolver este problema, el reto se encuentra en resolver huellas de tipo trazas cuándo estas están inclinadas en lugar de horizontales.

En las trazas inclinadas se realizan las proyecciones sobre ambos ejes y de esta forma se puede aplicar la función «Tepui» de forma independiente en cada uno de los ejes y comprobar la coherencia⁹ de los resultados obtenidos por cada proyección de forma individual. El caso ideal es cuando la traza tiene una inclinación de 45° , ya que las trazas proyectadas tienen la misma longitud tanto en el eje X como en el eje Y, se crea por lo tanto una relación biyectiva entre los píxeles de ambas proyecciones.

En el caso de inclinaciones diferentes de 0° , 45° y 90° la proyección requiere un tratamiento para asegurar el reparto adecuado de la luz según el píxel en X o en Y, la forma de resolver este problema pasa por trabajar con divisiones de píxeles en lugar de píxeles enteros.

Resultados y discusión

Gracias a los patrones de distorsión, se ha podido explicar por qué al realizar el cálculo orbital de un satélite, esto es, determinar su posición, en algunos casos aparecían errores de una magnitud de más del doble de la desviación estándar. Este problema provenía de que dichos satélites se encontraban en la zona de la imagen donde el polinomio deslizante, que es quien determina el patrón no es tan efectivo, ya que durante el cálculo de la máscara se hace uso de los residuos encontrados entorno al punto a determinar y si este está cercano al borde del campo observado el entorno deja de ser uniforme en su interior, como se puede apreciar en la figura 2.

Otro dato que proporcionó la elaboración de dichos patrones de distorsión es el conocimiento de la situación del sistema óptico, identificando así si esta colimado¹⁰ de forma correcta. En la figura 3 se puede apreciar un desalineamiento del espejo respecto del eje óptico (que debería estar en el centro de la imagen).

Por otro lado, la implementación de los patrones de distorsión consiguió aumentar el número de estrellas de referencia para realizar el ajuste, pasando de una media de 2.500 estrellas por imagen a 8.700. Esto repercute en la uniformidad de datos para reali-

⁹ Con coherencia nos referimos a que realizando los ajustes de forma independientes y ambas proyecciones las estrellas resueltas son las mismas.

¹⁰ Proceso de ajuste para que los elementos del sistema óptico (lentes, espejos y plano del sensor) sean paralelos y los centros coincidan con el eje óptico. La correcta colimación permite obtener un haz de rayos paralelos a partir de una fuente de luz.

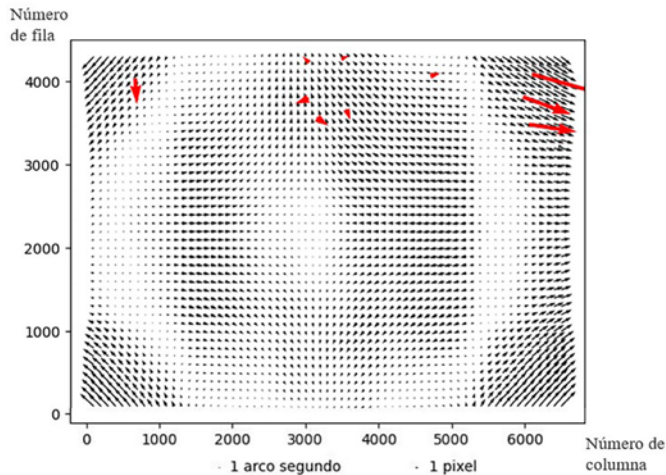


Figura 2. Patrón de distorsión. Unidad de representación segundo de arco. En rojo posiciones descartadas por errores grandes

zar el ajuste, de forma que este se adapta mejor a toda la imagen y a su vez se reduce el error medio de la imagen.

Los errores medios en ascensión recta pasaron de $0,68''$ a $0,47''$, mientras que en declinación se consiguió disminuir el error de $0,48''$ a $0,45''$.

En lo referente al ajuste se consiguió ajustar aproximadamente el 70 % de los objetos de una imagen con un error medio de 1,2 segundos de arco, lo que supone cerca de un tercio de píxel. En trabajos futuros se espera poder mejorar el proceso, de forma que el error pueda ser menor del segundo de arco (por debajo del cuarto de píxel).

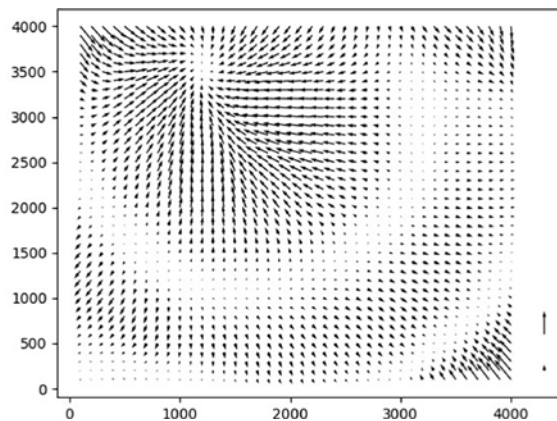


Figura 3. Patrón de distorsión. Unidad de representación segundo de arco. Representación de un sistema óptico descolimado

La comparación de la resolución de las trazas oblicuas utilizando proyecciones ha mostrado una coherencia satisfactoria. Más de un 98 % de objetos detectados han sido resueltos con ambas proyecciones de forma independiente, mientras el resto solo han sido resueltos en alguna de las dos proyecciones.

Por otro lado, cuando se realiza el ajuste en X y se calcula la coordenada Y que corresponde difiere del ajuste en Y en menos de la décima del píxel. Por lo que la coherencia en ambas coordenadas se traduce en 50 metros lineales.

Otro beneficio que aportó el uso de la función «Tepui» fue la detección de distintos valores de pendiente en ambos extremos, como se observaba en la figura 4, lo que lleva a poder identificar los tiempos de retardo entre las ordenes que se dan al telescopio y el tiempo en que se hace efectiva dicha orden.



Figura 4. Ajuste de una gaussiana y una función «Tepui» sobre los datos de una traza con diferentes inclinaciones e subida y bajada

Conclusiones

Las observaciones en el campo SST con telescopios de gran campo introducen diferencias significativas en comparación con observaciones astronómicas de campo pequeño. Estas diferencias crean la necesidad de encontrar nuevos algoritmos para resolver astrométricamente estas imágenes de gran campo.

En lo referente al gran campo de observación es necesario conocer los efectos introducidos por el sistema óptico, que aportan errores sistemáticos. Conocidos estos errores sistemáticos la transformación matemática que produce el ajuste en el espacio es de carácter lineal. Para seguir esta forma de trabajo es necesario conocer el patrón de distorsión.

Los patrones de distorsión consiguen aumentar el número de objetos que se pueden utilizar, lo cual aporta mayor densidad de objetos de forma que el ajuste es válido en todas las zonas de la imagen.

Esta forma de trabajo, en este tipo de telescopios, mejora la precisión de los datos y aporta estabilidad a dicha precisión en toda la imagen de la observación. Esto se traduce en una forma de solucionar el problema con los datos obtenidos que no se podían usar por tener errores mayores de los asumibles en SST.

Además, el uso sistemático de los patrones de distorsión durante las operaciones de observación puede tener otros usos como la identificación de alteraciones en la correcta configuración de los elementos ópticos.

En lo referente a las observaciones con tiempo de exposición largo donde la huella del detector tiene forma de traza el uso de la función «Tepui» parece una alternativa viable, demostrando la coherencia en los resultados obtenidos durante las operaciones de medición.

Los primeros resultados con el uso de esta función hacen intuir que se puede mejorar la precisión para este tipo de observaciones por debajo del segundo de arco, menos de 175 metros de desplazamiento lineal.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido realizado gracias a la colaboración y disponibilidad del profesor Carlos Abad Hiraldo, a quien queremos agradecer su disponibilidad y dedicación con los autores y las instituciones involucradas.

También agradecemos al equipo del TFRM el suministro de datos y colaboración, que ha hecho posible el estudio presentado.

Hemos de indicar que este trabajo se corresponde con los estudios de doctorado del TN Pedro Azorín Montesinos en el Departamento de Matemáticas de UNIZAR, con los datos y la colaboración de la Sección de Astronomía del ROA.

Referencias

1. Presidencia del Gobierno. (2021). *Estrategia de Seguridad Nacional 2021, Un proyecto compartido*. Ministerio de la Presidencia, Relaciones con las Cortes y memoria democrática.
2. Instituto Español de Estudios Estratégicos. (2021). *Cuadernos de Estrategia 208*. Los retos del espacio exterior: ciencia, industria, seguridad y aspectos legales. Ministerio de Defensa.
3. Stock, J. (1981). *Block adjustment in photographic astrometry*. RMxAA. Vol. 6, pp. 115-118.

4. Abad, C. (1993). *Determination of field distortion by a plate-overlap method*. A&AS. Vol. 98, pp. 1-6.
5. Montojo, F. et al. (2008). *Astrometric reduction of geostationary satellites optical observations for orbit determination (PASAGE)*. RMxAA. Vol. 34, pp. 45-48.

Sistema Radar de Alta Resolución Embarcado en vehículos aéreos no tripulados (UAV) para la Detección de IED (proyecto SAFEDRONE)

García Fernández, M.^{1*}, Álvarez Narciandi, G.¹, Álvarez López, Y.¹
y Las-Heras Andrés, F.¹

¹ Área de Teoría de la Señal y Comunicaciones. Universidad de Oviedo. Edificio Polivalente, Módulo 8. Campus de Gijón. 33203, Gijón. Correo electrónico: alvarezguillermo@uniovi.es (G.A.N.), alvarezzyuri@uniovi.es (Y.A.L.), flasheras@uniovi.es (F.L-H.A.)

* Autor principal y responsable del trabajo; correo electrónico: garciafmaria@uniovi.es (M.G.F.)

Resumen: el proyecto SAFEDRONE constituye el primer proyecto de I+D dedicado exclusivamente al desarrollo de prototipos de GPR embarcados en UAV para la detección precisa, rápida y segura de minas antipersona e IED en España, siendo además pionero a nivel mundial. El proyecto SAFEDRONE ha tenido como principales objetivos: i) desarrollo de un sistema georradar embarcado en un UAV capaz de proporcionar imágenes del subsuelo y de los objetos enterrados en el mismo con alta resolución; ii) diseño e implementación de arquitecturas alternativas del sistema radar embarcado para mejorar prestaciones del sistema en términos de detectabilidad y capacidad de escaneo; y iii) validación de los prototipos desarrollados durante el proyecto en escenarios realistas, de forma lo más similar posible a condiciones operativas. Las pruebas de validación se realizaron en 2021, en el Campo de Maniobras y Tiro de El Palancar, Madrid. Estas consistieron en la inspección de 13 zonas de 12 m de largo por 4,5 m de ancho a lo largo de una ruta que comprendía diferentes escenarios y tipos de terreno. En dichas zonas habían sido enterradas previamente minas y artefactos de diversa índole, cuyo número, localización y características no fue revelado al equipo investigador hasta después de que este proporcionase los resultados de detección. Con respecto a los resultados obtenidos, para objetos de tamaño mediano o grande (garrafas de plástico, minas contra-carro, granadas de mortero, obuses de artillería) se ha conseguido una probabilidad de detección ligeramente superior al 90 %.

Palabras clave: Georradar (*Ground Penetrating Radar*, GPR), Vehículo Aéreo No Tripulado (*Unmanned Aerial Vehicle*, UAV), Radar de Apertura Sintética (*Synthetic Aperture Radar*, SAR), Artefactos Explosivos Improvisados (*Improvised Explosive Devices*, IED).

Introducción

Contexto del proyecto SAFEDRONE

Las minas antipersona y los artefactos explosivos improvisados (*Improvised Explosive Devices*, IED) son responsables cada año de más de 5.000 muertes y mutilaciones (90 % de las cuales se corresponden a población civil) en los aproximadamente 60 países cuyo territorio se encuentra parcialmente sembrado de este tipo de explosivos. Se estima que actualmente existen entre 60 y 70 millones de minas antipersona enterradas en el mundo [1], cuya detección y eliminación constituye una tarea compleja y peligrosa. A modo de ejemplo, en 2016 los diversos equipos de desminado a nivel mundial inspeccionaron una superficie de 170 km², decomisándose un total de 232.000 minas antipersona. En la actual guerra de Ucrania se estima que el número de minas antipersona e IED enterrados en territorio ucraniano supera los cientos de miles a fecha de julio de 2022 [2]. En el contexto de las campañas de desminado llevadas a cabo tanto en el ámbito civil como militar, la detección precisa, fiable y segura de minas antipersona y de IED es de vital importancia. Dicha capacidad de detección es también fundamental para garantizar la integridad y seguridad de convoyes militares en zonas de conflicto.

Existen diferentes tecnologías y sensores para la detección de minas antipersona e IED enterrados, siendo las más habituales las basadas en detectores de metal, magnetómetros, cámaras infrarrojas, y georradars (*Ground Penetrating Radar*, GPR). Estas tecnologías han de abordar retos intrínsecos a este tipo de problemas de detección: 1) se han de detectar IED y minas antipersona de diferente composición (los cuales pueden clasificarse principalmente en metálicos y no metálicos); y 2) se ha de garantizar la seguridad de los operadores, de forma que se asegure suficiente distancia entre el dispositivo encargado de realizar el escaneo y la zona inspeccionada.

Dentro de las tecnologías de detección, el GPR ofrece como ventaja, frente a otros sensores como los detectores de metales o los magnetómetros, la capacidad de detectar también objetos no metálicos. La capacidad de detección del GPR depende principalmente de la banda de frecuencia de trabajo, ya que al aumentar la frecuencia se consigue mejorar la resolución espacial, pero se pierde capacidad de penetración de las ondas electromagnéticas en el terreno [3].

En los últimos años, los avances tecnológicos y la reducción de costes de los Vehículos Aéreos No Tripulados (*Unmanned Aerial Vehicles*, UAV) ha propiciado la aparición de novedosas aplicaciones de inspección basadas en UAV, como, por ejemplo, las basadas en el empleo de GPR para detectar objetos enterrados [4]. En el contexto particular de la detección de minas antipersona e IED, el empleo de UAV presenta como principal ventaja con respecto a sistemas terrestres una mayor seguridad para el operador, al evitarse el

contacto físico entre el terreno inspeccionado y el UAV. También permiten una mayor velocidad de escaneo, así como la exploración de zonas de difícil acceso.

En esta comunicación se presenta el proyecto SAFEDRONE cuyo principal objetivo ha sido el desarrollo de prototipos de GPR embarcados en UAV para la detección segura de minas antipersona e IED enterrados. Este proyecto ha sido seleccionado por el Ministerio de Defensa dentro del programa de I+D COINCIDENTE (Cooperación en Investigación Científica y Desarrollo en Tecnologías Estratégicas) en su convocatoria de 2018, siendo el contratista principal la Universidad de Oviedo. El proyecto SAFEDRONE ha sido el primer proyecto de I+D en España dedicado exclusivamente al desarrollo, implementación, y validación de arquitecturas GPR en UAV.

Objetivos del proyecto SAFEDRONE

Los principales objetivos alcanzados en el proyecto han sido los siguientes:

Objetivo 1: desarrollo de un sistema GPR embarcado en un UAV capaz de proporcionar imágenes del subsuelo y de las potenciales minas antipersona e IED enterrados en el mismo con una resolución de centímetros. Con tal fin se han integrado en el UAV sensores que proporcionan posicionamiento y geo-referenciación con precisión mejor de 2 cm. También se ha implementado un sistema radar multicanal de gran ancho de banda (*Ultra Wide Band*, UWB). En lo referente al procesamiento de las medidas adquiridas, se han desarrollado algoritmos basados en técnicas de radar de apertura sintética (*Synthetic Aperture Radar*, SAR), complementados con técnicas de mitigación de *clutter*. Debe remarcarse la importancia de combatir el *clutter*, que está compuesto por artefactos que contaminan las imágenes radar del subsuelo y procede, principalmente, de la reflexión en la interfaz aire-suelo.

Objetivo 2: diseño e implementación de diferentes arquitecturas de GPR, determinando sus prestaciones y limitaciones en términos de capacidad de detección y velocidad de escaneo. Las arquitecturas desarrolladas, mostradas en la figura 1, son las siguientes: 1) arquitectura *Down-Looking* GPR (DLGPR), en la cual las antenas del GPR apuntan perpendicularmente al suelo (figura 1 (a)); 2) arquitectura DLGPR en la cual se emplea un *array* de antenas para aumentar el área escaneada en cada barrido del UAV (figura 1 (b)); y 3) arquitectura híbrida *Forward-Looking Down-Looking* GPR (FLGPR-DLGPR), basada en el empleo de dos UAV (figura 1 (c)).

Objetivo 3: realización de campañas de validación de los prototipos en escenarios lo más similares posibles a las condiciones operativas. Para ello, personal del Ministerio de Defensa y del Centro de Excelencia contra IED (C-IED COE) seleccionaron diferentes tipos de escenarios, tales como terrenos pedregosos, caminos, zonas húmedas, terrenos en pendiente, etc. Las pruebas de validación se realizaron en el Campo de Maniobras y Tiro de «El Palancar» en marzo y octubre de 2021.

Objetivo 4: implementación e integración de un subsistema de comunicaciones de largo alcance¹ para permitir la transmisión de datos más allá de la línea de visión (*Beyond Visual Line of Sight*, BVLOS) entre el UAV y la estación terrestre que recibe y procesa las medidas. La validación del sistema de comunicaciones BVLOS se realizó durante las pruebas de octubre de 2021, siendo la distancia BVLOS entre la zona inspeccionada y el puesto de control o puesto base de 200 m.

Descripción de los prototipos y arquitecturas desarrolladas:

1.1. Arquitectura Down-Looking GPR (DL-GPR)

Previamente al proyecto SAFEDRONE, el grupo de investigación de Teoría de la Señal y Comunicaciones de la Universidad de Oviedo (TSC-UNIOVI) había desarrollado un primer prototipo de GPR embarcado en un UAV en la banda de 3 a 5 GHz, basado en una arquitectura DLGPR [5], [6]. El motivo por el cual se seleccionó dicha arquitectura DLGPR fue porque permite incrementar el rango dinámico del radar, posibilitando la captación de señales de baja intensidad reflejadas en los objetos enterrados. La principal limitación de esta arquitectura es que presenta un elevado nivel de *clutter* debido a la reflexión casi perpendicular de la onda electromagnética incidente en la interfaz aire-suelo.

En el proyecto SAFEDRONE se ha mejorado la arquitectura DLGPR mediante la integración de un nuevo módulo radar y antenas UWB, lográndose una banda de frecuencias de 600 MHz a 6 GHz. Con respecto al subsistema de posicionamiento y geo-referenciación, se han integrado nuevos sensores LIDAR y receptores GNSS-RTK (*Global Navigation Satellite System – Real Time Kinematics*) multibanda y multiconstelación que permiten geo-referenciar las medidas del subsistema radar con precisión igual o mejor que 2 cm.

También se han desarrollado nuevas técnicas para el procesado de las medidas GPR [7], lográndose tanto mejorar las capacidades de detección como minimizar la probabilidad de falsas alarmas. Las medidas adquiridas se procesan mediante técnicas SAR, en las cuales las medidas se combinan coherentemente para generar una apertura sintética. Este tipo de procesado es posible gracias a que el subsistema de posicionamiento permite geo-referenciar las medidas del GPR con la precisión requerida por este tipo de técnicas. Esta es una ventaja significativa con respecto a sistemas similares de GPR embarcados en UAV que no emplean procesado SAR [4], lo cual resulta en una resolución espacial significativamente peor que la que proporcionan los prototipos del proyecto SAFEDRONE. Por ello, los prototipos desarrollados permiten una mejor identificación de los objetos enterrados.

¹ El diseño y fabricación del *array* de antenas se subcontrató a la Universidad de Vigo, y el diseño del sistema de comunicaciones BVLOS a la empresa Inster Tecnología y Comunicaciones S.A.U.

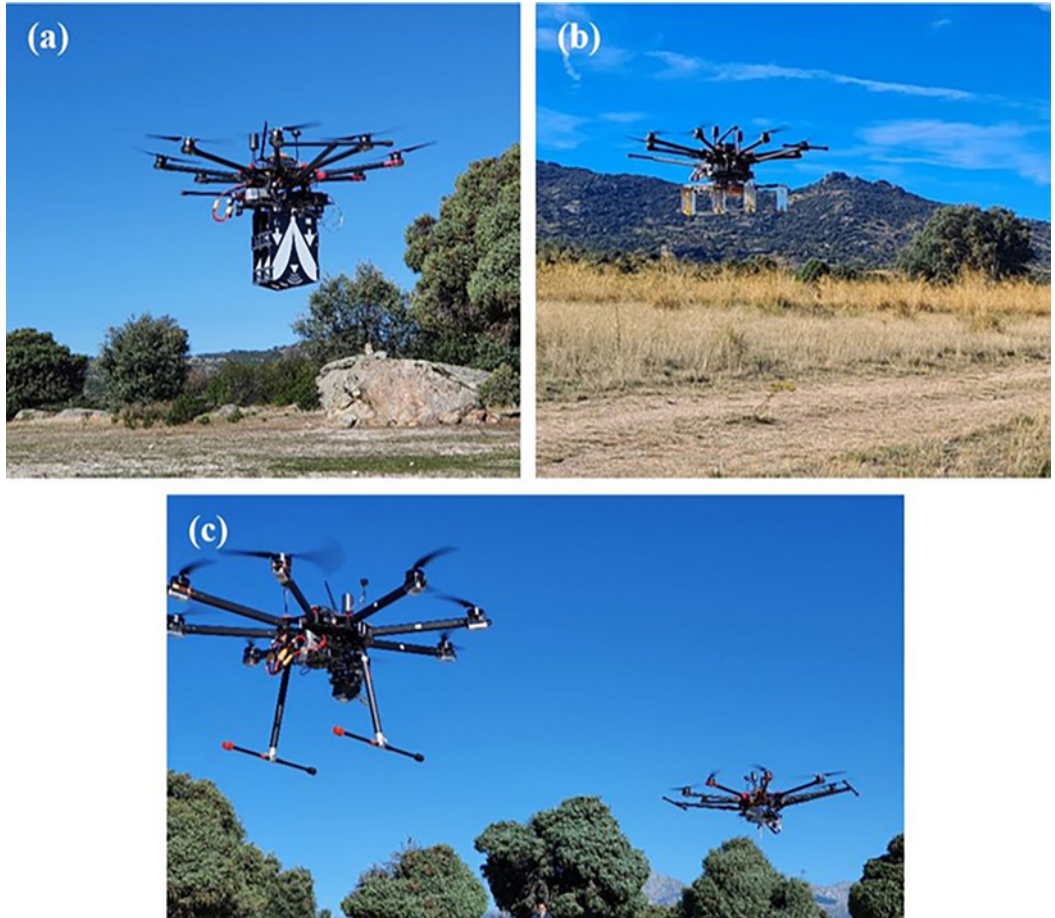


Figura 1. Fotografías de los prototipos implementados en el proyecto SAFEDRONE para la evaluación de diferentes arquitecturas de sistemas GPR. (a) Arquitectura DLGPR. (b) Arquitectura DLGPR que hace uso de un *array* de antenas. (c) Arquitectura híbrida FLGPR-DLGPR

1.2. Aumento de la capacidad de escaneo

El modo de escaneo de los prototipos se basa en una trayectoria en zig-zag definida en base a *waypoints* de forma que dicha trayectoria abarca toda el área a inspeccionar². El espaciado entre dos barridos longitudinales consecutivos ha de cumplir el criterio de muestreo de Nyquist, es decir, su separación no puede ser superior a media longitud de onda a la máxima frecuencia considerada para el procesamiento de las medidas. En los prototipos del proyecto SAFEDRONE esta distancia es de 5 cm.

² Animación del modo de escaneo de los prototipos disponible en: <https://bit.ly/3zAoliF>

Para poder aumentar la capacidad de escaneo sin comprometer las prestaciones de detección de los prototipos, en el proyecto SAFEDRONE se ha diseñado, implementado, y evaluado un *array* de antenas (figura 1 (b)), formado por un sub-*array* de 3 antenas transmisoras, y otro sub-*array* de 4 antenas receptoras. El empleo de este *array* de antenas ha posibilitado aumentar la distancia entre barridos longitudinales de 5 cm a 20 cm. Por ello, la capacidad de escaneo se ha incrementado en un factor de cuatro.

1.3. Minimización del clutter

La reflexión de las ondas electromagnéticas emitidas por el radar que se produce en la interfaz aire-suelo es uno de los factores que más contribuye al *clutter*. Esta reflexión puede enmascarar las reflexiones procedentes de objetos enterrados superficialmente, como es el caso de muchas minas e IED. En el marco del proyecto SAFEDRONE se han considerado dos metodologías para la minimización del *clutter* proveniente de la interfaz aire-suelo.

La primera metodología emplea técnicas de filtrado basadas en Descomposición de Valores Singulares (*Singular Value Decomposition*, SVD), que permite disociar las medidas en componentes altamente correlados con la reflexión aire-suelo y con los objetos enterrados [7]. Gracias a esta metodología se ha mejorado significativamente la probabilidad de detección de objetos enterrados superficialmente, incluso con la arquitectura DLGPR [7].

La otra metodología desarrollada en el proyecto SAFEDRONE para mejorar la detección de objetos enterrados superficialmente se basa en una arquitectura disruptiva que combina las ventajas de los sistemas *Forward Looking GPR* (FLGPR), empleados típicamente en sistemas GPR embarcados en vehículos terrestres, y *Down Looking GPR* (DLGPR). La primera arquitectura permite evitar la reflexión especular de las ondas electromagnéticas en la interfaz aire-suelo, con lo que se reduce el *clutter* proveniente de la misma. Por su parte, la segunda arquitectura minimiza la distancia entre el subsistema radar y el área a inspeccionar, proporcionando mayor rango dinámico que la arquitectura FLGPR. Uno de los hitos del proyecto SAFEDRONE fue la validación experimental por primera vez de este tipo de arquitectura híbrida FLGPR-DLGPR, tanto empleando un *setup* de medida terrestre, como empleando dos UAV volando simultáneamente sobre el terreno a inspeccionar³. En este caso, un módulo radar y la antena transmisora se embarcan en un UAV, mientras que otro módulo radar y dos antenas receptoras se integran en el otro UAV (una antena para la recepción de las señales procedentes del subsuelo y otra para la sincronización inalámbrica de los módulos radar). Los resultados obtenidos en el proyecto empleando esta arquitectura híbrida confirmaron que el *clutter* proveniente de la interfaz aire-suelo se minimiza significativamente con respecto a la arquitectura DLGPR.

³ Vídeo de un vuelo de validación del sistema híbrido FL-DL GPR disponible en: <https://bit.ly/3zvWLZ2>

Validación de los prototipos y resultados obtenidos

La validación de las capacidades operativas y de detección de los prototipos desarrollados en condiciones lo más realistas posibles ha sido uno de los objetivos del proyecto SAFEDRONE. A tal fin, se han realizado dos campañas de validación, en marzo y en octubre de 2021, en el Campo de Maniobras y Tiro de El Palancar, situado en Hoyo de Manzanares (Madrid). Dentro del mismo, el personal del C-IED COE y del Ministerio de Defensa seleccionó varias zonas de 12 m de largo por 4,5 m de ancho, situadas en diferentes escenarios.

En las pruebas realizadas en marzo el número de zonas fue de siete: dos zonas se emplazaron en secciones llanas de una pista de tierra, otras dos en tramos irregulares y en pendiente de dicha pista, y las tres zonas restantes en terrenos horizontales, sin y con cubierta vegetal. Para las pruebas de validación de octubre, el número de zonas se redujo a seis, debido a que, mientras que en marzo se evaluó únicamente la arquitectura DLGPR sin *array*, en octubre se evaluaron todas las arquitecturas. En concreto, se escanearon nuevamente todas las zonas con la arquitectura DLGPR sin *array*, tres zonas con la arquitectura DLGPR con *array*, y una zona con la arquitectura híbrida FLGPR-DLGPR. Además, también se hizo la prueba del sistema de comunicaciones BVLOS.



Figura 2. Fotografía de uno de los vuelos realizados durante las pruebas de validación de octubre de 2021. La zona escaneada corresponde a un tramo en cuesta y de relieve irregular de una pista de tierra

Con respecto a los objetos enterrados, en cada una de las dos campañas de validación realizadas se enterraron aproximadamente 80 objetos de geometría y composición variadas, consistentes en minas contra-carro y antipersona, granadas de mortero, obuses, garrafas de plástico rellenas con materiales similares a explosivos, y placas de

presión. También se enterraron objetos que no eran IED, como pelotas de tenis, bolsas de plástico rellenas de papel, trozos de chatarra, y latas de refresco.

En la figura 2 se observa al prototipo DLGPR realizando el escaneo de una de las seis zonas seleccionadas para las pruebas de validación de octubre. En dicha fotografía se muestra la ubicación del puesto de control en tierra, consistente en un ordenador portátil para la monitorización de los parámetros de vuelo y la recepción de las medidas adquiridas por el subsistema GPR y geo-referenciadas con precisión centimétrica por el

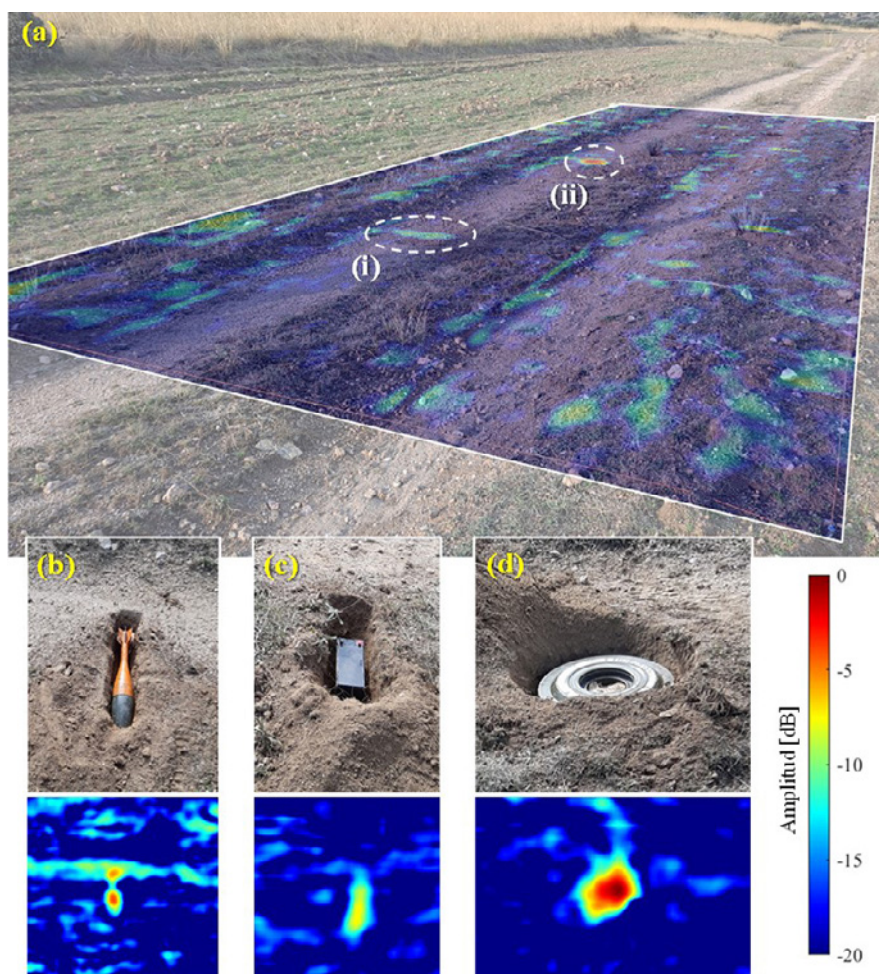


Figura 3. (a) Ejemplo de un corte horizontal de la imagen GPR-SAR obtenida con el prototipo DLGPR en una de las zonas escaneadas. Ejemplos de IED enterrados y de las imágenes GPR-SAR asociadas: (b) granada de mortero metálica de 81 mm e imagen GPR-SAR (visible también en la imagen (a), denotado por (i)), (c) batería de moto y (d) mina contra-carro metálica TM-62 (visible también en la imagen (a), denotado por (ii))

subsistema de posicionamiento y geo-referenciación. En la fotografía también se observa al piloto del UAV, quien únicamente controla el despegue y aterrizaje de este, ya que el vuelo sobre la zona a inspeccionar se realiza de forma autónoma por el UAV (el prototipo sigue los *waypoints* cargados en la controladora previamente al inicio del vuelo). El tiempo requerido para escanear cada zona de 4,5 m x 12 m es de unos 10 minutos empleando la configuración DLGPR con el *array*, y de unos 40 minutos en el caso de no emplear el *array*.

En la figura 3 se muestra un ejemplo de las imágenes GPR-SAR obtenidas con los prototipos desarrollados en el proyecto SAFEDRONE (en concreto, con el prototipo con la arquitectura DLGPR). En dicha figura, las zonas de color rojo indican las partes con mayor reflectividad, que se corresponden en general con la ubicación de los objetos enterrados. En el caso de algunos objetos, como las granadas de mortero, el prototipo desarrollado proporciona suficiente resolución como para poder distinguir el cuerpo y la cola de la granada (figura 3 (b)).

Para evaluar de forma precisa y fiable las capacidades de detección, las posiciones de los objetos enterrados eran únicamente conocidas por el personal del C-IED COE y del Ministerio de Defensa, de forma que el equipo investigador del grupo TSC-UNIOVI encargado de realizar los vuelos desconocía la ubicación de dichos objetos. Una vez procesadas las medidas, se envió un listado con los objetos detectados en dichas imágenes al personal del C-IED COE y del Ministerio de Defensa, quienes compararon este listado con la posición real de los objetos, para poder así calcular las probabilidades de detección, falsa alarma, y pérdida.

Las capacidades de detección de las diferentes arquitecturas desarrolladas en el proyecto SAFEDRONE han arrojado los siguientes resultados: para objetos de tamaño mediano o grande (garrafas de plástico, minas contra-carro, granadas de mortero, obuses de artillería) la probabilidad de detección alcanzada ha sido ligeramente superior al 90 %, que era el objetivo perseguido al inicio del proyecto. En lo que se refiere a falsas alarmas, la probabilidad fue del 27 %.

Conclusiones

El proyecto SAFEDRONE ha constituido un importante hito para la I+D española en el ámbito del desarrollo de sistemas GPR de alta resolución embarcados en UAV. Los prototipos desarrollados incorporan, tanto a nivel de hardware como de software, elementos altamente innovadores que permiten obtener imágenes del subsuelo con resolución centimétrica, pudiendo afirmar que dichos sistemas GPR embarcados en UAV se encuentran entre los más avanzados de su categoría a nivel mundial para detección de IED a fecha de finalización del proyecto (enero de 2022).

Parte de la tecnología y propiedad intelectual empleada en el desarrollo del proyecto SAFEDRONE se encuentra protegida por la familia de patentes citada en [8].

Agradecimientos

El capitán Santiago García Ramos y el coronel José Luis Mingote Abad, junto con el personal del C-IED COE, se encargaron de la planificación y preparación de las pruebas de validación del proyecto SAFEDRONE en el Campo de Maniobras y Tiro «El Palancar», así como de la revisión de los resultados de detección proporcionados por el equipo investigador TSC-UNIOVI.

Este trabajo ha sido financiado por el Ministerio de Defensa y la Universidad de Oviedo en el marco del proyecto SAFEDRONE, ejecutado entre diciembre de 2019 y enero de 2022 (cuantía financiada de 482.427 EUR, aportando el 80 % el Ministerio de Defensa y el 20 % la Universidad de Oviedo); también por el Ministerio de Universidades y la Unión Europea (fondos NextGenerationEU) en el marco de las ayudas MU-21-UP2021-030-53519863 y MU-21-UP2021-030-71667225; por el Gobierno del Principado de Asturias/FEDER, proyecto AYUD/2021/51706; y por el Ministerio de Ciencia e Innovación y Universidades, proyecto RTI2018-095825-B-I00 («Millihand»).

Referencias

1. Manual del facilitador comunitario. Acción humanitaria contra minas [en línea]. [Consulta: 25 julio 2022]. Disponible en: <https://uni.cf/3PWVH65>
2. Geneva International Centre for Humanitarian Demining (GICHD). Clearing landmines from Ukraine may take decades [en línea]. [Consulta: 25 julio 2022]. Disponible en: <https://bit.ly/3OyjDvx>
3. Daniels, D. J. (2006). A review of GPR for landmine detection. *Sensing and Imaging: an International Journal*. N.º 7, pp. 90-123.
4. Álvarez López, Y., García-Fernández, M., Álvarez-Narciandi, G., Las-Heras, Andrés F. (2022). Unmanned Aerial Vehicle-Based Ground-Penetrating Radar Systems: A review. *IEEE Geoscience and Remote Sensing Magazine*. N.º 10(2), pp. 6-86. DOI: 10.1109/MGRS.2022.3160664
5. García-Fernández, M. *et al.* (2017). Antenna diagnostics and characterization using unmanned aerial vehicles. *IEEE Access*. N.º 5, pp. 23562-23575.
6. García-Fernández, M. *et al.* (2018). Sistema de GPR embarcado en un UAV para la detección de objetos ocultos enterrados. *Boletín de Observación Tecnológica en Defensa*. N.º 57, pp. 15-19.

7. García-Fernández, M., Álvarez-Narciandi, G., Álvarez López, Y., Las-Heras, Andrés F. (2022). Improvements in GPR-SAR imaging focusing and detection capabilities of UAV-mounted GPR systems. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing*. N.º 189, pp.128-142.
8. Patente: Sistema aerotransportado y métodos para la detección, localización y obtención de imágenes de objetos enterrados y la caracterización de la composición del subsuelo. [En línea]. [Consulta: 26 julio 2022].
Disponible en: <https://bit.ly/3orkm77>

Visualización del flujo aerodinámico durante el aterrizaje de un helicóptero en fragata mediante PIV

Matías, J. C.^{1*}; Bardera, R.^{2*}; Barroso, E.³

¹ Universidad Politécnica de Madrid – INTA «Esteban Terradas» matiasgjc@inta.es

² Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» barderar@inta.es

³ Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» barrosobe@inta.es

* Autor principal: matiasgjc@inta.es

Resumen: las maniobras de helicópteros en fragatas militares son operaciones altamente complejas para los pilotos. El entorno aerodinámico alrededor de una fragata se caracteriza por elevados gradientes de velocidad y altos niveles de turbulencia. Además, durante la operación de helicópteros en fragatas, hay que añadir el efecto de su rotor, el cual genera grandes perturbaciones en las velocidades del flujo. En este estudio se utilizan ensayos en túnel de viento del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» para caracterizar el flujo aerodinámico generado por un rotor de helicóptero en el entorno de una fragata. Para ello, sobre modelos de fragata y de rotor a escala 1:100, se capturan imágenes con el sistema PIV (Velocimetría por Imágenes de Partículas) en diferentes posiciones del rotor respecto de la fragata, que permiten visualizar la interacción entre ambos flujos aerodinámicos. Este tipo de estudios buscan mejorar la comprensión del problema aerodinámico buque-aeronave y así ayudar a aumentar la seguridad de las operaciones de aeronaves en buques militares, o permitir idear formas de control de flujo que mejoren las actuaciones del helicóptero operando cerca de la cubierta de la fragata.

Palabras clave: Aerodinámica, Fragatas, Helicópteros, PIV.

1. Introducción

La operación de helicópteros en fragatas es compleja para los pilotos. El flujo aerodinámico alrededor de la fragata se caracteriza por elevados gradientes de velocidad y niveles de turbulencia, por lo que la carga de trabajo del piloto durante la maniobra suele ser elevada. Por ello, existen multitud de estudios sobre la interacción del flujo aerodinámico entre la fragata y el helicóptero, ya sea de forma numérica con dinámica de fluidos computacional (CFD) [1-3] o mediante métodos experimentales [4, 5]. El objetivo de este estudio es mejorar la comprensión del acoplamiento aerodinámico entre el flujo alrededor de una fragata y aquél generado por un rotor de helicóptero próximo. El flujo será caracterizado en túnel de viento a través de las velocidades obtenidas en un plano mediante Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV). En este comunicado se describe detalladamente la instalación experimental utilizada para los ensayos, esto es el túnel de viento, modelo de fragata y rotor, y el montaje experimental, así como los resultados obtenidos.

2. Instalación Experimental

2.1 Túnel de Viento y Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV)

Los ensayos del presente comunicado han sido realizados en el Túnel de Viento T1 del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas», figura 1 (a). Se trata de un túnel aerodinámico de baja velocidad, circuito cerrado y cámara de ensayos abierta. En dicho túnel pueden realizarse ensayos con velocidades de hasta 60 m/s en una cámara de ensayos de sección elíptica y tamaño 3 m x 2 m.

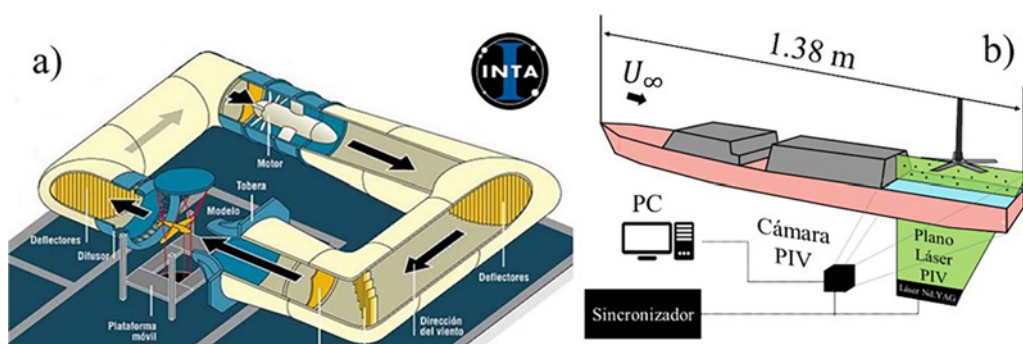


Figura 1. a) Túnel de viento T1 del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas».

b) Modelo de fragata 1:100 y sistema PIV del túnel

Para registrar las velocidades sobre la cubierta de la fragata a estudiar, el túnel tiene instalado un sistema de Velocimetría por Imágenes de Partículas (PIV). Para el correcto funcionamiento de la técnica, el PIV requiere de una serie de componentes

mostrados esquemáticamente en la figura 1 (b). Las partículas de aceite sembradas en el flujo, que tienen un tamaño aproximado de 1 micra, son iluminadas por un plano de luz generado por dos fuentes de luz láser pulsada de tipo Nd:YAG (Neodymium Yttrium Aluminium Garnet). La energía de los pulsos de luz es suficientemente alta para que la cámara del sistema PIV pueda capturar pares de imágenes que registren la posición de las partículas, las cuales quedarán *congeladas* en la imagen. El disparo de los pulsos de luz y la cámara se realiza en los tiempos precisos a través de un sincronizador. Finalmente, un ordenador personal (PC) almacena las fotografías y utiliza un software apropiado para realizar la correlación cruzada, a través de la Transformada Rápida de Fourier (FFT), a los pares de imágenes capturados. Esto permite obtener el desplazamiento de las partículas y, por tanto, su velocidad, al conocer el tiempo entre capturas de ambos pulsos de luz en cada par de imágenes capturado.

2.2 Modelo de Rotor

El rotor del helicóptero Sikorsky Sea King SH-3 tiene un radio $R_{fs} = 8$ m, 5 palas, cuerda $c = 2$ m, una velocidad de rotación $\Omega_{fs} = 200$ rpm y una velocidad inducida media durante el vuelo a punto fijo de $V_{iofs} = 14,11$ m/s. El modelo de rotor utilizado en el túnel a escala reducida 1:100 está basado en el rotor real. Para garantizar la semejanza de flujos entre ambos, debe asegurarse la igualdad entre el coeficiente de tracción (C_t) y la ratio de velocidades J , que relaciona la velocidad media inducida (V_{io}) y la velocidad en la punta (V_{tip}),

$$J = \frac{V_{io}}{v_{tip}} \quad (1)$$

El coeficiente de tracción C_t y la relación de velocidades J siempre están relacionados mediante la siguiente expresión (2), en donde T_{io} es la tracción del rotor a punto fijo, ρ es la densidad, y S la superficie del rotor,

$$\frac{J_{fs}}{J_m} = \frac{(V_{io}/v_{tip})_{fs}}{(V_{io}/v_{tip})_m} = \frac{(V_{iofs}/\Omega_{fs}R_{fs})}{(V_{iom}/\Omega_m R_m)} = 1 \quad (2)$$

Esto significa que si se cumple una semejanza (del C_t o de J), automáticamente debe cumplirse la otra. De esta forma, para cumplir la semejanza es suficiente con satisfacer la siguiente expresión,

$$T_{io} = 2\rho S V_{io}^2 = \rho (\Omega R)^2 S C_T \rightarrow V_{io}^2 = \frac{(\Omega R)^2 C_T}{2} \rightarrow \left(\frac{V_{io}}{\Omega R}\right)^2 = \frac{C_T}{2} = J^2 \quad (3)$$

donde el subíndice *fs* (*full-scale*) se refieren al modelo real, cuyos datos se han indicado anteriormente, y el subíndice (*model*) al modelo en el túnel a escala 1:100. Así, se ha comprobado que se puede cumplir la semejanza descrita por la expresión (3) si el

modelo del rotor funciona con $\Omega_m = 9.700 \text{ rpm}$, lo que consigue una velocidad inducida de $V_{io_m} = 7 \text{ m/s}$, que satisface la semejanza.

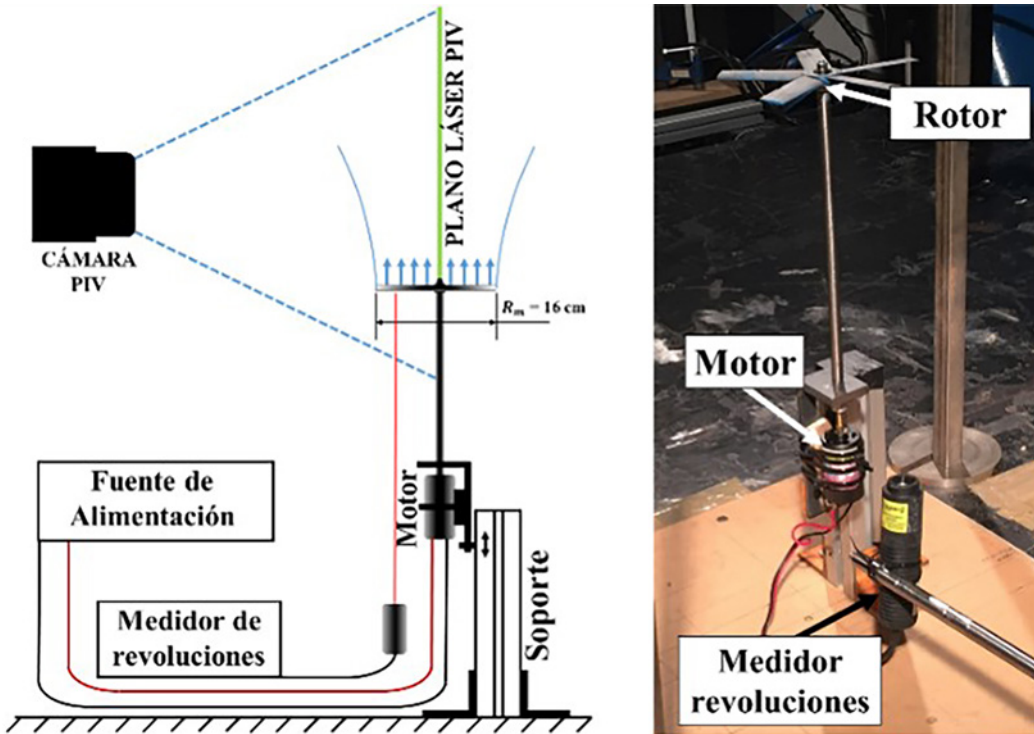


Figura 2. Montaje experimental del modelo de rotor de helicóptero

En estas condiciones, el número de Reynolds basado en la cuerda del rotor durante los ensayos es de $R_{ec} = 1,1 \times 10^5$, y su velocidad en la punta $V_{tip_m} = 813 \text{ m/s}$, es decir, $M_{tip} = 0,24$, está por debajo de los efectos de compresibilidad que aparecen cuando el número de Mach supera 0,3.

El montaje experimental del modelo de rotor a escala se muestra en la figura 2. El montaje del rotor se hace en una configuración invertida para que el plano de luz láser (procedente de la parte superior de la cámara de ensayos del túnel) ilumine la región del flujo acelerada por el giro del rotor, evitando los reflejos y sombras en el láser del sistema PIV, producidas por el giro del rotor durante los ensayos. Para hacer girar el rotor, este se encuentra conectado mediante un eje a un motor, el cual se conecta a una fuente de alimentación ajustable. Para verificar el régimen de giro del rotor durante los ensayos se utiliza un contador de pulsos láser. Por último, el motor está sujeto al suelo del túnel mediante un soporte que permite ajustar su altura durante los ensayos.

2.3 Montaje Experimental

Para realizar los ensayos, el modelo a escala de la fragata se coloca sobre un tablero de madera que simula la superficie marina, tal y como se muestra en la figura 3 (a). En dicho tablero, en la zona de la popa de la fragata, hay una región recortada de 600 mm 600 mm en la que se coloca una placa de metacrilato que puede ser atravesada por la luz láser del sistema PIV. La cubierta de la fragata también está compuesta de otra placa transparente, que permita el paso de la luz láser.

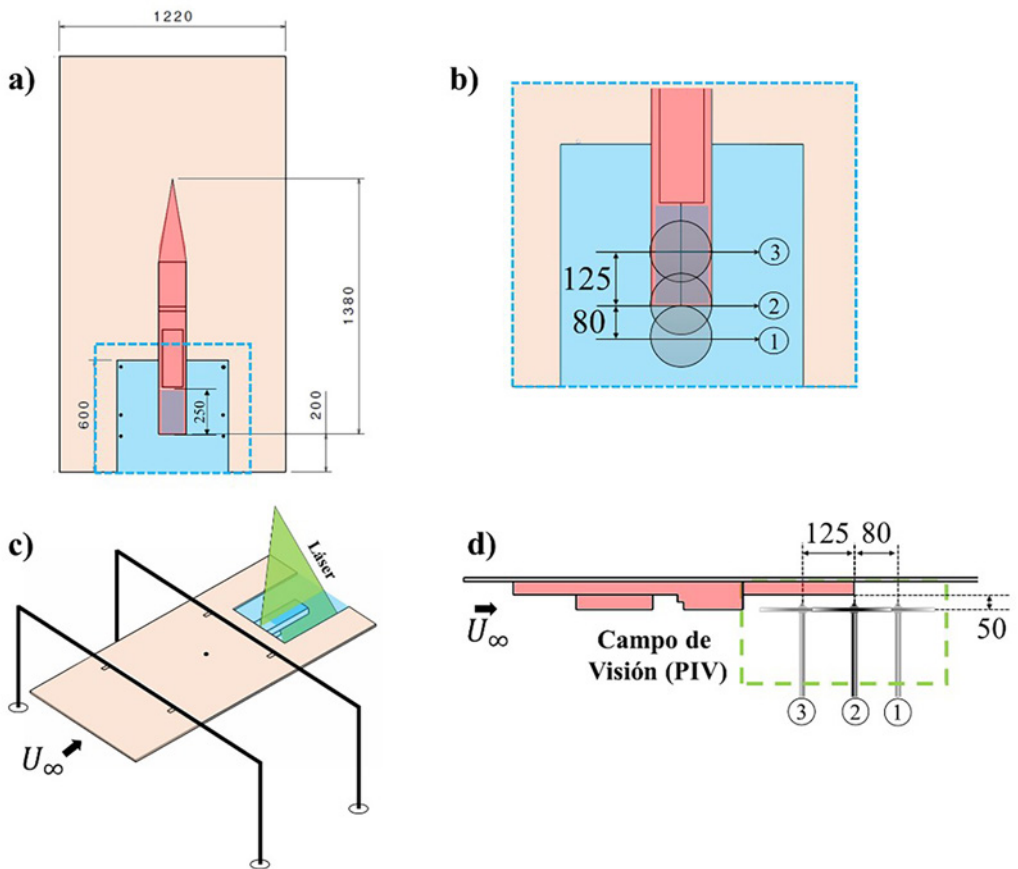


Figura 3. Esquemas del montaje experimental. a) Tablero de la fragata b) Detalle de la cubierta de la fragata y las posiciones del rotor durante la maniobra de aterrizaje. c) Montaje invertido completo e iluminación del láser del sistema PIV. d) Campo de visión PIV de los ensayos con fragata y rotor

La región de la popa de la fragata se muestra con más detalle en la figura 3 (b), en donde, además, se muestran las 3 posiciones del rotor que van a ser analizadas en este comunicado. En la primera de ellas, el rotor se coloca sobre la superficie marina, fuera de

la cubierta. En la segunda de ellas, el rotor avanza 80 mm hacia la cubierta, quedando la mitad del rotor sobre la fragata y la otra mitad sobre la superficie marina. Finalmente, la posición 3 del rotor (125 mm adelantado a la posición 2) corresponde a la posición final de la maniobra de aterrizaje, en la que el helicóptero se sitúa centrado en la cubierta y debe realizar el descenso final.

Como se muestra en la figura 3 (c), todo el montaje experimental para los ensayos del rotor y la fragata se hace en una configuración invertida. De esta forma, las superficies transparentes anteriormente mencionadas pueden ser atravesadas por el plano de luz láser, y obtener así las imágenes de la interacción aerodinámica del rotor y la fragata, con el campo de visión mostrado en la figura 3 (d). En ella se pueden observar de nuevo las 3 posiciones a estudiar del rotor y su distancia respecto a la cubierta de la fragata (50 mm), que corresponde a 5 m en el caso real. En la figura 4 se muestran fotografías reales de la configuración invertida que fueron tomadas durante los ensayos en la cámara de ensayos del túnel de viento.

La velocidad en todos los ensayos es de $U_{\infty} = 10 \text{ m/s}$, lo cual permite garantizar un número de Reynolds $Re > 10^5$, que permite asegurar la semejanza de flujos entre el real y el simulado en el túnel de viento.

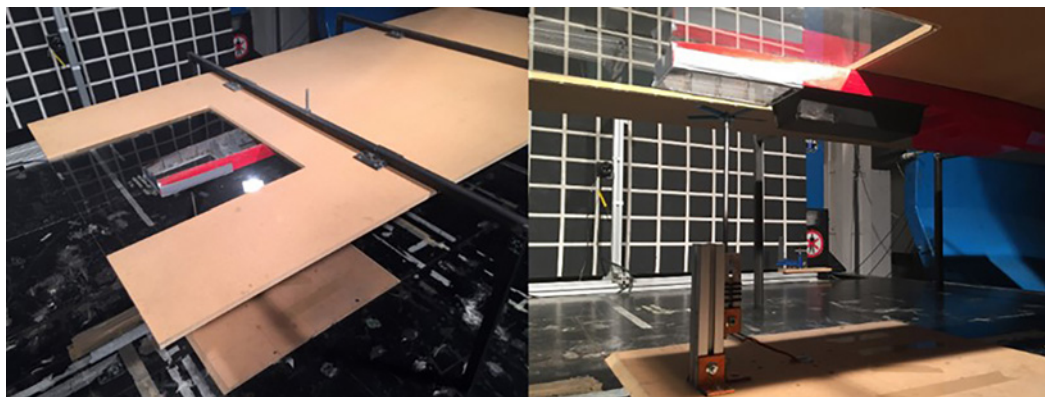


Figura 4. Montaje experimental invertido de los modelos de la fragata y el rotor del helicóptero en la cámara de ensayos del túnel de viento

3. Resultados

En esta sección se muestran los resultados en las figuras 5, 6 y 7 de velocidad adimensional (U/U_{∞}) obtenidos en los ensayos con la fragata y el rotor, y el mapa diferencia entre ambos casos y para las tres posiciones durante la maniobra de aterrizaje sobre la fragata. En la primera fase de la maniobra (posición 1, figura 5), el rotor aún está inmerso en un flujo con altas velocidades, entre 0,7 y 1. Esto significa que el rotor funciona de forma similar a si estuviese en un flujo libre y sin perturbar (10 m/s). La estela del rotor

es desviada siguiendo la dirección del flujo principal y apenas interacciona con la estela generada por la fragata sobre la cubierta. En cambio, en el mapa diferencial sí se observa de forma clara una aceleración del flujo en la estela de la fragata sobre el agua ($x > 0$ mm) provocado por el chorro de velocidades del rotor. Por tanto, si el rotor está afectado por el efecto suelo, se deberá más a la interacción con la superficie marina que a la correspondiente con la superficie de la cubierta.

Los resultados cambian cuando el rotor se coloca a medio camino entre la cubierta de la fragata y la superficie marina (posición 2, figura 6). En esta posición, el rotor se ve afectado parcialmente por la región de baja velocidad generada sobre la cubierta de vuelo. De hecho, la parte del rotor sobre la cubierta ($x < 0$ mm) absorbe un flujo de menor velocidad que la parte derecha. Esto implica que la velocidad aguas abajo del rotor no es simétrica en ambos lados. Esta asimetría podría complicar la maniobra para el piloto en este punto.

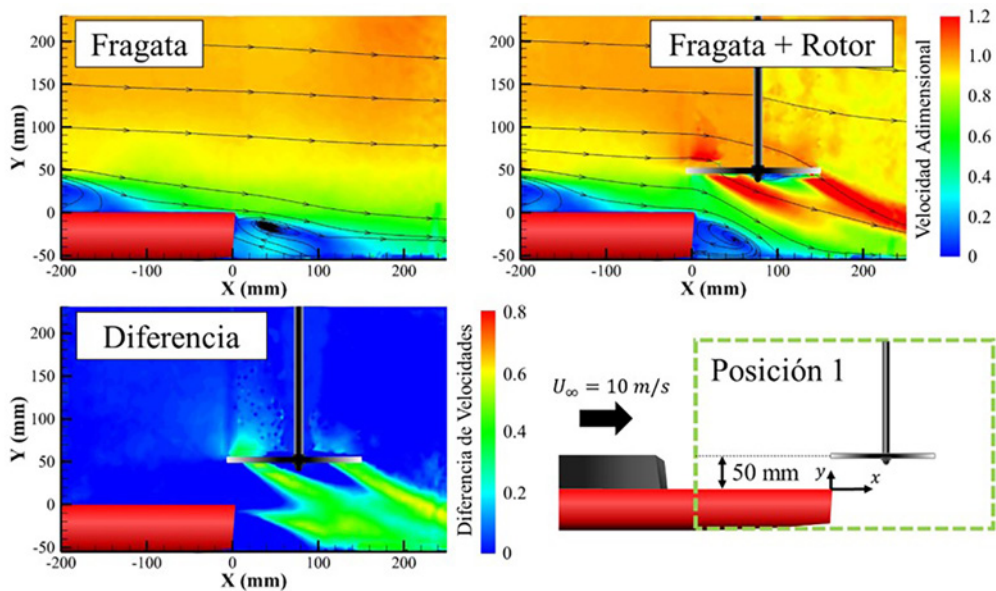


Figura 5. Mapas PIV de velocidad adimensional y diferencia de velocidades en la posición 1 de la maniobra de aterrizaje sobre la fragata

Finalmente, cuando el rotor está operando sobre el punto de aterrizaje final (posición 3, figura 7), la asimetría de velocidades bajo el rotor es mucho más apreciable. En este punto crítico de la maniobra, en donde el piloto debe realizar el descenso final previo al aterrizaje, el rotor genera un flujo con un alto gradiente de velocidades. De nuevo, este patrón de flujo asimétrico puede provocar inestabilidades para el helicóptero y situaciones difíciles relativas al control del helicóptero para el piloto. Además, la burbuja

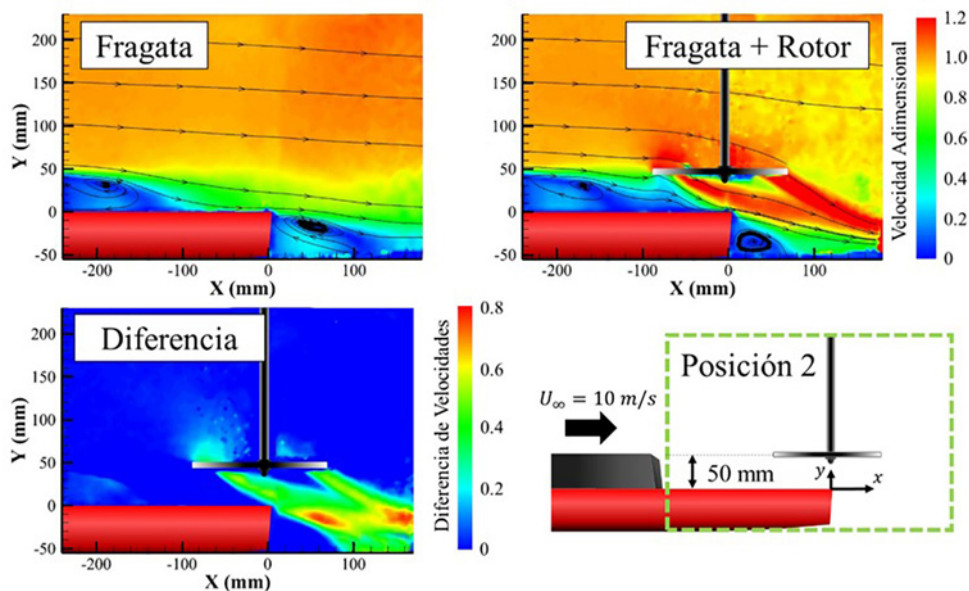


Figura 6. Mapas PIV de velocidad adimensional y diferencia de velocidades en la posición 2 de la maniobra de aterrizaje sobre la fragata

de recirculación generada tras la superestructura del buque es acelerada y deflectada por el rotor, tal y como se observa en el mapa diferencial de la figura 7.

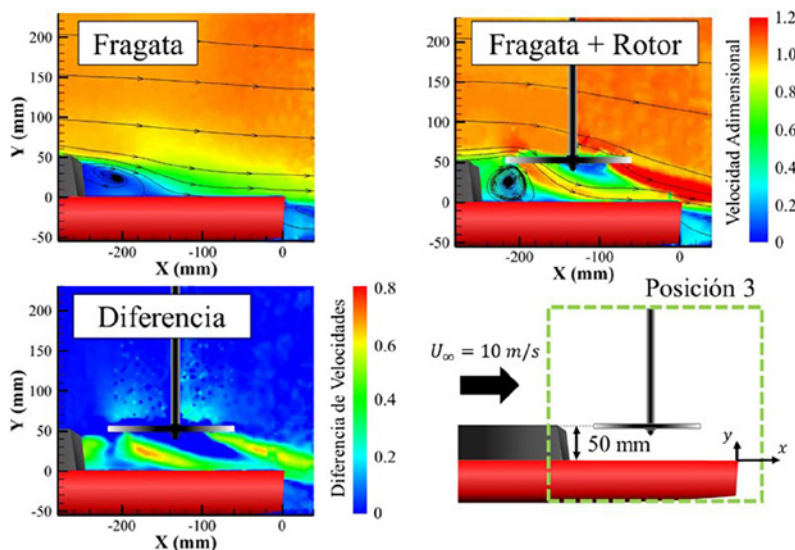
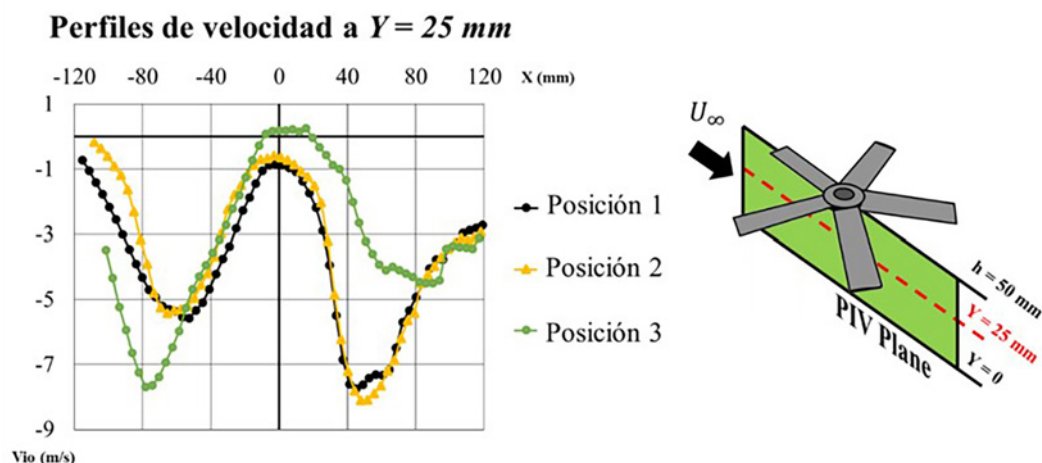


Figura 7. Mapas PIV de velocidad adimensional y diferencia de velocidades en la posición 3 de la maniobra de aterrizaje sobre la fragata



Una vez descritos los mapas de velocidad, se presentan en la figura 8 los perfiles de velocidad axial inducida bajo el rotor, obtenidos a una altitud constante, equidistante entre el rotor y la cubierta ($Y = 25 \text{ mm}$). Observando dichos perfiles puede verse que en todas las posiciones los perfiles son asimétricos. Concretamente, en las posiciones 1 y 2 tienen un comportamiento muy parecido, y sus valores de velocidad inducida, en módulo, son mayores en la parte derecha del rotor ($x > 0 \text{ mm}$) que en la parte izquierda. Sin embargo, al analizar la posición 3, la asimetría es mucho mayor y la tendencia cambia, teniendo velocidades absolutas mayores en la región izquierda ($x < 0 \text{ mm}$) que en la derecha. Este cambio repentino de comportamiento del flujo puede aumentar la dificultad de la maniobra para el piloto, incrementando su carga de trabajo al necesitar más correcciones para un correcto trimado del rotor durante la maniobra.

4. Conclusiones

En este comunicado se ha analizado la interacción aerodinámica de un rotor de helicóptero con el entorno aerodinámico de una fragata mediante ensayos en túnel de viento con PIV. En el comienzo se han descrito los montajes experimentales necesarios para modelar el flujo de un rotor de helicóptero en túnel de viento y registrar imágenes apropiadas con PIV en una configuración invertida, necesaria para evitar problemas como los reflejos no deseados con el láser, provocados por el giro rotor. Con los resultados, se han comentado los patrones del flujo que aparecen en 3 posiciones de un rotor de helicóptero cuando se aproxima a la fragata por la popa. De esta forma, se han detectado posiciones poco afectadas por la estela de la fragata (posición 1, con el rotor fuera de la fragata), y posiciones más críticas para el piloto como la posición 2, parcialmente afectada.

tada, y la posición final 3, altamente afectada. Los perfiles de velocidad inducida a una altura intermedia han demostrado además que el flujo siempre tiene algo de asimetría, siendo esta especialmente alta en la fase final (posición 3). Esto puede provocar que el piloto tenga que modificar frecuentemente el paso cíclico y aumentar por tanto su carga de trabajo durante la compleja maniobra de aterrizaje. Este estudio puede suponer una base para futuras investigaciones de la interacción entre el helicóptero y la fragata en la maniobra de aterrizaje y, por lo tanto, un incremento en el entendimiento del problema aerodinámico, que podrá concluir con una mejora de los procedimientos y la seguridad de dichas operaciones militares.

Agradecimientos

Los autores agradecen su colaboración al personal del Área de Ensayos Aerodinámicos del INTA que ha participado en los ensayos presentados en este comunicado.

Referencias

1. Thedin, R., Kinzel, M., Horn, J. y Schmitz, S. (2019). Coupled Simulations of Atmospheric Turbulence-Modified Ship Airwakes and Helicopter Flight Dynamics. *Journal of Aircraft*. Vol. 56, n.º 2, pp. 812-824. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C035158>
2. Crozon, C., Steijl, R., y Barakos, G. (2014). Numerical Study of Helicopter Rotors in a Ship Airwake. *Journal of Aircraft*. Vol. 51, n.º 6, pp. 1813-1832. DOI: <https://doi.org/10.2514/1.C032535>
3. Forrest, J., Kaaria, C., y Owen, I. (2016). Evaluating ship superstructure aerodynamics for maritime helicopter operations through CFD and flight simulation. *The Aeronautical Journal*. Vol. 120, n.º 1232, pp. 1578-1603. DOI: <https://doi.org/10.1017/aer.2016.76>
4. Bardera-Mora, R., Barcala-Montejano, M., Rodríguez-Sevillano, A., Diego, G. de, y Sotto, M. de. (2015). A spectral analysis of laser Doppler anemometry turbulent flow measurements in a ship air wake. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. Vol. 229, n.º 12, pp. 2309-2320. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410015573972>
5. Stargel, D., y Landman, D. (2012). A wind tunnel investigation of ship airwake/rotor downwash coupling using design of experiments methodologies. *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2012-767>

Simulación y validación de imágenes ISAR pasivas de embarcaciones en ruta utilizando señales TDT

Gutiérrez-Serrano, S. *, Benito-Ortiz, M. C., Mata-Moya, D., Jarabo-Amores M. P. y Almodóvar-Hernández, A.

Universidad de Alcalá. Escuela Politécnica Superior.

Departamento de Teoría de la Señal y Comunicaciones

Alcalá de Henares, Madrid, España.

e-mail: sandra.gutierrezs@edu.uah.es, {cortes.benito, david.mata, mpilar.jarabo, anabel.almodovar}@uah.es

Resumen: este trabajo se centra en la generación y simulación de imágenes ISAR (Inverse Synthetic Aperture Radar) pasivas de embarcaciones aprovechando la iluminación de señales TDT (Televisión Digital Terrestre) durante su propio movimiento en escenarios biestáticos de tráfico marítimo. Se ha utilizado el demostrador IDEPAR, un sistema radar pasivo basado en la explotación de señales TDT multicanal desarrollado por la Universidad de Alcalá, para detectar y declarar las trayectorias generadas por los blancos presentes en el área de interés durante el tiempo de adquisición y poder aplicar técnicas de generación de imágenes ISAR y enfocado que explotan la información de las dinámicas de movimiento estimadas. Los resultados obtenidos han sido validados mediante simulación electromagnética utilizando modelos de embarcaciones CAD (Computer-Aided Design) en 3D, confirmando el potencial de las imágenes ISAR pasivas para tareas de clasificación.

Palabras clave: Imágenes ISAR, Radar pasivo, TDT.

1. Introducción

Un radar pasivo (RP) agrupa todas las técnicas utilizadas en la detección y estimación de las características de los blancos a través de transmisores no cooperativos como Iluminadores de Oportunidad (IO), en lugar de uno dedicado. Los RP presentan ventajas frente a los radares activos como: bajo coste de implementación y desarrollo, baja probabilidad de interceptación, no producen problemas de compatibilidad electromagnética y no están sometidos a la legislación sobre emisiones electromagnéticas o impacto medioambiental. No obstante, los RP necesitan técnicas complejas de procesamiento para conseguir capacidades de detección y seguimiento de blancos debido a la ausencia de control de las formas de onda transmitidas por el IO.

Los sistemas RP basados en la explotación de señales TDT (Televisión Digital Terrestre) tienen especial interés por sus características de cobertura, transmisión de potencias elevadas, alta disponibilidad y anchos de banda de 8 MHz (ampliables utilizando canales consecutivos). Además, a causa del modo de propagación por onda directa al trabajar en la banda UHF (*Ultra High Frequency*), es posible la detección de blancos que no se encuentran en la línea de vista.

El principio de funcionamiento de los RP está basado en la correlación de copias retrasadas y desplazadas en Doppler de la señal adquirida por el canal de referencia con la señal recogida por el canal de vigilancia. Su resultado se refleja en la función de ambigüedad cruzada (CAF, *Cross Ambiguity Function*) y la generación de los mapas Rango-Doppler (RDM, *Range-Doppler Map*). Las señales recibidas en el canal de vigilancia de un RP pueden incluir contribuciones no deseadas como: *clutter*, efectos de la propagación multitrayecto e interferencias de la señal directa del IO seleccionado (DPI, *Direct Path Interference*) y de otros IO. En cada RDM, asociado a un intervalo de procesamiento coherente de las señales de referencia y vigilancia o CPI (*Coherent Processing Interval*), se aplican técnicas de detección y seguimiento para estimar las velocidades y posiciones de los blancos [1].

Una de las ventajas de un escenario radar pasivo es que los IO transmiten de forma continuada permitiendo la iluminación de los blancos con diferentes ángulos de aspecto y facilitando, en el caso de dinámicas de movimiento y geometrías biestáticas adecuadas, la generación de imágenes ISAR pasivas [2]. Los esquemas convencionales de formación de imágenes radar se basan en la detección de blancos, la corrección de migración en distancia del blanco durante el tiempo de adquisición y la aplicación de la Transformada de Fourier en 2D [3-6]. En [7], se presenta una imagen ISAR pasiva, basada en la TDT, de una embarcación realizando un giro sobre su eje generando una trayectoria poco probable en un escenario real de tráfico marítimo. En esta contribución, se propone realizar imágenes ISAR a partir de ecos recibidos por el sistema

IDEPAR de embarcaciones no cooperativas utilizando información de la trayectoria estimada en etapas de procesamiento previas para aplicar técnicas de enfocado. Se han utilizado datos adquiridos en una campaña de medidas realizada en las instalaciones de la 11.ª Escuadrilla de la Armada en la Playa de Torregorda en Cádiz. La misma geometría biestática y trayectorias de los blancos de interés han sido utilizadas para generar una imagen ISAR con el simulador electromagnético ANSYS HFSS y poder validar los resultados obtenidos.

2. Demostrador IDEPAR

El esquema general de un radar pasivo se basa en un canal de referencia para la adquisición de la señal del IO y un canal de vigilancia para capturar los ecos de los blancos (figura 1 izquierda). El grupo de investigación en Redes de Sensores Acústicos y Electromagnéticos Inteligentes y Procesado de la Señal de la Universidad de Alcalá del Departamento de Teoría de la Señal y Comunicaciones ha desarrollado el demostrador IDEPAR, su sistema RP capaz de trabajar con señales TDT multicanal como plataforma de investigación y desarrollo [8, 9]. Sus capacidades para la detección y seguimiento de blancos en diferentes escenarios urbanos, rurales y marítimos han sido validadas [10-13].

La arquitectura de IDEPAR, mostrada en la parte derecha de la figura 1, utiliza en el canal de referencia una antena comercial UHF (Televis DAT HD 75 BOSS) con alta directividad, ganancia casi constante en el espectro de la TDT de 17 dB, alta relación delante-atrás en torno a 30 dB y un ancho de haz de 24° , y en el canal de vigilancia un *array* lineal uniforme compuesto por 7 antenas diseñadas para cumplir los requisitos establecidos de cobertura y resolución angular y de distancia: cada uno de los elementos simples tiene un ancho de haz de 84° y una ganancia de 7,6 dBi, mientras que la agrupación presenta un ancho de haz de 14° y ganancia de 15,5 dBi [13].

Por cada elemento simple del *array* hay un canal de adquisición compuesto por un amplificador de bajo ruido y una tarjeta digitalizadora USRP X310 capaz de trabajar con un ancho de banda de 100 MHz. El gran ancho de banda de adquisición permite la utilización de canales TDT dispersos y mantener buenas prestaciones de resolución en distancia. Con el fin de eliminar el DPI, se añade una etapa de filtrado basado en un algoritmo de cancelación extensiva (ECA, *Extensive Cancellation Algorithm*). A continuación, por cada CPI se obtiene un RDM que define el espacio de entrada de las etapas de detección y seguimiento. En [10], se describe tanto el esquema de detección en dos etapas, implementado en IDEPAR y basado en técnicas de conformado de haz digital y técnicas CFAR incoherentes, como las técnicas de seguimiento en 2D que estima trayectorias aplicando el filtrado de Kalman.

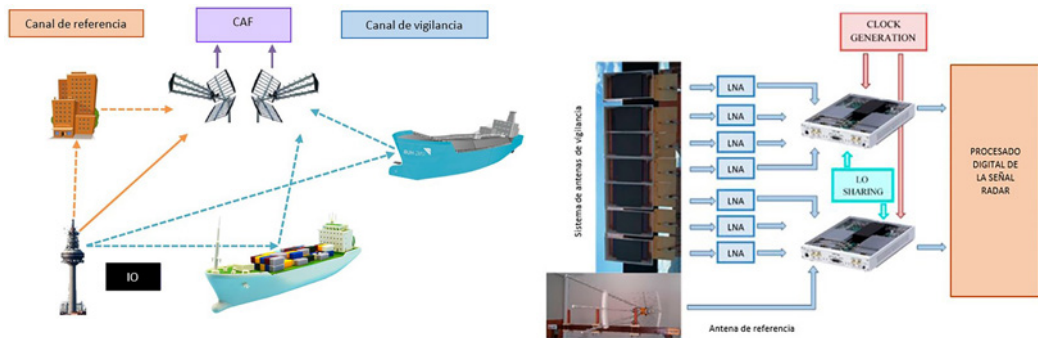


Figura 1. Esquema básico de un radar pasivo (a la izquierda) y arquitectura de IDEPAR (a la derecha)

3. Imágenes ISAR pasivas

3.1. Imágenes ISAR simuladas

Se propone el uso de ANSYS HFSS como simulador asintótico de alta frecuencia donde se modela la interacción electromagnética en entornos grandes y complejos para generar imágenes ISAR con alta precisión. Su principio radica en la ley de Snell y provee un modelo híbrido entre la óptica geométrica y la óptica física, permitiendo cálculos de soluciones electromagnéticas. Además de ello, es capaz de obtener gran fidelidad de la solución simulada incorporando física de difracción avanzada como la teoría física de difracción, teoría uniforme de la difracción y onda progresiva [14].

La estrategia de simulación se basa en definir las variaciones de ángulo de incidencia, reflexión y de aspecto durante la monitorización de un blanco concreto. En este trabajo, se han considerado geometrías biestáticas en las que se definen los diferentes ángulos según se detalla en la figura 2. Estos ángulos se pueden estimar para cada punto de la dinámica de movimiento de un blanco para simular la reflexión de la onda incidente en un modelo CAD (*Computer-Aided Design*) 3D del blanco lo más realista posible y poder formar la imagen ISAR correspondiente. Esta filosofía asume que el único elemento en el área iluminada es el blanco, resultando imágenes ISAR muy limpias que pueden no corresponderse a resultados reales. El objetivo de utilizar estas simulaciones es poder comparar las posiciones y distancias relativas entre los puntos de retrodispersión principales de la imagen, que solo dependen del tipo de blanco y del escenario simulado, con resultados obtenidos con datos de radar reales.

3.2. Formación de imágenes ISAR pasivas

Las resoluciones (de rango, Δ_r , y de rango cruzado, Δ_{cr}) se indican en las ecuaciones (1) y (2), donde c es la velocidad de la luz, B es el ancho de banda, f es la frecuencia de

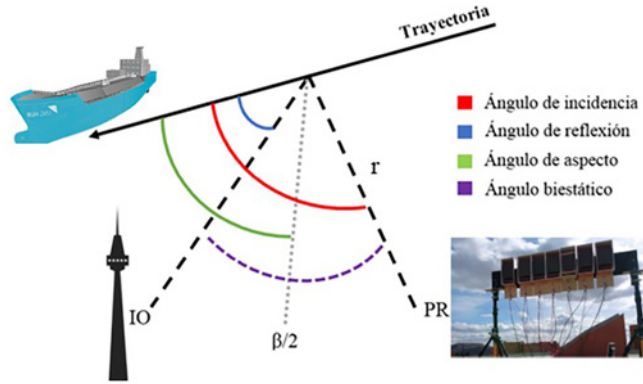


Figura 2. Definición de ángulos de incidencia, reflexión y de aspecto en una geometría biestática

trabajo, β es el ángulo biestático y $\Delta\theta_a$ la variación del ángulo de aspecto (figura 2) durante el tiempo de iluminación del blanco.

$$\Delta_r = \frac{c}{2 \cdot B \cdot \cos\left(\frac{\beta}{2}\right)} \quad (1); \quad \Delta_{cr} = \frac{c}{2 \cdot \Delta\theta_a \cdot f \cdot \cos\left(\frac{\beta}{2}\right)} \quad (2)$$

El uso de señales TDT multicanal permite obtener altas resoluciones en distancia, pero el espectro asociado puede limitar la resolución transversal a expensas de que el tiempo de iluminación y/o la trayectoria del blanco suponga un margen suficiente de variación del ángulo de aspecto. En la figura 3, se presenta el esquema convencional para generar una imagen con sistema de radar pasivo [2-4]:

- El punto de partida son los RDM generados para todos los CPI comprendidos en el tiempo de iluminación a partir de los cuales se aplican los esquemas de detección y seguimiento.
- Una vez se aplica el detector, se realiza un recorte a los RDM entorno al blanco de interés para asegurar que el procesado se aplica a una zona donde mayoritariamente hay información del blanco e intentar conseguir una imagen lo más limpia posible.
- Se aplica la compresión en tiempo lento para obtener el perfil de distancia durante el tiempo de observación y, en caso de existir migración en las celdas de distancia donde se ha detectado el blanco poder corregir esa desviación para concentrar la energía dispersada en una única celda de rango.
- Se aplica la compresión en tiempo rápido para generar una primera imagen ISAR.

- Se estima la variación del ángulo de aspecto a partir de medidas cualitativas relativas a la concentración de la energía dispersada o enfocado de la imagen.

En este trabajo, para la corrección de la migración en distancia y para la aplicación de técnicas de enfocado, se aplica la información obtenida por la etapa de seguimiento. Debido al uso de técnicas de conformado de haz aplicadas a las señales adquiridas por los elementos simples del *array* del canal de vigilancia, es posible obtener tanto distancia como azimut del blanco y se puede mejorar la precisión de la estimación de las trayectorias, elemento clave para definir la calidad final de las imágenes ISAR generadas.



Figura 3. Esquema de procesado para la formación de una imagen ISAR

4. Resultados y discusión

4.1. Escenario de tráfico real marítimo

Los datos utilizados para generar la imagen ISAR de una embarcación realizando una maniobra no cooperativa han sido adquiridos en un entorno marítimo dentro de las instalaciones de la 11.ª Escuadrilla de la Armada en Torregorda en Cádiz (figura 4). En la adquisición bajo estudio, se monitoriza el movimiento de un buque de carga. Anali-



Figura 4. Escenario marítimo de la campaña de medidas localizada en Torregorda (Cádiz)

zando los datos AIS (*Automatic Identification System*) asociados, se ha podido identificar el buque como el Volcán de Teneguía que se caracteriza por unas dimensiones de 145 m de eslora y 22,2 m de manga [15].

Como IO se ha elegido un transmisor de TDT situado en Jerez de la Frontera (Cádiz), ubicado a una latitud $36,63^{\circ}\text{N}$ y longitud $6,15^{\circ}\text{O}$ con una altura de 114 m y una potencia de transmisión de 5 kW. Se ha realizado una adquisición de 20 MHz centrados en 774 MHz para adquirir los canales consecutivos 57 y 58 de la TDT. La localización de IDEPAR tiene latitud de $36,46^{\circ}\text{N}$ y $6,25^{\circ}\text{O}$ de longitud situado a 21,3 km del IO (figura 4) y con un apuntamiento de 294°N .

El tiempo total de adquisición procesado para formar la imagen ISAR ha sido de 8,5 s que se han procesado coherentemente en intervalos de $\text{CPI}=250$ ms. En la mitad de la adquisición, el blanco de interés se ha detectado a unos 14 km de IDEPAR y se estima que su velocidad radial es en torno a 310 km/h. En este mismo punto, los ángulos de incidencia, reflexión, aspecto y biestático (figura 2) son $9,09^{\circ}$; $66,34^{\circ}$; $19,53^{\circ}$ y $57,25^{\circ}$ respectivamente. Entonces, las dimensiones aproximadas del blanco proyectado en la dirección del ángulo de aspecto (la dimensión de rango) es 48 m y en su transversal (la dimensión de rango cruzado) 21 m. Por otro lado, la variación total del ángulo de aspecto durante los 8,5 s es $0,418^{\circ}$. Con los parámetros de geometría biestática y adquisición, las resoluciones esperadas son de 10,68 m de rango y 30,26 m de rango cruzado. Se comprueba que las características de resolución de la imagen vienen limitadas por el rango cruzado debido a todos los factores que se detallan en la ecuación (2).

4.2. Imagen ISAR pasiva de una embarcación no cooperativa

Para simular la generación de la imagen ISAR con ANSYS HFSS, se ha utilizado un modelo CAD 3D de un buque de transporte representado en la figura 6 [16] y la trayectoria estimada obtenida con la etapa de seguimiento de IDEPAR. La imagen resultante del proceso se representa en la parte de la izquierda de la figura 7, donde se puede identi-

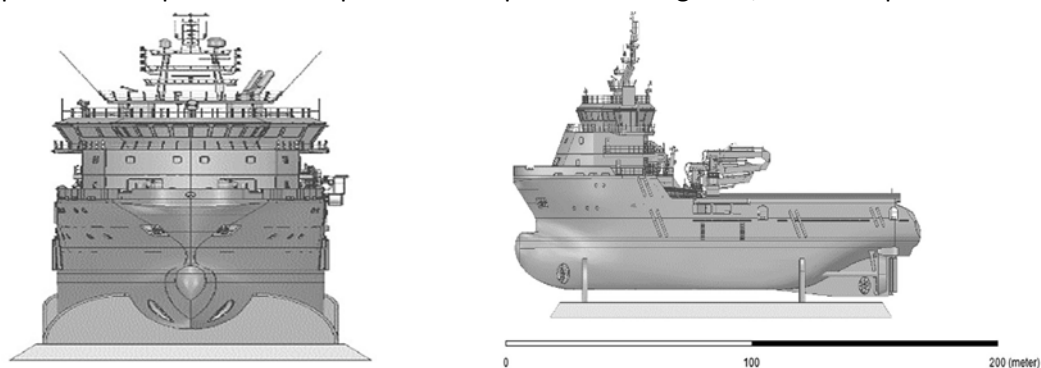


Figura 6. Modelo 3D CAD del buque de transporte: vista frontal y vista lateral [16]

ficar una fuente principal de retrodispersión de medidas aproximadas de 40x30 m, bastante cercanas a las dimensiones del blanco atendiendo a los valores de ángulos de incidencia desde el IO y de reflexión hacia el sistema RP. Procesando los datos adquiridos por IDEPAR para formar una imagen radar enfocada basada en la información estimada de la dinámica del blanco, se obtiene un resultado bastante parecido al simulado (figura 7 derecha). Los errores en la estimación de las medidas de la imagen radar con respecto a los valores esperados están, en ambos ejes, dentro de lo razonable atendiendo a las prestaciones en resolución del escenario considerado: $40\pm 10,68$ m en la dirección del ángulo de aspecto y $30\pm 30,26$ m en la dirección ortogonal.

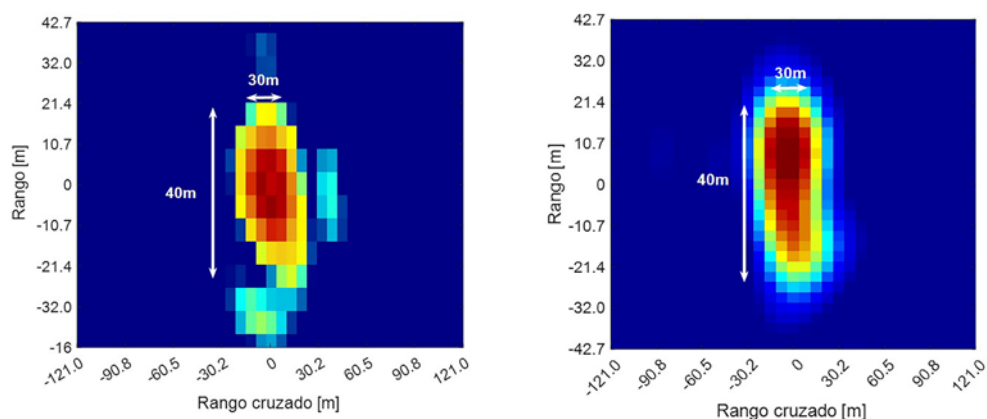


Figura 7. Imagen ISAR de una embarcación con la herramienta ANSYS (izquierda) y con datos adquiridos por IDEPA (derecha)

5. Conclusiones

En este trabajo se han generado imágenes ISAR pasivas de embarcaciones sobre escenarios de tráfico marítimo real. El punto de partida es la explotación de datos adquiridos por un sistema RP que cuentan con la ventaja de contar con IO que pueden iluminar de forma continua las trayectorias de blancos deseados. En este tipo de escenarios, las prestaciones de las imágenes radar en términos de resolución vienen determinadas por la geometría biestática, las dinámicas de movimiento de los blancos y por la forma de onda del IO. Se ha decidido utilizar señales TDT multicanal debido a sus potencias elevadas y estables, su alta disponibilidad y su ancho de banda ampliable para conseguir alta resolución en distancia.

El esquema general de formación de imágenes ISAR parte de concentrar lo máximo posible la energía retrodispersada por el blanco en movimiento utilizando la Transformada de Fourier en 2D y técnicas de enfocado basadas en medidas cualitativas. En este trabajo, se propone utilizar la información disponible en las etapas de detección y segui-

miento del blanco para aplicar técnicas de compensación de movimiento. Estas técnicas se basan en poder calcular, en cada momento de la trayectoria estimada con precisión, los ángulos de aspecto con los que se ilumina al blanco.

Para validar la estrategia presentada, se ha utilizado un escenario marítimo definido por una campaña de medidas en las instalaciones de la Armada en la playa de Torregorda (Cádiz). El sistema RP considerado ha sido el demostrador IDEPAR, desarrollado por la UAH, que cuenta en el canal de vigilancia con un *array* de antenas y etapas de procesado que implementa técnicas de conformado de haz, detección y seguimiento para poder realizar una monitorización tanto en distancia como en acimut. En los resultados presentados, se trabaja una adquisición durante la cual hay un buque de carga aproximándose a puerto que se ha podido identificar con los datos AIS.

La imagen ISAR pasiva resultante con los datos adquiridos durante una trayectoria real de una embarcación en una determinada geometría biestática y utilizando señales TDT presenta una zona de fuerte retrodispersión cuyas dimensiones se aproximan bastante a los valores esperados. Para confirmar este resultado, se han simulado las mismas condiciones en la herramienta ANSYS HFSS, capaz de modelar el comportamiento electromagnético de la onda en entornos grandes y complejos, y se ha generado una imagen ISAR con unas características similares a la formada con datos reales.

Se confirma el gran potencial que tienen los sistemas RP también para formar imágenes ISAR y poder diseñar futuras tareas de clasificación de tipo de blancos. Para este propósito será necesario tener una base extensa de imágenes ISAR que se podrán generar de forma simulada basándose en escenarios reales, tal y como se ha presentado en esta contribución.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido desarrollado en el marco de los proyectos: CM/JIN/2021-010 (Comunidad Autónoma de Madrid), PIUAH21/IA-006 (Universidad de Alcalá) y proyectos para el impulso de la Agenda 2030 de la UAH y la Fundación general de la Universidad de Alcalá.

Referencias

1. Saini, R., Cherniakov, M. (2005). DTV signal ambiguity function analysis for radar applications. *IEE Proceedings Radar, Sonar and Navigation*. N.º 152(3), pp.133–142.

2. Martorella, M.Giusti, E. (2014). Theoretical foundation of passive bistatic ISAR imaging. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. N.º 50(3), pp. 1647–1659.
3. Olivadese, D., Giusti, E., Petri, D., Martorella, M., Capria, A., Berizzi, F. (2013). Passive ISAR With DVB-T Signals. *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*. N.º 51(8), pp. 4508-4517.
4. Vehmas R., y Neuberger, N. (2021). Inverse Synthetic Aperture Radar Imaging: A Historical Perspective and State-of-the-Art Survey. *IEEE Access*. Vol. 9, pp. 113917-113943.
5. Bączyk, M. K., Samczyński, P., Kulpa, K. (2014). Passive ISAR imaging of air targets using DVB-T signals. *IEEE Radar Conference*. Pp. 0502–0506.
6. Qiu, Wei, Giusti, E., Martorella, M. *et al.* (2015). Compressive sensing–based algorithm for passive bistatic ISAR with DVB-T signals. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. N.º 51(3), pp. 2166-2180.
7. Pisciotano, I., Cristallini, D., Schell, J., Seidel, V. (2018). Passive ISAR for Maritime Target Imaging: Experimental Results. *19th International Radar Symposium (IRS)*. Pp. 1–10.
8. Jarabo-Amores, M. P., Mata Moya, D. de la, Rey Maestre, N. del, Gómez del Hoyo, P., Rosado Sanz, J. (2019). IDEPAR, uso del radar pasivo para la detección de drones. *Boletín de observación tecnológica en Defensa*. N.º 61, 2.º trimestre.
9. Juara-Casero, D., Bárcena-Humanes, J. L., Mata-Moya, D., Jarabo-Amores, P., Rey Maestre, N. del, Gómez del Hoyo, P., Gaitán-Cabañas, F. J. (2016). IDEPAR: A multichannel DVB-T passive radar technological demonstrator in terrestrial radar scenarios. *IET Radar, Sonar & Navigation*.
10. Rey Maestre, N. del, Mata-Moya, D., Jarabo-Amores, M. P., Gómez del Hoyo, P., Bárcena-Humanes, J. L., Rosado-Sanz, J. (2017). Passive Radar Array Processing with Non-Uniform Linear Arrays for Ground Target's Detection and Localization. *Remote Sensing*. Vol. 756, n.º 9.
11. Rey Maestre, N. del, Jarabo-Amores, M. P., Mata-Moya, D., Bárcena-Humanes, J. L. y Gómez del Hoyo, P. (2018). Machine Learning Techniques for Coherent CFAR Detection Based on Statistical Modeling of UHF Passive Ground Clutter. *IEEE Journal of Selected Topics in Signal Processing*. Vol. 12, n.º 1, pp. 104-118.
12. Gómez del Hoyo, P., Jarabo-Amores, M. P., Mata-Moya, D., Rey Maestre, N. del y Rosa-Zurera, M. (2020). DVB-T Receiver Independent of Channel Allocation, With Frequency Offset Compensation for Improving Resolution in Low Cost Passive Radar. *IEEE Sensors Journal*. Vol. 20, n.º 24, pp. 14958-14974.

13. Rosado-Sanz, J., Jarabo-Amores, M. P., Mata-Moya, D., Gómez del Hoyo, P., Rey Maestre, N. del. (2021). Broadband modified-circle-shape patch antenna with H-aperture feeding for a passive radar array. *Aerospace Science and Technology*. Vol. 110.
14. ANSYS. Ansys simulator [en línea]. [Consulta: julio 2022]. Disponible en: <https://www.ansys.com/products/electronics/ansys-hfss>
15. Marine Traffic. Volcán de Teneguia (Ro-Ro Cargo) [en línea]. [Consulta: julio 2022]. Disponible en: https://www.marinetraffic.com/es/ais/details/ships/shipid:168988/mmsi:225317000/imo:9335161/vessel:VOLCAN_DE_TENEGUIA
16. Stratasys Solutions Ltd.: Grabcad models [en línea]. [Consulta: julio 2022]. Disponible en: <https://grabcad.com/library>

Diseño optimizado de barreras perimetrales de protección (basadas en bloques de hormigón en forma de «T» invertida) frente a grandes explosiones mediante el uso de dispositivos de absorción de energía

Mingote Abad, J. L.¹, Lúcio, V.², Gil Garnacho, I.³, Gomes, G.⁴

¹ NATO C-IED COE, carretera M-618 de Colmenar Viejo a Torrelozón Km 14 Hoyo de Manzanares (Madrid); jmingote@ciedcoe.org (JM)

² Universidad Nova de Lisboa, Escuela de Ciencia y Tecnología (FCT NOVA), Largo da Torre, 2825-149 Campus de Caparica, vlucio@fct.unl.pt (VL)

³ Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas» (INTA)/Campus La Marañosa, gilgi.pers_externo@inta.es (IG)

⁴ Cuartel General del Ejército portugués. Rua Museu da Artilharia 1149-065, Lisboa. gomes.gj@exercito.pt (GG)

Resumen: la protección de instalaciones militares en zona de operaciones utiliza con frecuencia, barreras perimetrales formadas por bloques de hormigón armado en forma de «T» invertida (bloques *T*) que mitigan los efectos producidos por grandes explosiones (coches bomba).

Al objeto de incrementar la resistencia de dichas barreras, el Centro de Excelencia OTAN contra la lucha de Artefactos Explosivos Improvisados (C-IED COE), ha desarrollado el proyecto I+D BLADE (2019-21), caracterizando una solución que emplea dispositivos de absorción de energía (DAE), dispositivos que fueron introducidos por la industria de automoción y utilizados, incluso, por la NASA y otros sectores industriales.

En el proyecto liderado por el C-IED COE, han participado el Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial INTA/Campus La Marañosa y la Universidad Nova de Lisboa.

Se diseñaron y caracterizaron dos tipos de dispositivos: (1) tubos huecos y (2) tubos de inversión. La solución BLADE ensayada incluye paneles de hormigón armado de sacrificio apoyados sobre bloques *T*. Durante la campaña experimental se realizaron 5 ensayos de caracterización detonando 60 kg TNT_{equiv.} a 5 m y 2,5 m y, un ensayo final de validación de concepto empleando 60 kg TNT_{equiv.} a 2,2 m y dos barreras de bloques *T*, una simple sin refuerzo y otra integrando el sistema de protección BLADE.

Tras los resultados experimentales y la Modelización y Simulación realizada, se ha demostrado que el sistema BLADE incrementa hasta un 300 % la resistencia de la barrera de bloques *T* ensayada, equivalente a una explosión de 150 kg TNT_{equiv.} a 2,2 m, muy superior al incremento del 100 % objetivo establecido en el proyecto.

Palabras clave: Barreras perimetrales, Bloques de hormigón *T*, Grandes explosiones, Dispositivos de absorción de energía.

Introducción

La necesidad de proteger barreras perimetrales contra los ataques terroristas producidos por los denominados coches-bomba en territorio nacional o en teatro de operaciones militares es una realidad y un requisito importante en su diseño o planteamiento.

Para ello, es necesario diseñar medidas y soluciones de mitigación consistentes con el nivel de protección deseado. En la figura 1 se muestra un esquema gráfico y efectos producidos por un ataque con coche-bomba a una barrera perimetral de protección en zonas de operaciones, formada por bloques de hormigón armado en forma de «T» invertida (en adelante, bloques T).



Figura 1. (a) Esquema de ataque con coche bomba, (b) Barrera T perimetral, (c) Rotura de la barrera tras un ataque de coche bomba

Los sistemas de refuerzo aplicados actualmente a barreras perimetrales de protección se realizan según tres líneas básicas de actuación, ya sean independientes o combinadas:

1. Refuerzo de elementos estructurales y uniones sometidos a mayor riesgo de colapso [1].
2. Colocación de sistemas especiales de contención de fragmentos producidos por rotura de cerramientos, evitando proyecciones hacia el interior y daños a personas y equipos [2].
3. Instalación de elementos de protección adicionales sobre los elementos estructurales expuestos a los efectos de la explosión, al objeto de absorber parte de la energía de la explosión y reducir o minimizar la energía transmitida a la estructura principal, con soluciones que incorporan conectores entre elementos estructurales y elementos de protección adicionales [3].

Los conectores o Dispositivos de Absorción de Energía (DAE) fueron introducidos por la industria de automoción y se emplean de forma extensa en los sectores del transporte y navegación, incluso, en sistemas especiales utilizados por la agencia americana NASA.

Objetivo y participantes en el proyecto I+D BLADE

El Proyecto I+D BLADE [4] finalizado en 2021 y financiado por la OTAN y el Centro de Excelencia para la lucha contra Artefactos Explosivos Improvisados (C-IED COE), ha sido gestionado y liderado por dicho Centro de Excelencia. Durante el proyecto se ha caracterizado una solución de protección mediante el diseño y ensayo de sistemas de mitigación que utilizan DAE y que incrementan la capacidad de resistencia de barreras *T*. El objetivo establecido en el lanzamiento del proyecto fue lograr hasta un incremento del 100 % en la resistencia de barreras *T* perimetrales convencionales utilizadas en zona de operaciones.

La gestión y coordinación general del proyecto I+D BLADE ha sido realizada por el C-IED COE, además de efectuar el estudio del estado de arte, diseño de soluciones, plan de ensayos y elaboración de Buenas Prácticas de aplicación e Informe Final. Como participantes del proyecto, las siguientes instituciones y organismos completaron las siguientes actividades:

- Facultad de Ciencia y Tecnología de la Universidad NOVA de Lisboa (Portugal). Caracterización de materiales constitutivos de las paredes de mampostería, estudio analítico de la solución basada en tubos huecos y, Modelización y Simulación de la resistencia de barreras perimetrales reforzadas con el sistema BLADE de tubos huecos.
- Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas», campus «La Marañosa», San Martín de la Vega, Madrid. Ejecución de la campaña experimental y, Modelización y Simulado del comportamiento de los tubos de inversión utilizados y ensayados.

Dispositivos de Absorción de Energía (DAE) empleados en el proyecto I+D BLADE

Los criterios principales de selección de DAE fueron: (1.º) proporcionar una elevada capacidad de soportar las altas presiones causadas por la detonación del coche-bomba y, (2.º) su facilidad de construcción y montaje sobre una barrera perimetral nueva o existente en zona de operaciones.

Para ello, el personal investigador del C-IED COE diseñó y utilizó dos tipos de dispositivos de absorción de energía (DAE) de acero que fueron caracterizados mecánicamente:

- (I) DAE tipo 1, basado en tubos huecos ($\varnothing_{\text{ext}}$ 200 mm x 8 mm y longitudes 100, 160 y 260 mm),
- (II) DAE tipo 2, empleando tubos de inversión de longitud 140 mm y $\varnothing 64$; 54 y 42 mm.

La solución BLADE ensayada incluye, además, paneles de hormigón armado de sacrificio adicionales (2,75 x 1,00 x 0,20 m; 1,44 toneladas) apoyados sobre bloques *T* estándar (2,70 x 1,05 x 1,30 m; 0,30 m espesor; 2,82 toneladas) de hormigón armado.

Sistemas de refuerzo BLADE diseñados y ensayados

Los dos sistemas de refuerzo diseñados en la solución BLADE fueron las siguientes:

(I) Sistema basado en DAE tipo 1. El DAE contiene un tubo hueco colocado entre el bloque *T* de hormigón armado y un panel de sacrificio o losa de hormigón armado que recibe la onda de choque de la explosión, presionando lateralmente los tubos huecos. Estos al comprimirse absorben gran cantidad de energía por deformación, sobre todo plástica, hasta su colapso final, reduciendo la cantidad de energía de explosión transmitida al propio bloque *T*. (figura 2).

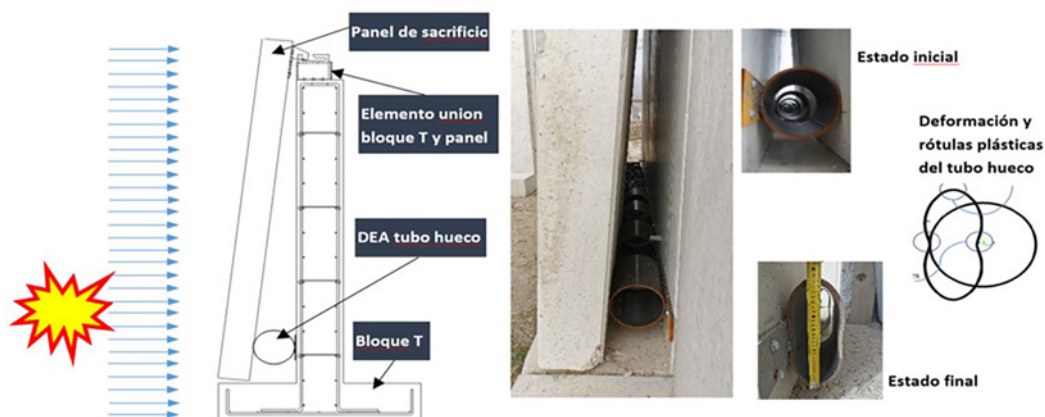


Figura 2. Solución BLADE basada en tubos huecos

En la parte superior del bloque *T* se diseñaron elementos metálicos (figura 3) que servían de unión entre el panel de sacrificio y el bloque *T*, permitiendo pequeños giros y desplazamientos en la unión. Estos elementos contribuyeron a mejorar el montaje de

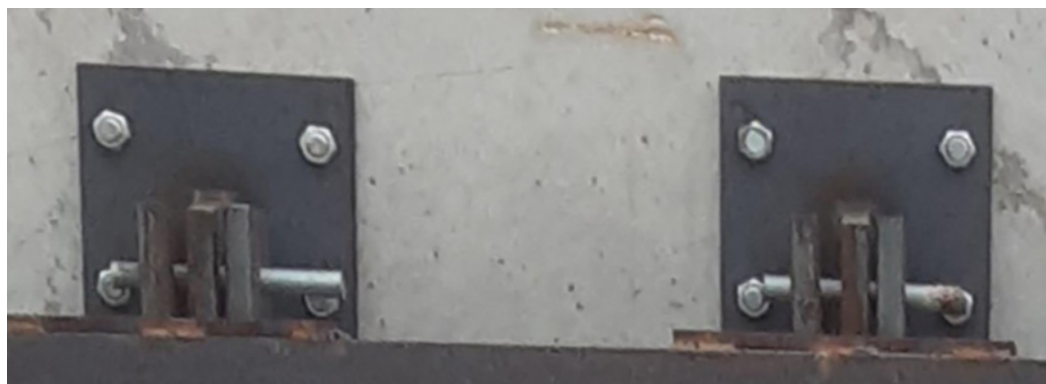


Figura 3. Soportes superiores para anclaje y unión de los paneles de sacrificio

los DAE sobre los bloques T. La configuración del diseño (diámetro, material, longitud, espesor, número de DAE, etc.) permitió absorber gran parte de la energía de explosión, reduciendo el impulso dinámico transmitido al bloque T y a la barrera perimetral.

(II) Sistema basado en DAE tipo 2 (figura 4). Este tipo de DAE utiliza tubos de inversión. En la tabla 1 se indican sus principales características obtenidas por el laboratorio de ensayos.

Dimensiones mm	Módulo de Young, E_s (GPa)	Resistencia a la fluencia, f_y (MPa)	Resistencia a la tracción, f_u (MPa)	Fuerza de inversión, P_s (kN)	Desplazamiento en la inversión, d (mm)
42x1,5	210,4	379	401	28,65	140
54x1,5	209,0	360	387	30,60	140
64x2,0	210,6	371	423	60,45	140

Tabla 1. Características de los tubos de inversión utilizados en el proyecto I+D BLADE



Figura 4. Solución BLADE basada en tubos de inversión

La solución basada en tubos de inversión permite obtener un sistema con mayor ($\approx$ doble) capacidad de absorción de energía. El principal inconveniente encontrado fue la dificultad de montaje, ajuste y alineamiento de los tubos de inversión y demás elementos metálicos, observándose algún caso de compresión axial desalineada del tubo de inversión.

Las lecciones aprendidas durante la fabricación, montaje y ensayos realizados durante el proyecto se recogieron en un capítulo específico denominado «Buenas Prácticas» al objeto de ayudar a una mejor implantación de las soluciones desarrolladas en el proyecto.

Campaña experimental

Durante la campaña experimental se realizaron 5 ensayos de caracterización de los DAE, utilizando la máxima cantidad de carga explosiva permitida por el Centro de Ensayos INTA/La Marañosa, 60 kg TNT_{equiv.}, con detonaciones a 5 m y 2,5 m. Además, se efectuó un «ensayo final de concepto» empleando dos barreras perimetrales de 6 m de longitud cada una, formadas por bloques *T* ensamblados. Una barrera reforzada con el sistema de refuerzo BLADE y otra sin refuerzo alguno. Las detonaciones de 60 kg TNT_{equiv.} en el ensayo de concepto se realizaron a 2,2 m para conseguir mayores sobre presiones sobre los bloques *T*. En las tablas 2 y 3, se muestran algunos datos de ensayos realizados y medidas registradas.

Ensayo	Fecha	Carga explosiva TNT _{equiv.} Dynamita HE Riodin	Distancia Standoff	Objeto	DAE utilizados
N.º 1	9/06/2020	20 kg	5 m	Caracterización DAE	Tubos huecos y de inversión
N.º 2	10/06/2020	60 kg	5 m	Caracterización DAE	Tubos huecos y de inversión
N.º 3, 4	10,12/11/2020	60 kg	5 m	Caracterización DAE	Tubos huecos y de inversión
N.º 5	16/11/2020	60 kg	2,2 m	Ensayo con barreras <i>T</i>	Tubos huecos y de inversión
N.º 6	17/11/2020	60 kg	2,5 m	Caracterización DAE	Tubos huecos y de inversión

Tabla 2. Ensayos realizados durante el proyecto I+D BLADE en INTA/La Marañosa (Madrid)

Ensayo	Altura sensor (m)	Pico de presión incidente, P_{so} (kPa)	Duración fase positiva, t_o (ms)	Impulso incidente, i_s (Pa-ms)
10 Junio	0,0	1543,0	1,9	576,18
10 Junio	2,5	765,7	1,6	410,65
10 Nov.	0,0	1133,9	1,7	658,50
12 Nov.	2,5	982,94	2,45	759,40

Tabla 3. Datos medidos de ondas de choque en varios ensayos

En la figura 5 se muestra la configuración general de los ensayos de caracterización de los DAE. Los DAE y paneles de sacrificio, amén de los sensores de presión y de desplazamiento se colocaron sobre 4 marcos de acero existentes en las instalaciones del INTA/La Marañosa.

La configuración del denominado «ensayo de concepto» con barreras perimetrales formadas por bloques *T* se muestra en la figura 6:



Figura 5. Sistema BLADE y ensayos de caracterización. (a) Tubos de inversión y (b) tubos huecos



Figura 6. Disposición general del ensayo de concepto sobre barreras de bloques T

Estudio analítico de las soluciones BLADE

La eficiencia del sistema BLADE depende de su capacidad de absorber la energía de explosión aplicada en la barrera mediante la deformación plástica de los DAE, evitando que altas cargas dinámicas se transfieran a los soportes de la estructura.

Las propiedades mecánicas de los materiales sometidos a altas velocidades de deformación (en el acero, hasta 10^3 s^{-1}) producidas por fuertes impactos o grandes explosiones están afectadas por dos coeficientes, denominados (1) Factor de Incremento de Resistencia (FIR) y (2) Factor de Incremento Dinámico (FID). Los mecanismos de disipación de energía en la barrera perimetral se relacionan con el deslizamiento de la barrera y su posterior colapso.

Se cita como ejemplo, el caso del análisis realizado de un DAE formado por tubos huecos, asumiendo una deformación plástica del tubo por compresión radial y aparición de 4 rótulas plásticas [5] tal como se indica en la figura 7:

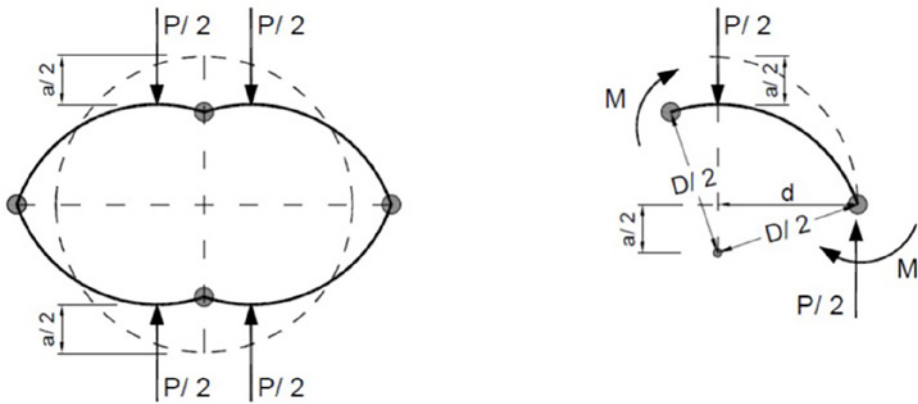


Figura 7. Modelo simplificado del análisis del DAE basado en tubos huecos

Se calculó la fuerza de actuación sobre el DAE, el coeficiente K (influencia del factor dinámico FID) y el impulso específico ejercido por la presión de la onda de choque aplicada sobre el panel de sacrificio. Para el caso de tubos huecos ($\varnothing 200$ mm x 8 mm de espesor y 260 mm de longitud) empleados en la prueba de concepto (60 kg TNT_{equiv.} a 2,2 m), se obtuvo una gráfica comparativa del comportamiento del modelo analítico frente al modelo experimental que se presenta en la figura 8.

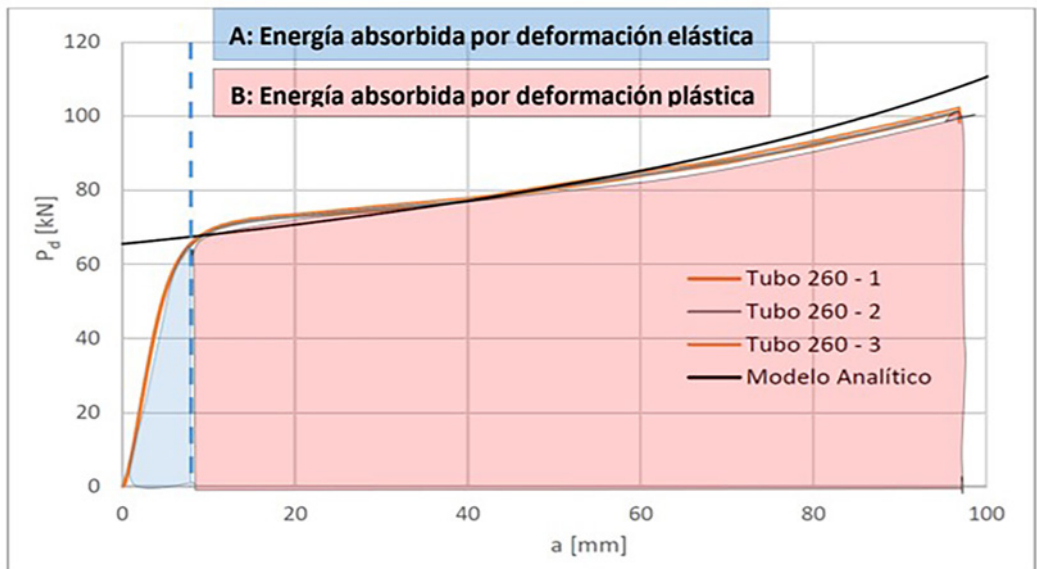


Figura 8. Comparación del modelo analítico y experimental de tubos huecos (200 x 8 x 260 mm)

Modelización y Simulación (M&S)

Fue realizada por la Facultad de Ciencia y Tecnología de la Universidad NOVA de Lisboa (FCT) utilizando el software LS-DYNA, para el caso de barreras formadas por bloques T y por el INTA/La Marañosa para tubos de inversión.

La FCT creó un modelo numérico, calibrado posteriormente con los resultados experimentales y realizó varias simulaciones modificando las cargas explosivas y la distancia de detonación.

Para la solución de refuerzo basada en tubos huecos, la figura 9 presenta (a) el modelo calibrado antes, durante y después de la explosión y, (b) el estado final del tubo hueco deformado.

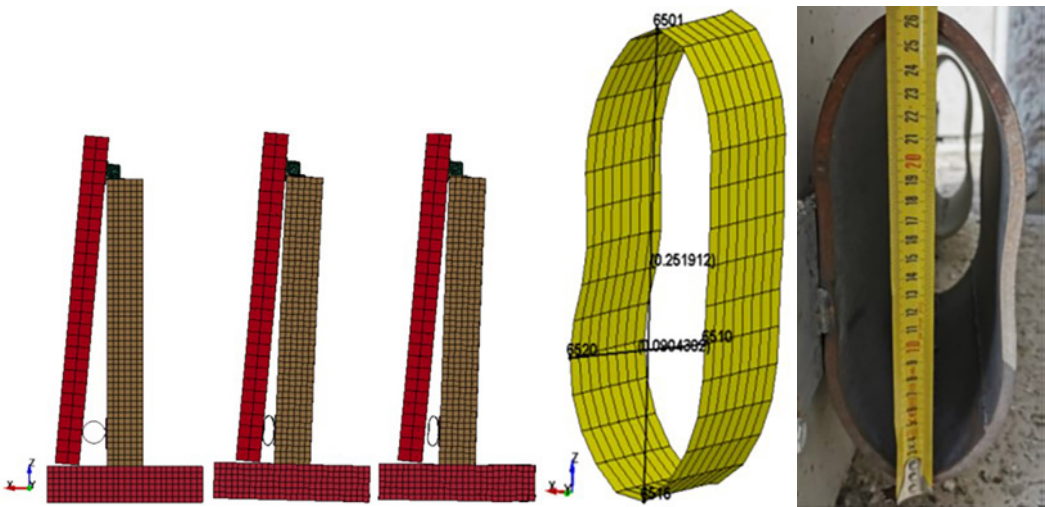


Figura 9. Esquemas del modelo de la solución BLADE basada en DAE de tubos huecos

Los resultados de la calibración del modelo y del ensayo del concepto se indican en la tabla 4.

Eje	Deformación del tubo hueco		Errores M&S	
	LS-DYNA	Medida en ensayo	$\epsilon_{\text{Parcial}}$	ϵ_{Pmedio}
Vertical	260 mm	264 mm	1,52 %	4,09 %
Horizontal	98 mm	105 mm	6,67 %	

Tabla 4. Errores (ϵ) del modelo calibrado y de los resultados experimentales

Además, la figura 10 presenta el estado final de la barrera de bloques T con DAE tubo hueco frente a cargas mucho mayores de las ensayadas, por limitación del Centro de Ensayos.

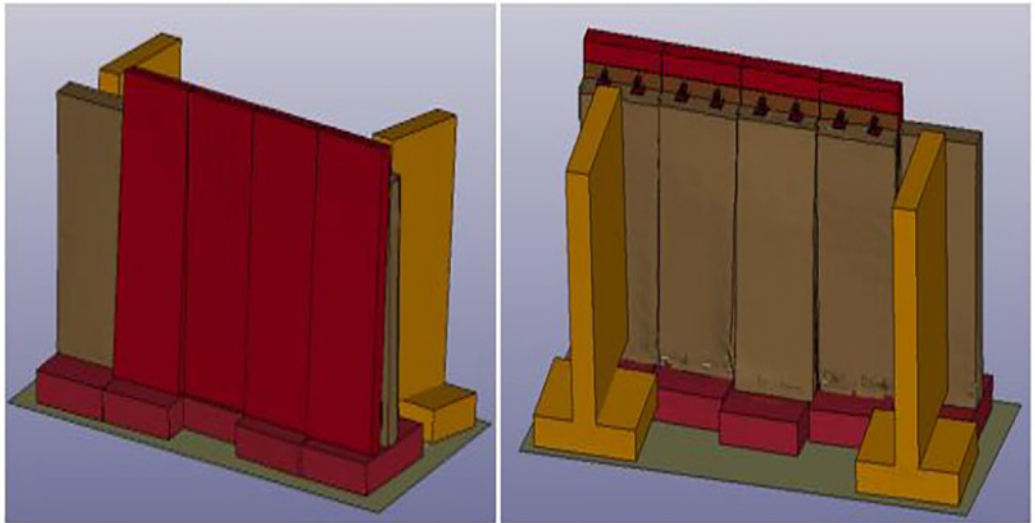


Figura10. Barrera de bloques T y DAE tubo hueco tras la explosión de 160 kg TNTequiv. a 2,2 m

Por su parte, el departamento de Modelización y Simulado del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial «Esteban Terradas», campus «La Marañosa», creó un modelo numérico para los DAE tubos de inversión, calibrándolo con los resultados experimentales. Figuras 11 y 12.

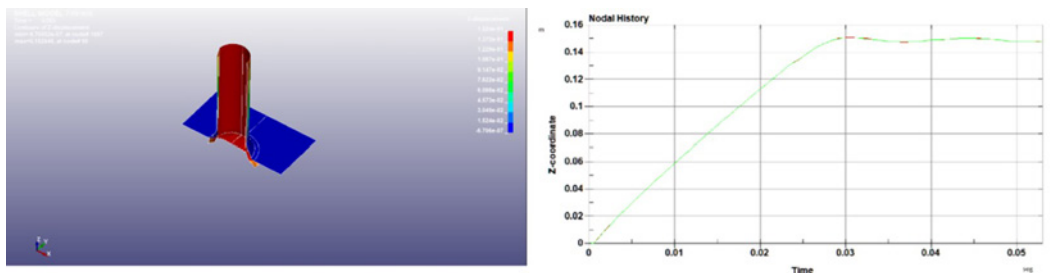


Figura 11. Curva de deformación del DAE tubo de inversión en función del tiempo

En la tabla 5 se muestran datos significativos asociados con la inversión y absorción de energía de uno de los tubos de inversión ($\varnothing 64 \times 2$ mm) utilizados para calibrar el modelo.

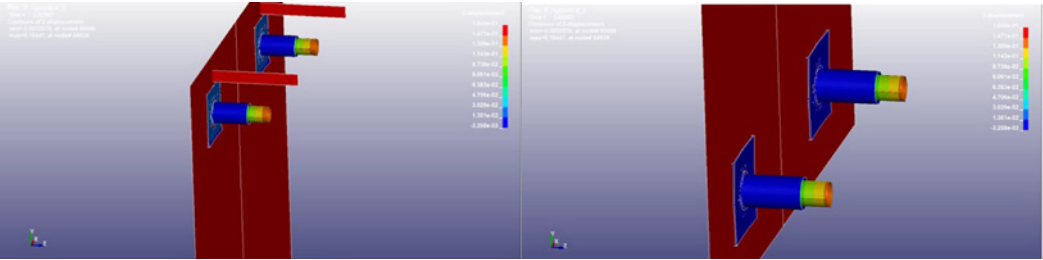


Figura 12. Deformación de tubos de inversión en la parte superior e inferior de bloques T

Tubo de inversión		Parámetros calculados				
Longitud inicial	Longitud final	Acortamiento tubo	Ratio de inversión	Tiempo de inversión	Velocidad media de inversión	Impulso absorbido (N·s)
140 mm	52 mm	88 m	63 %	15 ms	7,09 m/s	2552 N·s

Tabla 5. Datos asociados a la inversión de un tubo de inversión Ø64x2 mm

Conclusiones

- a) El sistema BLADE diseñado y ensayado para refuerzo de barreras perimetrales de protección formadas por bloque T, ha sido validado como un sistema muy efectivo para incrementar la resistencia de barrera T ante ataques de coches bomba o producidos por grandes explosiones.
- b) La prueba calificada *ensayo de concepto del sistema* detonando 60 Kg TNT_{equiv.} a 2,2 m demostró la viabilidad del sistema BLADE utilizando dispositivos de absorción de energía (DAE) basados, tanto en tubos huecos como en tubos de inversión.
- c) Analizando las lecciones aprendidas durante la preparación y ejecución de ensayos y para empleo en zona de operaciones, se recomienda por mayor facilidad de montaje el uso de DAE basados en tubos huecos. Los DAE tubos de inversión se consideran más adecuados para refuerzo de fachadas verticales (tesis doctoral en preparación).
- d) Si en el modelo analítico se considera un deslizamiento de los bloques T antes del colapso y derribo de dichos bloques, al no estar anclados al suelo, la barrera podría tener un límite de rotura cercano a los 500 kg de TNT_{equiv.} detonados a 2,2 m.

Referencias

4. Barnett, S., Millard, S., Schleyer, G., Soutsos, M., Tyas, A. (2007). *Explosion and impact resistance of ultra high performance fibre reinforced concrete*. Concrete (London). N.º 2(1), pp. 32-33.

5. ASCE, Design of Blast-Resistant Buildings in Petrochemical Facilities. (2010). 2nd Edition, American Society of Civil Engineers.
6. Johnson, C. F. (2013). *Concrete masonry wall retrofit systems for blast protection*, Ph. D. Thesis, Texas A&M University.
7. BLADE R&D Project. (2019-2021). *Blast Protective Walls Design Optimization*. NATO ESCD, C-IED COE, ESP & POR institutions. Final Report and Annexes.
8. Lu, G. y Yu, T. (2003), *Energy absorption of structures and materials*. Woodhead Publishing Series in Metals and Surface Engineering. Woodhead Publishing Limited.

Técnicas de *Deep Learning* basadas en medidas inerciales para la mejora de las capacidades de teledetección en sensores electro-ópticos embarcados

Delgado Fernández, A.¹, Blázquez García, R.¹ y Burgos García, M.^{1*}

¹ Observatorio Horizonte en Defensa y Seguridad ISDEFE-UPM. Av. Complutense, 30. 28040 Madrid. Correos electrónicos: alba.delgado.fernandez@alumnos.upm.es (ADF), rodrigo.blazquez@upm.es (RBG), mateo.burgos@upm.es (MBG)

* Autor principal y responsable del trabajo; correo electrónico: mateo.burgos@upm.es (MBG)

Resumen: En los últimos años, el uso de plataformas aéreas no tripuladas (*Unmanned Aerial Vehicles*, UAV) ha cobrado especial importancia en aplicaciones de defensa y seguridad. En el ámbito de la teledetección utilizando sensores electro-ópticos embarcados, es primordial conseguir imágenes nítidas para que los algoritmos de detección localicen los blancos de interés con una probabilidad de falsa alarma reducida. Sin embargo, la calidad de las imágenes adquiridas con sensores ópticos embarcados en plataformas móviles se ve degradada por el llamado efecto de emborronado o *blurring* producido por el movimiento y vibración de la plataforma. A pesar del empleo de sistemas de estabilización, existe generalmente un emborronado residual que limita el tamaño mínimo detectable. Por ello, este trabajo analiza técnicas de *Deep Learning* para compensar y aminorar el efecto de emborronado y conseguir mejorar las capacidades operativas de teledetección de los sistemas electro-ópticos embarcados. Se ha propuesto utilizar las medidas de sensores IMU (*Inertial Measurement Unit*), para obtener una estimación de la función de transferencia (*Point Spread Function*) asociada al movimiento y vibración de la cámara que da lugar al emborronado espacialmente variable. Dicha estimación y la imagen original emborronada se utilizan como entradas de una red neuronal convolucional que, tras su entrenamiento con imágenes emborronadas simuladas, permite obtener imágenes más nítidas que las originales. Los resultados obtenidos muestran el gran potencial de las técnicas de *Deep Learning* para llevar a cabo el desemborronado de las imágenes adquiridas mediante cámaras embarcadas en plataformas aéreas, mejorando la calidad de las imágenes y las capacidades de teledetección.

Palabras clave: *Deep learning*, Desemborronado, IMU, PSF, Teledetección, UAV.

Introducción

En los últimos años los UAV se han convertido en una de las tecnologías duales con mayor potencial de crecimiento debido a su rápido desarrollo y expansión. Presentan una gran diversidad de aplicaciones relacionadas con la defensa y la seguridad debido a su capacidad de recopilar datos de manera segura y rápida, sus bajos costes operativos en relación con plataformas aéreas pilotadas y a que son idóneos para acceder a zonas de conflicto. En estas aplicaciones, los UAV suelen embarcar diversidad de sensores entre los que destacan los sensores electro-ópticos, debido a que son capaces de detectar e identificar objetos y son normalmente sensores compactos. Además, estas plataformas suelen contar con sensores IMU (*Inertial Measurement System*), que llevan a cabo medidas de aceleración, rotación y orientación, para conocer los movimientos tridimensionales de la plataforma.

Una problemática que surge a la hora de utilizar los UAV para tareas de teledetección, sobre todo las plataformas multirrotor, es la estabilidad de la plataforma, que impacta sobre la calidad de las imágenes adquiridas debido al efecto de emborronado (*blurring*) que se produce por el movimiento y vibración de las cámaras embarcadas durante su tiempo de exposición. A pesar de disponer de sistemas de estabilización, existe generalmente un emborronado residual de las imágenes que limita el tamaño mínimo detectable y el alcance máximo de estos sistemas para discriminar los blancos de interés.

El objetivo de este artículo es analizar y desarrollar diferentes algoritmos basados en técnicas de *Deep Learning* para compensar y aminorar el efecto de *blurring* en imágenes adquiridas con cámaras embarcadas en plataformas aéreas. De esta forma, se desea evaluar el potencial de estos algoritmos para mejorar las capacidades operativas de teledetección. Para ello, se propone utilizar las medidas realizadas por los sensores IMU para obtener una Estimación de la Función de Transferencia (PSF) asociada al movimiento y vibración de la cámara que da lugar al emborronado, espacialmente variable, y utilizar dicha estimación junto con la imagen adquirida como entradas de una red neuronal convolucional que compense el movimiento de la plataforma.

Este artículo se organiza de la siguiente forma: el apartado 2 describe la arquitectura de la red neuronal propuesta. El apartado 3 detalla la generación del *dataset* sintético para realizar el entrenamiento de la red y el procesamiento necesario para obtener las estimaciones de la PSF a partir de las medidas inerciales. El apartado 4 muestra los resultados obtenidos del entrenamiento de la red. Finalmente, el apartado 5 expone las conclusiones del artículo.

Red neuronal convolucional propuesta

Para llevar a cabo el desemborronado de las imágenes se propone el uso de una Red Neuronal Convolucional (CNN) de tipo *encoder-decoder*, cuya arquitectura se representa

en la figura 1, basada en [1]. La parte *encoder* se compone de dos capas convolucionales con función de activación ReLU (Unidad Lineal Rectificada), y una operación de *max pooling*. Por otro lado, la capa *decoder*, consiste en una capa de deconvolución (muestreo ascendente del mapa de características, seguido de una convolución), una concatenación con el mapa de características asociado a la etapa *encoder* correspondiente y dos capas convolucionales con ReLU. Por último, en la capa final se lleva a cabo una convolución de 1x1 para asignar el valor de cada píxel de salida a partir de cada vector de características de 64 componentes, quedando finalmente una red con 23 capas convolucionales.

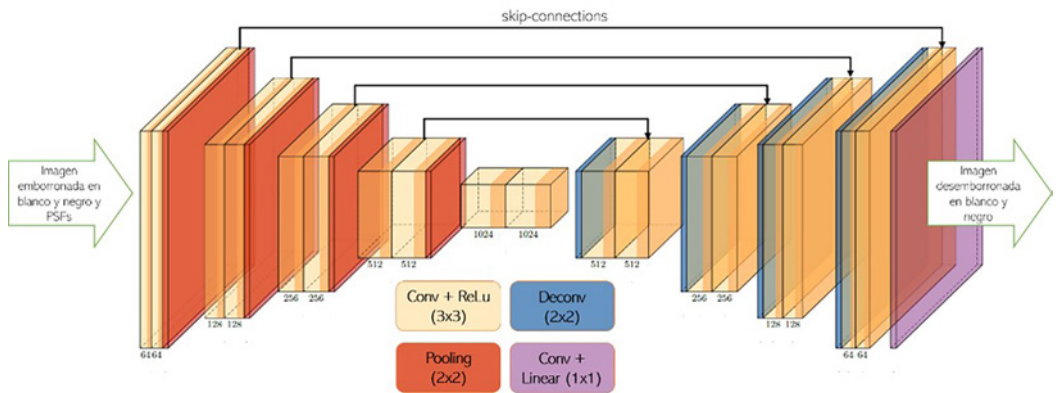


Figura 1. Arquitectura de la red neuronal convolucional propuesta tipo encoder-decoder

Las entradas de la red varían según el caso evaluado. Como se describe en el siguiente apartado, el Entrenamiento 1 se realiza considerando solamente las imágenes emborronadas en escala de grises. El Entrenamiento 2 se realiza contando con las imágenes emborronadas y con los campos *blur* en las direcciones *X* e *Y* calculados mediante la aproximación lineal de la función de transferencia a partir de su punto inicial y final. En el Entrenamiento 3, los campos de *blur* se calculan mediante la aproximación lineal considerando todos los puntos de las PSF estimadas. Por último, el Entrenamiento 4 contará con las imágenes emborronadas y con una imagen en escala de grises que representa las PSF estimadas (variables espacialmente) en una rejilla de 10 x 10 celdas.

Generación del dataset y estimación de las PSF a partir de medidas inerciales

El entrenamiento de la red neuronal requiere disponer de un *dataset* lo suficientemente grande de imágenes adquiridas mediante UAV que incluya las imágenes emborronadas, las PSF de emborronado asociadas al movimiento, y las propias imágenes nítidas sin estar afectadas por el movimiento de la cámara. Como la generación de este *dataset* de forma experimental conlleva una gran complejidad, se ha desarrollado un proceso que simula la adquisición de imágenes mediante cámaras embarcadas afectadas por el

movimiento y la vibración del UAV. De esta forma, se puede generar un *dataset* sintético con un gran número de imágenes que presentan diferentes tipos de *blurring* asociados a distintas magnitudes de movimiento y vibración de la plataforma. Además, se propone evaluar tres formas (Entrenamientos 2-4) para introducir en la red neuronal la estimación de las PSF variables espacialmente a través de las medidas realizadas por sensores IMU.

3.1. Generación del dataset

Para generar el *dataset*, se ha tomado como base un conjunto de 30k imágenes [2] de las cuales se han utilizado 7,5k para aplicarles emborronados diferentes y aleatorios, repitiendo el proceso 10 veces para cada imagen. Para simular la adquisición de las imágenes afectadas por el movimiento y la vibración de la plataforma, se ha considerado la geometría representada en la figura 2a con los siguientes parámetros aleatorios: (i) velocidad lineal de vuelo del UAV entre 0 y 15 m/s, (ii) altura de vuelo entre 100 y 500 m, (iii) ángulo de apuntamiento (*tilt*, θ) entre 30° y 60° y (iv) desviación típica de la amplitud de las vibraciones en *roll*, *pitch* y *yaw*, relacionada con la estabilidad de vuelo de la plataforma, entre 0° y 0,4°. Además, se han considerado como parámetros fijos de la cámara un tamaño de imagen de 250 x 250 píxeles, un *Field Of View* (FOV) de 15° y un tiempo de exposición de 50 ms.

El modelo estocástico de vibración de UAV utilizado en este artículo se describe en [3]. A partir de la vibración angular y de la traslación lineal de la plataforma, se realizan transformaciones a través de proyecciones para obtener las PSF, analizando cómo los puntos del plano fotografiado son proyectados en el plano de la imagen a lo largo del tiempo de exposición. Para ello, se considera una aproximación de Tierra plana y un modelo de

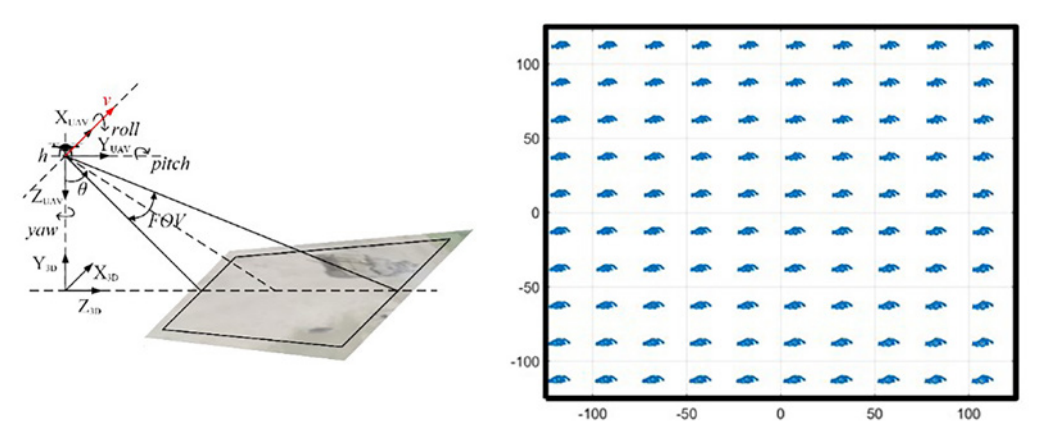


Figura 2. a) Geometría para la adquisición de imágenes de la superficie terrestre mediante cámaras embarcadas en UAV, y b) ejemplos de PSF espacialmente variables debidas a la vibración en los tres ejes de rotación (roll, pitch y yaw) y a la traslación lineal del UAV durante el tiempo de exposición

cámara *pin-hole*. Como muestra la figura 2b, el emborronado ocasionado es espacialmente variable. Por esta razón, para que el *dataset* pueda ser generado de manera eficiente en un tiempo limitado y sin requerir una carga computacional excesiva mediante la convolución de las imágenes originales y las PSF variables espacialmente utilizando el algoritmo descrito en [4], se divide cada imagen de 250 x 250 píxeles en 100 parches de 25 x 25 píxeles, en los que se asume como PSF invariante la asociada a su píxel central.

3.2. Estimación de las PSFs

Para introducir a la red neuronal la estimación de las PSF determinada a partir de la traslación y de las medidas de las rotaciones angulares obtenidas por la IMU durante el tiempo de exposición se plantean tres posibles estrategias (entrenamientos 2-4) cuyo funcionamiento se evalúa posteriormente. Además, para simular la medida de las IMU, se considera que las vibraciones angulares son medidas con una relación señal a ruido variable entre 20 dB y 40 dB y con una frecuencia de muestreo de 1 kHz.

a) Estimación de las PSF mediante aproximaciones lineales (Entrenamientos 2 y 3)

Los dos primeros métodos se basan en aproximar las PSF mediante un segmento lineal con una cierta extensión en la dirección X e Y, dando dicho resultado en forma de dos mapas, uno para cada dirección, para todos los píxeles de la imagen. El primer método (Entrenamiento 2) considera únicamente el desplazamiento y rotación total de la plataforma efectuado entre el inicio y final del tiempo de exposición —es decir, el segmento entre el punto inicial y final de las PSF asociadas a cada píxel de la imagen—, mientras que el segundo método (Entrenamiento 3) ajusta a una función lineal los puntos proyectados en el plano de la imagen a lo largo del tiempo de exposición. En ambos casos, es necesario integrar las medidas obtenidas por los giroscopios para determinar la rotación de la cámara. Una vez obtenidas las matrices de rotación se calculan los campos *blur* en X e Y mediante el desplazamiento de los píxeles en ambos ejes. Para ello, en base a la geometría considerada, se emplea la matriz de homografía plana $H(t)$ dada por la siguiente ecuación:

$$H(t) = K \left[R(t) - \frac{l(t)n^T}{d} \right] K^{-1} \quad (1)$$

donde $R(t)$ es la matriz de rotación calculada a partir de las medidas de la IMU, $l(t)$ es el vector de traslación $[v \cdot t, 0, 0]^T$ asumiendo únicamente un desplazamiento en la dirección X, K es la matriz intrínseca de la cámara que se obtiene mediante su calibración, d es la distancia al plano de la escena y n es el vector normal a dicho plano. Para cada píxel, dado por el vector p_o , el primer método solo requiere determinar la matriz de homografía para $t = t_{\text{exposición}}$, mientras que el segundo método requiere calcular las matrices de homografía para cada tiempo de muestreo de la IMU durante el tiempo de exposición

con el objetivo de estimar los puntos que componen la PSF discreta, $p'(t) = H(t) \cdot p_0$, y realizar un ajuste por un segmento lineal. Por tanto, segunda estrategia requiere una mayor carga computacional. En la figura 3, se puede observar una rejilla de 100 celdas con las PSF discretas calculadas para el píxel central de cada región y un ejemplo de las dos aproximaciones consideradas.

b) Estimación de las PSF en formato rejilla (Entrenamiento 4)

En este caso, se genera una imagen en escala de grises que representa la acumulación en cada píxel de los puntos proyectados (mediante las matrices de homografía) asociados a los píxeles centrales de una rejilla de 10 x 10 obtenidos a partir de las medidas del giroscopio y del desplazamiento durante el tiempo de exposición. Por lo tanto, como se ejemplifica en la figura 3d, esta imagen representa una superposición de las PSF discretas estimadas para cada uno de los píxeles centrales de la rejilla.

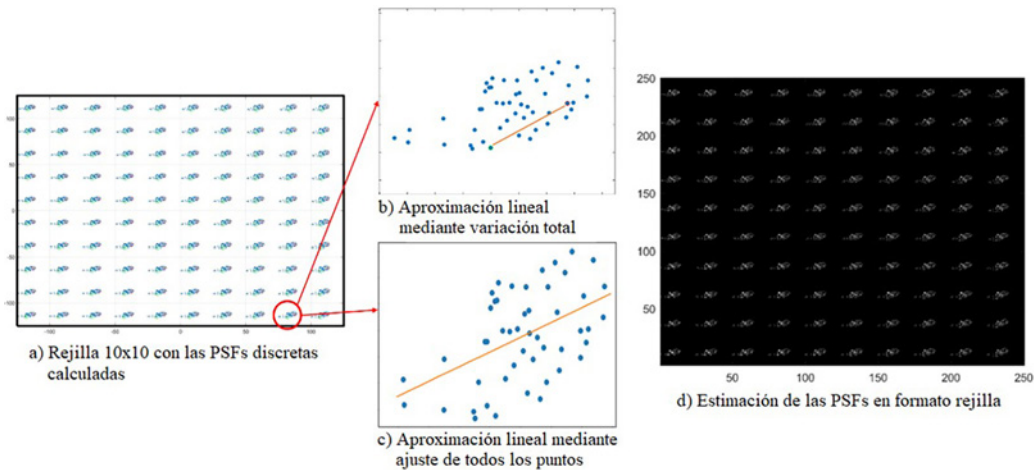


Figura 3. (a) Rejilla con las PSF discretas estimadas, (b) aproximación lineal considerando la rotación y desplazamiento total (segmento entre punto inicial y final); (c) aproximación lineal ajustando todos los puntos, y (d) imagen en escala de grises con la estimación de las PSF en formato rejilla

Resultados

Para llevar a cabo los entrenamientos de la red neuronal en base a las distintas estrategias propuestas, se ha hecho uso de 75k imágenes, las cuales se han dividido en tres conjuntos diferentes y aleatorizados (64 % para entrenamiento, 16 % para validación y 20 % para las pruebas tras los entrenamientos). En los entrenamientos se ha seleccionado la métrica MSE (Error Cuadrático Medio) para evaluar la función de pérdida *loss*. Como optimizador de la tasa de pérdidas se ha utilizado el optimizador Adam, junto con

una *learning rate* de 0,0005, que se reduce a la mitad cada 10 *epochs*. Por último, se establece que el proceso de entrenamiento se realiza en 40 *epochs* con un *batch-size* de 16, debido a la limitación de los recursos computacionales disponibles.

La figura 4 representa la evolución de las métricas MSE (*Mean Square Error*) y SSIM (*Structural Similarity Index Measure*) [5] durante los cuatro entrenamientos realizados que se diferencian en las entradas utilizadas para la red neuronal: (1) imagen en escala de grises; (2) imagen en escala de grises + campos de *blur* en las direcciones X e Y calculados a partir de la aproximación lineal entre el punto inicial y final de la función de transferencia; (3) imagen en escala de grises + campos de *blur* en las direcciones X e Y calculados a partir de la aproximación lineal utilizando todos los puntos de la función de transferencia, e (4) imagen en escala de grises + estimación de las PSF en formato rejilla.

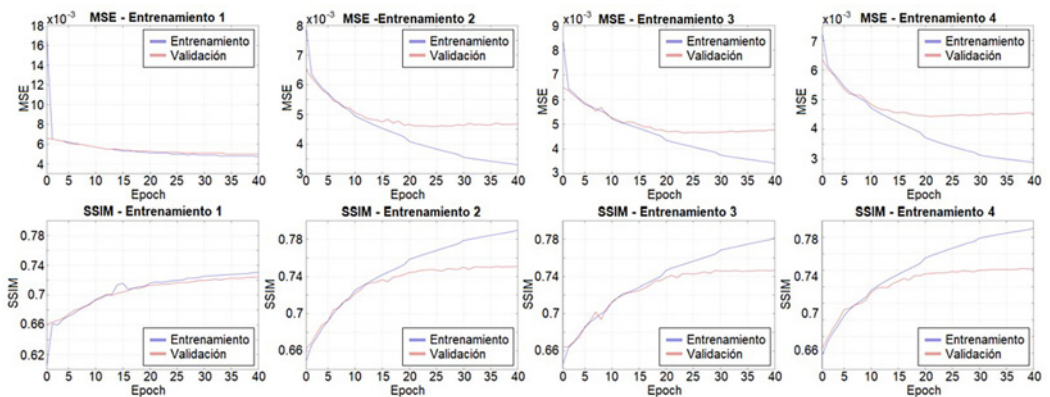


Figura 4. Resultados de las métricas MSE y SSIM para los 4 entrenamientos

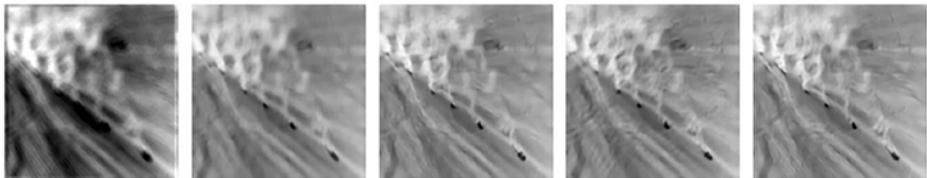
Cabe destacar que en los entrenamientos 2, 3 y 4 se produce cierto *overfitting* ya que las curvas de validación y entrenamiento divergen a partir de cierto *epoch*, aunque no empeoran los resultados de validación. Como puede observarse, los valores obtenidos en el entrenamiento con el cuarto modelo son los mejores. La tabla 1 muestra los resultados obtenidos del valor medio de las métricas MSE y SSIM al utilizar las redes neuronales entrenadas para las distintas estrategias sobre el conjunto de imágenes de prueba. De manera similar, la estrategia 4 presenta los mejores resultados.

	Entrenamiento 1	Entrenamiento 2	Entrenamiento 3	Entrenamiento 4
MSE	0,005	0,0047	0,0048	0,0045
SSIM	0,72	0,7501	0,7428	0,76

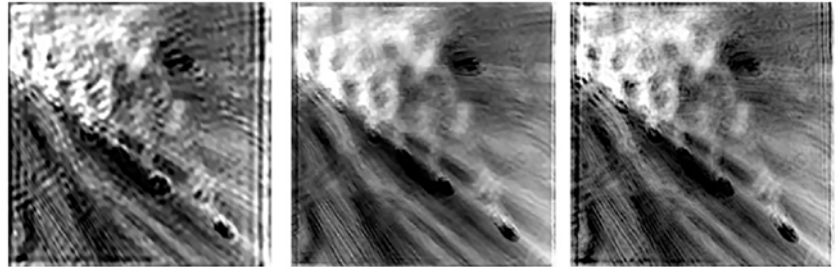
Tabla 1. Valores medios de las métricas MSE y SSIM obtenidos al aplicar las redes neuronales entrenadas al conjunto de imágenes de prueba

La figura 5 representa los resultados obtenidos para una imagen simulada con las redes neuronales entrenadas en base a las cuatro estrategias descritas y con los tres algoritmos de deconvolución ciega (sin utilizar las medidas de la IMU) propuestos en la literatura [6-8]. Para realizar una comparativa de los resultados, se incluyen las métricas MSE, SSIM, PSNR (*Peak Signal-to-Noise Ratio*) y *Perceptual Blur* [9] y el tiempo de ejecución necesario para realizar el proceso de desemborronado. Puede comprobarse que la red entrenada considerando la estrategia 4 presenta mejores métricas de calidad, un tiempo de ejecución menor y una cierta mejora visual, mientras que los algoritmos de deconvolución ciega evaluados no permiten obtener resultados satisfactorios cuando el fondo es uniforme y la escena presenta pocos detalles.

Por último, se han realizado medidas experimentales preliminares utilizando la cámara, previamente calibrada, y la IMU de un móvil. La figura 6 representa un ejemplo de resultado donde puede observarse la imagen emborronada adquirida por el movimiento de la cámara, la estimación de las PSF en forma de rejilla y el resultado de desemborronar la imagen con la red neuronal entrenada siguiendo la estrategia 4. Aunque en estas pruebas se obtiene una mejora visual de la nitidez de la imagen, es necesario verificar los resultados con imágenes adquiridas mediante cámaras embarcadas en UAV y determinar cuantitativamente la mejora que se obtiene para aplicaciones de teledetección.



	Emborronada	Entrenamiento 1	Entrenamiento 2	Entrenamiento 3	Entrenamiento 4
MSE	0,0018	0,0018	0,0010	0,0012	0,0010
SSIM	0,54	0,6288	0,656	0,65	0,67
PSNR	27,55	29,27	29,5	29,3	29,8
Blur [9]	0,67	0,64	0,64	0,55	0,53
Tiempo de ejecución	-	0,033 s	0,195 s	31 s	0,05 s



	Algoritmo [6]	Algoritmo [7]	Algoritmo [8]
MSE	0,12	0,12	0,14
SSIM	0,1	0,1	0,08
PSNR	9,18	9,64	9,4
<i>Blur</i> [9]	0,32	0,38	0,32
Tiempo de ejecución	20 s	250 s	134 s

Figura 5. Resultados obtenidos al aplicar las redes neuronales entrenadas y tres algoritmos de deconvolución ciega sobre una imagen emborronada simulada con el modelo de vibración y movimiento de UAV.

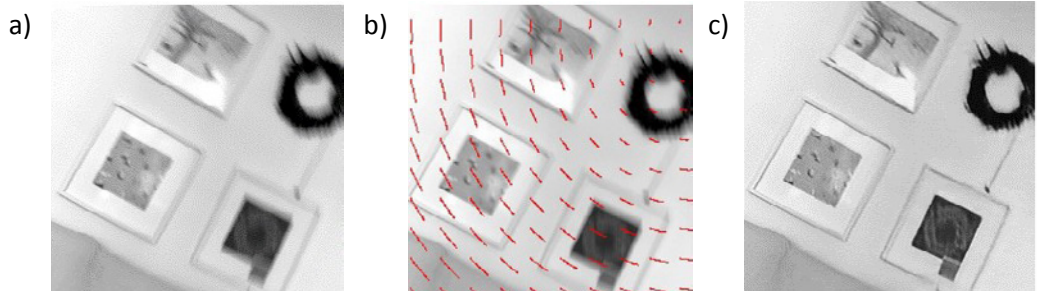


Figura 6. Resultados experimentales del procesamiento de imagen propuesto: a) Imagen emborronada adquirida con un móvil en movimiento, b) Estimaciones de las PSF superpuestas a la imagen adquirida y c) Imagen resultante del proceso de desemborronado utilizando la red neuronal entrenada siguiendo la estrategia 4

Conclusiones

El uso de plataformas aéreas no tripuladas se ha incrementado en los últimos años y se han ido introduciendo nuevos tipos cada vez más compactos, que en ocasiones conllevan una pérdida de estabilidad en condiciones atmosféricas adversas o debido a turbulencias. En el ámbito de la teledetección, es importante conseguir imágenes nítidas para mejorar la detección e identificación de los blancos minimizando el número de falsas alarmas. Por esta razón, el *blurring* ocasionado por el movimiento y vibración de la plataforma es una problemática importante que limita las capacidades operativas de los sensores electro-ópticos embarcados en UAV.

El trabajo realizado en este artículo trata de reducir las degradaciones ocasionadas por la vibración y traslación de las plataformas aéreas durante el vuelo utilizando técnicas de *Deep Learning* a partir de las imágenes emborronadas y las estimaciones de las PSF que se obtienen mediante las medidas inerciales de la IMU. Para ello se ha generado un *dataset* basado en un modelo que simula las vibraciones residuales de los UAV en los tres ejes de rotación. Con estos datos se han realizado cuatro variaciones de entrenamiento sobre la red CNN planteada. El primero entrena la red considerando solo las imágenes emborronadas sin información adicional; el segundo introduce adicionalmente una estimación de la PSF para cada píxel como una aproximación lineal a partir de sus puntos inicial y final durante el tiempo de exposición; el tercero introduce de nuevo las estimaciones de las PSF aproximadas linealmente, ajustando sus puntos discretos a un segmento lineal; y el cuarto introduce la estimación de las PSF en formato rejilla mediante una imagen en escala de grises. Una vez entrenadas las cuatro variantes, se concluye que la variante que consigue en media menores pérdidas y un mejor SSIM es Entrenamiento 4, que además requiere un menor tiempo de ejecución pudiendo ser aplicado en tiempo real. Por otra parte, también se compara el rendimiento de la red neuronal con algoritmos basados en deconvolución ciega, consiguiendo una mayor disminución del *blurring* con las técnicas planteadas y unos menores tiempos de ejecución.

Por último, se realizan pruebas experimentales preliminares con una cámara de un móvil en movimiento durante el tiempo de exposición, mostrando una mejora visual en la nitidez de las imágenes obtenidas tras aplicar la red neuronal del Entrenamiento 4. Aunque es necesario verificar los resultados obtenidos con imágenes adquiridas mediante cámaras embarcadas en UAV y analizar cuantitativamente la mejora que se consigue y la robustez de la red neuronal entrenada, los resultados obtenidos ponen de manifiesto el gran potencial de las técnicas *Deep Learning* para llevar a cabo el desemborronado de las imágenes adquiridas mediante cámaras embarcadas en plataformas aéreas, mejorando la calidad de las imágenes y las capacidades de teledetección.

Referencias

1. Mustaniemi, J., Kannala, J., Särkkä, S., Matas, J., Heikkila, J. (2019). Gyroscope-aided motion deblurring with deep networks. En: *IEEE Winter Conf. on Applications of Computer Vision*. Pp. 1914–22.
2. Flickr Image dataset [en línea]. [Consulta: 3 agosto 2022]. Disponible en: <https://www.kaggle.com/datasets/hsankesara/flickr-image-dataset>
3. Cerrada Ramírez, A., Blázquez García, R., Burgos García, M. (2020). Análisis y modelado de sistemas de estabilización de sensores electro-ópticos embarcados en vehículos aéreos no tripulados. En: *VIII Congreso Nacional de I+D en Defensa y Seguridad*.

4. Chan, S. H. (2010). Constructing a sparse convolution matrix for shift varying image restoration problems. En: *2010 IEEE International Conference on Image Processing*. Pp. 3601–3604.
5. Wang, Z., Bovik, A. C., Sheikh, H. R., Simoncelli, E. P. (2004). Image quality assessment: from error visibility to structural similarity. En: *IEEE Transactions on Image Processing*. N.º 13(4), pp. 600–12.
6. Krishnan, D., Tay, T. (2011). Fergus R. Blind deconvolution using a normalized sparsity measure. En: *CVPR 2011*. Pp. 233–40.
7. Xu, L., Zheng, S., Jia, J. (2013). Unnatural L0 Sparse Representation for Natural Image Deblurring. En: *2013 IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Pp. 1107–14.
8. Whyte, O., Sivic, J., Zisserman, A., Ponce J. (2012). Non-uniform deblurring for shaken images. En: *IEEE Computer Society Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. Pp. 491–8.
9. Crete. F., Dolmiere. T., Ladret, P., Nicolas, M. (2007). The blur effect: perception and estimation with a new no-reference perceptual blur metric. En: *Human Vision and Electronic Imaging XII*.

Modelado y control para la suelta y despliegue de *low-cost-attributable* UAV desde aeronaves en vuelo

Calomarde Heras, I. J. *, Camiruaga Gojenola, I. y Frutos Carro, M. A. de¹

UAV Navigation, Avda. Pirineos 7, B11, 28703, San Sebastián de los Reyes, España.¹
(POC) mfrutos@uavnavigation.com

Resumen: los actuales conflictos revelan cambios en el equilibrio del poder militar, que han obligado a poner en marcha programas cuya prioridad es generar nuevas tecnologías y conceptos de operación. Diversas iniciativas proponen el uso de un gran número de vehículos no tripulados, de tamaño medio, cooperativos, altamente autónomos y de fácil despliegue, recuperación y mantenimiento. Estos vehículos serán reutilizables, pero con ciclos de vida reducidos, de tal manera que se puede asumir su pérdida en una misión, protegiendo activos más valiosos. Muchos expertos identifican esta nueva clase de UAS como *Low-cost Attributable UAV*, destacando la reducción de costes y tiempos de fabricación como principal diferencia con otros programas. Su tamaño reducido hace que su rango operacional sea limitado cuando es comparado con el de los sistemas tripulados a los que complementa. Fruto de ello nace la necesidad de desplegarlos desde plataformas que los transporten hasta la cercanía del teatro de operaciones. Este trabajo aborda, desde la perspectiva de los sistemas GNC, la suelta automática y no propulsada desde una aeronave nodriza un *Low-cost Attributable UAV*, identificando los diferentes retos y estrategias de diseño. Tras la revisión de la secuencia de suelta y los sistemas de seguridad, se abordan los efectos de la aeronave nodriza en el punto de trimado. Finalmente, se presentan los resultados obtenidos en simulación (HIL) discutiendo las diferentes estrategias planteadas.

Palabras clave: UAS, GNC, *Remote Carrier*, *Air drop*.

1. Introducción

En el sector de los UAS podemos encontrar diversas iniciativas tecnológicas que proponen el uso de un gran número de vehículos de tamaño medio, no tripulados, cooperativos, altamente autónomos y de fácil despliegue, recuperación y mantenimiento. Estos vehículos serán reutilizables, pero con ciclos de vida reducidos, de tal manera que se puede asumir su pérdida en una misión, protegiendo activos más valiosos en zonas en disputa. Es por ello que muchos expertos [8] identifican esta nueva clase de UAS con el término *Low-cost Attributable UAV* (LCA-UAV), que hace referencia a la guerra de desgaste (*Attrition Warfare*), destacando que la reducción de costes y tiempos de fabricación son claves para disponer de un gran número de unidades operativas.

Es importante destacar que el concepto no pretende eliminar del sistema los activos tripulados y de mayor tamaño, sino complementar sus capacidades, llegando donde estos no pueden debido al riesgo de la operación, convirtiendo a los elementos tripulados en centros de mando y control avanzados desde los que gestionar estos nuevos sistemas.

Este concepto va ligado a una reducción del coste unitario de la plataforma, que suele ir unida a una reducción en su tamaño y, por extensión, en un rango operacional limitado cuando es comparado con el de los sistemas tripulados a los que complementa. Fruto de ello nace la necesidad de desplegarlos más cerca del teatro de operaciones. Una de las soluciones a este problema es el despliegue desde aeronaves con mayor rango, no necesariamente tripuladas, que los aproximen al teatro de operaciones. No es una propuesta novedosa. Encontramos aplicaciones similares como los AQM-34 Ryan Firebee (1952) [4] instalados en aeronaves Lockheed DC-130 para extender su rango de actuación en operaciones de vigilancia durante la guerra de Vietnam, o como señuelos y dispensadores de *jammers* radar durante las guerras del Golfo. También el programa japonés TACOM [1] propuso el transporte de dos UAV en una aeronave nodriza, en este caso un F4EJ y después un F15J.

En ambos proyectos observamos que el sistema no tripulado incorpora una secuencia de lanzamiento tras la cual despliega sus alas en caso necesario y activa su sistema de control para estabilizar la plataforma e iniciar la misión.

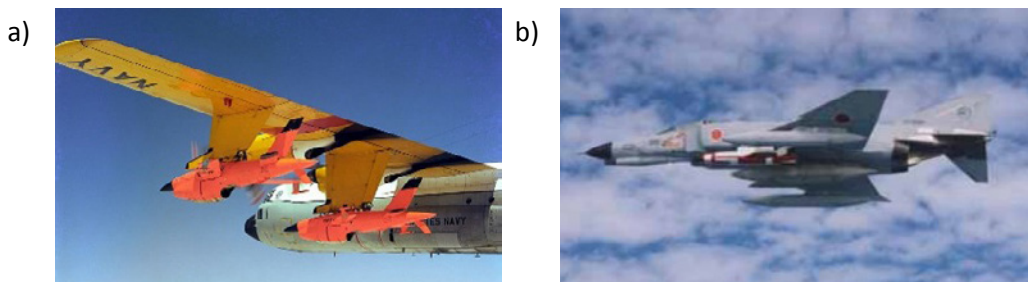


Figura 1. Ryan Firebee [4] a) y Fujii TACOM b) en vuelo cautivo bajo sus aeronaves nodrizas. Imágenes de dominio público

Esta capacidad se encuentra de nuevo de actualidad por la inclusión en los futuros sistemas de armas como el FCAS o Tempest del concepto *Manned Unmanned Teaming* (MUT) en el que sistemas de ambos tipos de aeronave cooperan en la ejecución de misiones complejas [5].

2. Descripción y requisitos de la maniobra

Partimos de una aeronave nodriza con pilones subalares adaptados para tal fin y donde la suelta se produce exclusivamente por acción de la gravedad. Se considera que el tamaño del pilón es suficiente para separar el UAV de la corriente perturbada por el ala de la aeronave lanzadera (ver figura 1). Para optimizar el número máximo de aeronaves transportadas, el UAV permanecerá con el ala plegada, reduciendo así su envergadura, hasta haber sido liberado. La maniobra de suelta se produce en vuelo recto y nivelado dentro de la envolvente de ambas aeronaves, imponiendo así un requisito de compatibilidad entre ambas.

El UAV es una aeronave de ala fija con turborreactor y capacidad para desplegar las alas de manera simétrica y controlada. Las superficies de control son alerones situados en las alas y *ruddervators* en una cola en V.

El modelo de la planta y las leyes de control se han implementado usando un simulador de tipo *Hardware In The Loop* (HIL) (ver Métodos y Simulación).

La maniobra de suelta consta de las siguientes fases:

- | | |
|--|--|
| 1) Vuelo cautivo. | 5) Activación del control de actitud. |
| 2) Activación de la secuencia de suelta. | 6) Control de motor. |
| 3) Suelta y caída libre. | 7) Activación de bucles de guiado (altura, velocidad y rumbo). |
| 4) Despliegue del ala. | |

2.1. Vuelo cautivo y activación de la secuencia de lanzamiento

En esta fase inicial el LCA-UAV se encuentra sólidamente unido a la aeronave de transporte. Por motivos de seguridad se debe bloquear cualquier actuación automática que derive en problemas de estabilidad al conjunto, priorizando siempre la seguridad de la nodriza.

Existe un seguro manual, a modo de *Remove Before Flight* (RBF) digital, que inhabilita totalmente el sistema de control automático. Este no podrá ser nunca armado de forma autónoma, siendo necesaria una confirmación directa del operador de lanzamiento. De esta forma se busca asegurar que, ante una suelta accidental, el LCA-UAV no realizará acciones de control que entrañen peligro para la nodriza.

Existe un sensor que detecta si el LCA-UAV se encuentra todavía anclado. En este caso, la aeronave:

1. No activará modos de emergencia como la vuelta a casa o el sistema de terminación de vuelo (p. ej. paracaídas).
2. Fijará a posición neutral, o en posición de lanzamiento, las superficies de control.
3. El motor, una vez arrancado por comando manual, permanecerá en posición de ralentí.
4. Se impedirá el despliegue del ala.

Para activar la secuencia de lanzamiento es necesario una doble acción: la desactivación del seguro manual o RBF digital y el comando de iniciar la secuencia. En ese momento el sistema aplica una posición de trimado a las superficies de control y se produce el encendido del motor para evitar arranques de motor en posibles actitudes extremas posteriores.

2.2. Suelta, trimado inicial y despliegue del ala

Tras la suelta se inicia una fase de vuelo libre en el que el LCA-UAV permanece con un comando de mandos fijos. Una vez alcanzada una distancia de seguridad establecida con la nodriza, se inician las acciones de control.

2.2.1. Trimado en función de las condiciones de suelta

El trimado inicial de la aeronave juega un papel fundamental al asegurar una suelta limpia y obtener en el momento del despliegue la actitud deseada.

La evolución del LCA-UAV en altura, va a estar gobernada por el peso y la resistencia aerodinámica al estar el ala plegada todavía en esta fase.

La actitud deseada se obtiene a partir de una serie de decisiones de diseño. El primer requisito es la separación mínima de la aeronave nodriza en el momento del despliegue del ala, donde es más probable la desestabilización del LCA-UAV. Una vez definida la trayectoria del vehículo en caída libre, es necesario que el ala se despliegue en una actitud dentro de la envolvente de vuelo y con un ángulo de ataque alejado del ángulo de pérdida del ala, lo que requiere un momento de cabeceo abajo durante esta primera fase para reducir el ángulo de ataque.

Para el cálculo del momento de cabeceo se debe tener en cuenta que el equilibrio de momentos en esta configuración es diferente del de la aeronave en su configuración nominal y está gobernado principalmente por su empenaje de cola. Esto limita el uso de

las hipótesis de diseño habituales que desprecian la resistencia frente a la sustentación. En la figura 2 se presentan los resultados de simulación de diferentes posiciones de elevador para el ejemplo de estudio.

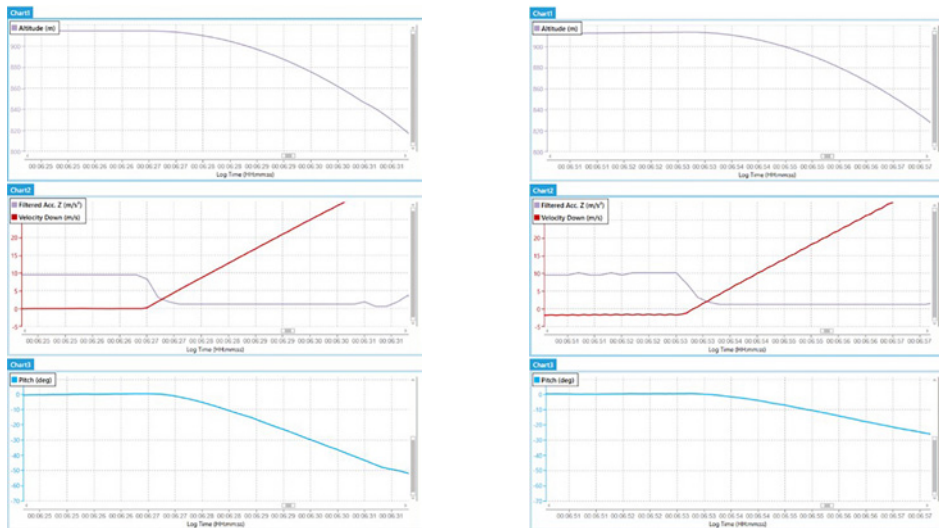


Figura 2. Ejemplos de caída libre sin ala con un 5 % a) y 2 % b) de deflexión del elevador

2.2.2. Despliegue del ala y efecto sobre la dinámica

La aeronave realiza un despliegue simétrico del ala, es decir, las dos semialas se despliegan a partir del fuselaje de forma simultánea y equilibrada. Esto limita los efectos principales al plano longitudinal de la maniobra. El despliegue del ala supone la adición de la fuerza de sustentación principal del LCA-UAV. En el momento del despliegue, el sistema se encuentra en caída libre en un ángulo de ataque positivo. Esto tiene como efecto que la propia estabilidad de la aeronave genere un momento de cabeceo de picado para reducir dicho ángulo.

2.3. Activación secuencial de bucles de control

2.3.1. Control de actitud y motor

Una vez completado el despliegue del ala se activa el control de actitud que busca estabilizar la aeronave en el menor tiempo posible. El control de actitud fija dos ángulos comandados de cabeceo y alabeo para el CAS (*Control Augmentation System*) que se ejecuta dentro del sistema de guiado, navegación y control de la aeronave. Además, se realiza un aumento progresivo del régimen de motor hasta un valor preconfigurado que asegure una velocidad segura hasta la activación posterior de los bucles de guiado. Estos preceden a los bucles de actitud para evitar posibles acoplamientos del vector empuje en la estabilización inicial de la

plataforma. Estos valores fijados previamente al vuelo (comandos de alabeo, cabeceo y porcentaje de motor) constituyen la segunda condición de trimado de la secuencia.

Al mismo tiempo que el CAS, se activa el SAS (*Stability Augmentation System*) que limita y controla las velocidades angulares. De esta forma, en el caso de que durante la fase no estabilizada de la maniobra se hayan alcanzado actitudes no previstas, la transición a la actitud configurada se producirá de manera que no se superen los límites estructurales de la aeronave.

2.3.2. Bucles de guiado (velocidad, altura y rumbo) y maniobra de salida

Una vez se ha estabilizado el LCA-UAV se activan los bucles de guiado. El factor determinante es su correcta inicialización ya que la altura y posición a la que se produce su activación no es previamente conocida. Se ha desarrollado una lógica de inicialización del control que tiene en cuenta la evolución de la aeronave durante la suelta evitando cambios fuertes en la actitud demandada. Se ha optado por una arquitectura basada en «Control por Energía» (TECS), ampliamente utilizado en la academia y la industria, ya que presenta un comportamiento robusto, eficiente y permite transiciones suaves [7].

La activación de estos bucles implica la definición de un destino. El sistema transiciona hacia el primer punto del plan de vuelo establecido en el sistema de misión dando por finalizada la maniobra.

3. Estación de control y conciencia situacional

El riesgo de colisión entre ambas aeronaves no termina una vez finalizada la maniobra de suelta, al seguir ambas en relativa proximidad. Si bien no es necesario, es recomendable que ambos sistemas sigan teniendo visibilidad mutua.

En este trabajo se propone una Interfaz Gráfica (GUI), figura 3, situada en la estación de control que monitoriza la misión. Esta interfaz permite una mejor conciencia

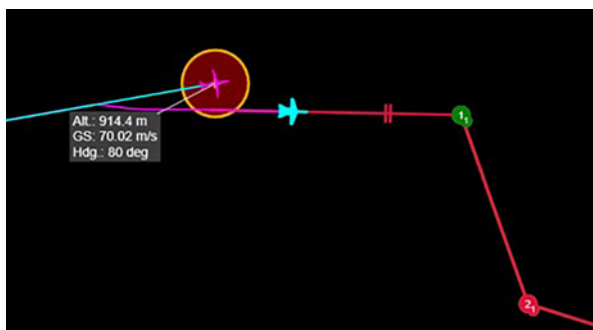


Figura 3. GUI mostrando la aeronave nodriza (izq.) con su área de exclusión activa tras la maniobra de suelta y el LCA-UAV (der.)

situacional al mostrar la trayectoria actual y prevista del LCA-UAV. Esta herramienta también permite la definición de «Zonas no Autorizadas de Vuelo» (NFZ) que permitan establecer áreas de protección en torno al resto de aeronaves presentes que junto a sistemas de terminación segura del vuelo (FTS) aumenten la seguridad de la operación.

4. Métodos y Simulación

Como principal técnica de desarrollo y validación se ha empleado un simulador de tipo «Hardware In The Loop» (HIL) [6]. Este tipo de simuladores permiten de forma efectiva la interacción entre el modelo de planta y de las diferentes lógicas de guiado, navegación y control que se ejecutan sobre un sistema embebido de prestaciones equivalentes al de operación real.

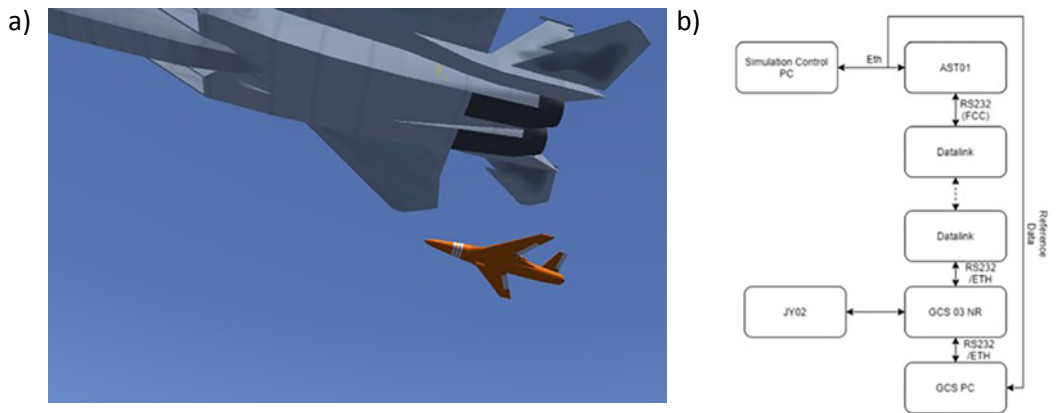


Figura 4. Simulador HIL UAV Navigation durante la secuencia de suelta. b) Esquema del set up de Simulador [6]

El simulador incluye la simulación del LCA-UAV, la aeronave nodriza y la posibilidad de interacción entre ambas, incluyendo la maniobra de suelta (ver figura 4). Para las simulaciones se ha empleado un modelo dinámico basado en un LCA-UAV con un MTOW de 120 kg y una velocidad máxima de 400 kts buscando similitud con los conceptos de LCA-UAV planteados en los sistemas de armas actuales [5]. La suelta se ha simulado a 150 kts.

La arquitectura replica todos los elementos de la misión real con una estación de control en tierra completa, *datalink* y una interfaz gráfica que permite controlar el entorno de simulación y una visualización de este. Permite la modificación del modelo físico de la aeronave, así como de las condiciones de suelta. Es una herramienta versátil que posibilita analizar y validar la maniobra en diferentes condiciones. Herramientas de este tipo se presentan como piezas clave para el entrenamiento de futuros operadores.

5. Resultados

En la figura 5 se muestra la evolución de los parámetros principales de la secuencia descrita anteriormente. Para obtener los resultados presentados se han realizado simulaciones variando los diferentes parámetros de la maniobra, tiempos de duración de cada fase y condiciones de trimado hasta obtener el perfil deseado.

En la gráfica superior se puede observar cómo la maniobra se ejecuta asegurando una separación vertical de 20 m con la aeronave nodriza en el momento de despliegue del ala. El trimado del elevador seleccionado proporciona la actitud de cabeceo deseada, sin alcanzar ángulos de ataque superiores a 6°, ver tercera gráfica. Una vez desplegado el ala la propia estabilidad longitudinal de la aeronave reduce el ángulo de ataque. La activación del control de actitud no genera grandes aceleraciones en el vehículo, ver gráfica 2, que pudieran llegar a dañar su estructura. Esto se debe principalmente a la activación de la protección de velocidad angular. Su efecto puede observarse en el área resaltada en azul, donde el cabeceo comandado presenta una limitación a su velocidad angular. La aceleración permanece por debajo de los 2 Gs.

La segunda condición de trimado mencionada en el desarrollo se ha seleccionado finalmente en 5° de cabeceo positivo y 70 % de motor. Se consigue nivelar la caída de la aeronave, y la transición hacia el plan de vuelo se produce de manera eficiente. La estabilización en alabeo es adecuada sin detectarse inestabilidades.

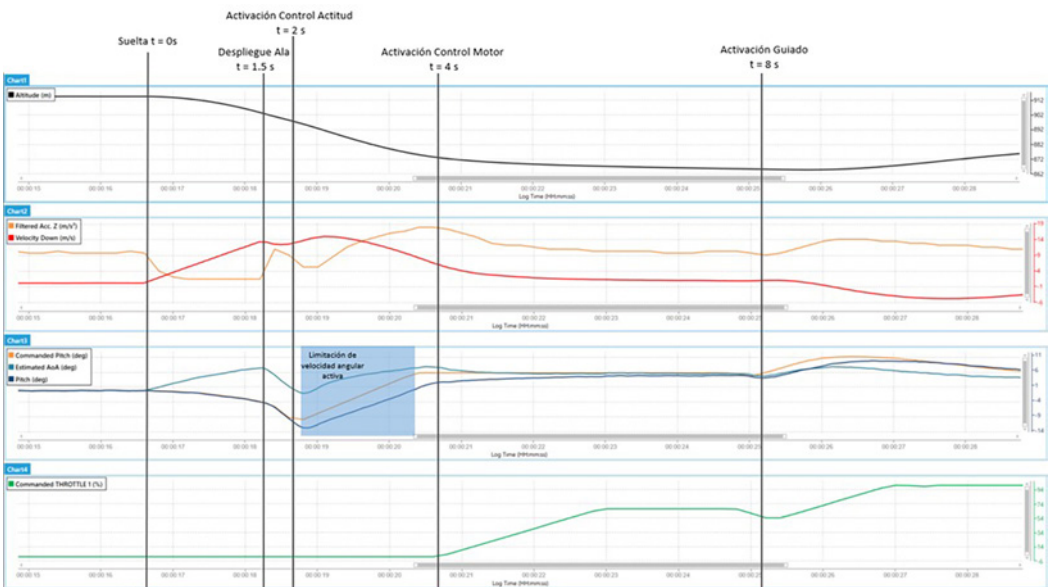


Figura 5. Secuencia de suelta, en azul resaltada la zona de limitación de velocidad angular

6. Conclusiones y desarrollos futuros

En este trabajo hemos analizado el modelado y control automático que rigen la suelta y despliegue de un *Low Cost Attritable* UAV desde otra aeronave en vuelo. Los mayores retos están relacionados con la definición de una adecuada secuencia de activación de los diferentes bucles de control y su ajuste. También resulta crítica la definición de una adecuada posición de trimado para los primeros instantes de la caída.

Como principal herramienta de trabajo se ha empleado un simulador de tipo *Hardware In The Loop* sobre el que se ha desarrollado y validado el modelo de planta y los algoritmos de guiado, navegación y control. Tras determinar las condiciones de contorno se han llevado a cabo diferentes simulaciones, alcanzado una solución de compromiso que permite la ejecución eficiente y segura de la maniobra, manteniendo la separación con la aeronave nodriza y evitando superar las cargas estructurales del LCA-UAV.

Finalmente, se han propuesto diferentes consideraciones sobre la operación de la maniobra y se ha presentado una interfaz de usuario que mejore la conciencia situacional durante e inmediatamente después de la maniobra.

De cara a continuar con el desarrollo se está estudiando la posibilidad de realizar una campaña de vuelos de ensayo, en un entorno controlado, donde validar las conclusiones alcanzadas en simulación. Como posibles puntos de mejora al sistema actual destacamos la automatización completa de la secuencia con el objetivo de reducir la carga de trabajo del operador. También estudiar y analizar el sistema para afrontar sueltas más complejas desde el punto de vista aerodinámico, como el empleo de bodegas internas o sueltas autopulsadas que puedan requerir estabilización activa desde el comienzo de la secuencia. Por último, para completar el concepto de operación *attritable* se podría estudiar el desarrollo de la capacidad de recogida de las aeronaves en vuelo por parte de la nodriza.

Referencias

1. Hirofumi, D. (2004). TACOM, Air-Launched Multi-Role UAV. *24th International Congress of the Aeronautical Sciences*.
2. Shun-Wen, C. (2008). Rapid Deployment UAV. *IEEE Aerospace Conference*. DOI: 10.1109/AERO.2008.4526564
3. Breaking Defense. (2021, 13 de diciembre). *Swarms of attritable UAS can create the ISR picture the Air Force wants*.
4. Guowei, C., Kai-Yew, L., Chen, B. M., Lee, T. H. (2010). *A brief overview on miniature fixed-wing unmanned aerial vehicles*. DOI: 10.1109/ICCA.2010.5524453
5. Airbus Press Release. *Future Combat Air System: A400M clears the first hurdle as a Remote Carrier launcher*. Disponible en: <https://www.airbus.com/en/newsroom/>

news/2022-02-future-combat-air-system-a400m-clears-the-first-hurdle-as-a-remote-carrier#:~:text=Defence-,Future%20Combat%20Air%20System%3A%20A400M%20clears%20the%20first%20hurdle%20as,the%20Future%20Combat%20Air%20System

6. UAV Navigation VECTOR HIL Advanced Simulator Set Up. (2022). Disponible en: <https://www.uavnavigation.com/products/simulation/vector-hil>
7. Sáez Nieto, F. J. (2012). Navegación aérea: Posicionamiento, Guiado y Gestión del Tráfico Aéreo.
8. J. Colombi, B. Bentz, R. Recker, B. Lucas y J. Freels. (2017). Attributable design trades: Reliability and cost implications for unmanned aircraft. *Annual IEEE International Systems Conference*. DOI: 10.1109/SYSCON.2017.7934767

Viabilidad de uso de biocombustibles en el ámbito naval

**Martínez Escondrillas, J.^{1*}, López Núñez, J.¹, Ruiz Orzáez, R.¹, del Río González, M.²,
Cárdenas Almena, M. D.³, Esarte Relanzón, C.³, del Pino Sanz, I.¹, Gómez García, M. A.¹;
Méndez Macías, M.¹**

¹ NAVANTIA S.A. S.M.E., Fábrica de Motores, Ctra. Algameca, s/n, 30205 Cartagena, Murcia.

² CT Ingenieros, C/ Belgrado 14, planta 3, 30392 Cartagena, Murcia.

³ Repsol Technology Lab, C/ Agustín de Betancourt s/n, 28935 Móstoles, Madrid.

* Javier Martínez Escondrillas, jmartineze@navantia.es: J.M.E.

Resumen: la descarbonización es una tendencia global y el sector marítimo no es ajeno a este cambio. La Organización Marítima Internacional (OMI) estableció en 2018 los objetivos de reducción de emisiones de gases de efecto invernadero, siendo el principal la reducción de la intensidad de carbono en un 40 % para 2030 y en un 70 % para 2050 respecto a 2008 (1). Por otro lado, la Unión Europea (UE) aprobó el llamado Pacto Verde Europeo, que persigue una reducción de gases de efecto invernadero (GEI) del 55 % para 2030 y del 100 % para 2050 (2).

NAVANTIA, como empresa tractora y líder en el sector, es consciente de estas necesidades y participa activamente en proyectos estratégicos con socios nacionales y europeos para dar soluciones que permitan alcanzar estos objetivos.

En esta publicación se hace una primera revisión de combustibles renovables con potencial implantación a corto/medio plazo basados en materia orgánica (biocombustibles).

Junto con socios tecnológicos como la Universidad Politécnica de Cartagena (UPCT) y la compañía REPSOL, han sido llevados a cabo ensayos en un banco de pruebas de grupos generadores diésel de cara a estudiar la viabilidad técnica para diferentes mezclas de biocombustibles, focalizándose en aquellos desarrollados en los últimos años como el FAME (acrónimo en terminología anglosajona *Fatty Acid Methyl Ester*), y el HVO (acrónimo en terminología anglosajona *Hydrotreated Vegetable Oil*). Los resultados obtenidos han sido comparados con el combustible fósil de referencia (Gasóleo Clase B, GOB).

Finalmente, se han analizado los resultados experimentales obtenidos, quedando demostrado el potencial de estos biocombustibles a corto-medio plazo para cubrir las

necesidades del sector y de la sociedad, tanto para buques de pronta construcción como para la flota actual.

Palabras clave: Emisiones, Biocombustibles, Gases de efecto invernadero, OMI, Motor marino, *Green Deal*.

Introducción

Se hace necesario llevar a cabo estudios de nuevos combustibles y tecnologías de propulsión que permitan cumplir con los objetivos establecidos para el año 2050. El periodo de transición que requiere un cambio de este calado parece lógico que deba llevarse a cabo con combustibles de propiedades muy similares a los hidrocarburos fósiles, como son los biocombustibles. Estos permitirán reducir de forma considerable las emisiones globales del sector.

A continuación, en la figura 1 se muestra una gráfica de una estimación de costes de explotación (TCO, *Total Cost Of Ownership*) de los diferentes combustibles alternativos para 2025, 2030 y 2035 considerando las implicaciones de las propuestas regulatorias publicadas en el paquete *Fit for 55* (3).

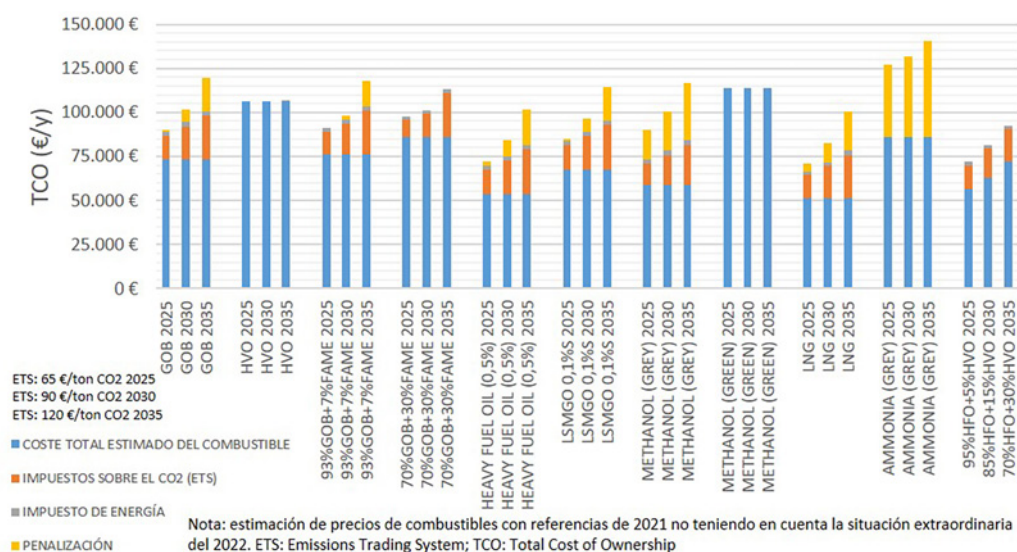


Figura 1. Tendencia de costes de diferentes combustibles alternativos en los próximos diez años

De la figura 1 se puede concluir que, si se aprueban todas las propuestas regulatorias, de seguir utilizando Gasóleo Clase B, el coste económico se incrementaría de forma considerable debido al coste de los derechos de emisión de CO₂ y otro tipo de penalizaciones muy restrictivas. Sin embargo, en el peor de los casos los biocombustibles puros como el HVO mantendrán sus costes totales en torno a un valor constante e inferior al de los combustibles fósiles, compitiendo con otros combustibles alternativos como el GNL, actualmente con una madurez similar, y el metanol verde. Otros combustibles que aparecen en la figura 1, como el amoníaco, tienen potencial, pero no tienen todavía la madurez suficiente en tecnología ni en regulación como para sustituir el GOB. Adicional-

mente, deberían considerarse los costes de despliegue de infraestructura, modificación de las motorizaciones y sistemas de almacenamiento del combustible embarcado para soluciones que no son *drop-in fuel*, como es el caso del gas natural, el metanol o el amoníaco. En este sentido, biocombustibles como el HVO o el FAME son compatibles con las infraestructuras y motores actuales y no requerirían de inversiones adicionales que debieran considerarse en el TCO.

Desarrollo

Un aspecto clave relacionado con combustibles alternativos es el balance neto de emisiones de CO_2 . La problemática del cambio climático se produce por la acumulación paulatina en la atmósfera de los gases de efecto invernadero. Por ello, tanto las tecnologías que no produzcan emisiones de CO_2 como aquellas que tengan una emisión neta nula o reducida, serán soluciones válidas. En este segundo bloque se encuentran los combustibles renovables, no derivados de materias primas fósiles. Algunos de ellos son hidrocarburos o contienen carbono en su composición, lo cual provoca que se emita CO_2 durante su combustión. Sin embargo, se trata de una re-emisión del CO_2 que se retiró previamente para poder producir estos combustibles renovables de manera natural mediante la fotosíntesis durante el crecimiento de la biomasa, en el caso de los biocombustibles, o mediante procesos industriales de captura de CO_2 , en el caso de los combustibles sintéticos o *e-fuels*. En consecuencia, debido a este balance, el incremento neto de CO_2 en la atmósfera es nulo o reducido.



Figura 2. Neutralidad del CO_2 . Repsol

El objetivo del proyecto llevado a cabo por NAVANTIA ha sido caracterizar un grupo generador diésel alimentado con distintos tipos de biocombustibles. Entre los combustibles utilizados en este proyecto, se utiliza HVO, que posee reducción de huella de carbono del 90 % (según certificación ISCC EU), reduciéndose de forma considerable las emisiones netas de CO_2 ; también se emplea FAME a modo de comparativa con HVO debido a su extendido uso en el mercado.

En definitiva, por medio del proyecto descrito, NAVANTIA pretende incrementar la madurez y consolidar alternativas al combustible fósil capaces de reducir la huella de carbono en el sector marino.

Materiales y métodos

El equipo objeto de ensayo fue un grupo generador diésel perteneciente a la Armada Española y que sirve de *pool* en sus buques. Sus principales características técnicas aparecen resumidas en la tabla 1.

Previamente al inicio del proyecto, el grupo generador diésel fue sometido a un proceso de reacondicionamiento parcial por medio del cual fueron limpiados varios componentes y reemplazados diversos elementos filtrantes. Debido a limitaciones del estado del motor, éste no fue capaz de alcanzar su potencia nominal en ninguno de los escenarios de operación planteados.

Motor diésel		MTU 8V 2000 M50B
Alternador		LEROY SOMER LSA 47.2
Régimen de giro nominal	[rpm]	1800
Frecuencia de generación nominal	[Hz]	60
Potencia mecánica nominal	[kW]	400
Potencia eléctrica nominal	[kWe]	378

Tabla 1: características técnicas del grupo generador diésel (4)

Los combustibles estudiados se citan a continuación junto con sus especificaciones de referencia:

- Gasóleo para uso agrícola y marítimo, Clase B (GOB): Real Decreto 1088/2010 (5).
- Biodiésel de primera generación (FAME): estándar UNE-EN 14214:2013 V2+A2 (6).
Biocombustible producido por la transesterificación de aceites vegetales.
- Biodiésel avanzado (HVO): estándar UNE-EN 15940:2016+A1:2019+AC (7).
Gasóleo alternativo obtenido a partir de aceite reciclado y grasas naturales, procedentes principalmente de fuentes como el aceite de cocina usado.

Para llevar a cabo el desarrollo experimental del proyecto en cuestión, fueron planteados un total de cinco escenarios distintos, en cada uno de los cuales el grupo generador diésel era alimentado por un tipo de combustible distinto, tal y como aparece detallado en la tabla 2.

Escenario	Denominación	Descripción
1	GOB	Escenario de referencia
2	HVO	Escenario con 100 % de biocombustible avanzado
3	B7	Mezcla de Gasóleo Clase B (93 % v/v) y FAME (7 % v/v)
4	B30	Mezcla de Gasóleo Clase B (70 % v/v) y FAME (30 % v/v)
5	GOB	Escenario de verificación de estado del motor diésel tras pruebas

Tabla 2: escenarios de operación planificados durante los ensayos en banco de pruebas

Por otro lado, en cada uno de los escenarios planteados ha sido ejecutado un Ciclo de Ensayo Tipo D2 (régimen de giro constante), definido en el estándar ISO 8178-4:2007 (8) y aplicable, entre otros, a grupos generadores con carga intermitente instalados a bordo de buques. Dicho ciclo de ensayo está formado por un total de cinco puntos de operación, los cuales aparecen resumidos en la tabla 3.

Punto de Operación	Grado de Carga	Potencia Eléctrica	Régimen de Giro
	[%]	[kWe]	[rpm]
1	100	378.0	1800
2	75	283.5	
3	50	189.0	
4	25	94.5	
5	10	37.8	

Tabla 3: ciclo de ensayo a ejecutar sobre el grupo generador diésel

Por último, los ensayos fueron llevados a cabo en los Bancos de Pruebas de Grupos Generadores de la Fábrica de Motores de NAVANTIA en el Astillero de Cartagena. Los parámetros monitorizados y registrados en cada uno de los escenarios fueron: niveles de emisiones gaseosas en el escape (O_2 , CO_2 , CO y NO_x), consumo másico de combustible y presión-cilindro.

Una vez registrados los resultados experimentales obtenidos en todos los escenarios planteados, serán representados y analizados los parámetros más significativos, tal y como se detalla a continuación:

Emisiones específicas de NO_x y CO_2 : en el caso particular del CO_2 emitido, este contaminante va a expresarse de dos maneras distintas:

- TtW (*Tank to Wheel*): emisiones de CO_2 generadas localmente por el motor diésel.
- WtW (*Well to Wheel*): emisiones de CO_2 netas obtenidas añadiendo al término TtW aquellas resultantes de todo el proceso productivo y logístico del combustible.

Consumo específico de combustible: bases másica y volumétrica.

Conviene destacar que los resultados representados han sido obtenidos por aplicación de los cálculos de estequiometría de gases de combustión (balance de carbono) descritos en el estándar ISO 8178-1:2006 (9). Esto es debido a que el equipo de medida de emisiones empleado (TESTO 350 Maritime) nos da la concentración volumétrica de gases (% o ppm) y con este método se obtienen las emisiones específicas relativas a la energía generada por el motor (en g/kWh).

Resultados y discusión

Con objeto de realizar una mejor comparación, en todas las representaciones gráficas se muestra el porcentaje de variación de los resultados experimentales asociados a los distintos tipos de combustibles en relación con el Escenario 1.

4.1. Niveles de emisiones gaseosas

La figura 3 representa las emisiones directas de CO₂ (balance TtW). Desde el punto de vista local, las emisiones más bajas se obtienen con HVO, especialmente a partir de media carga. El resto de las opciones presentan un comportamiento similar. Como deta-

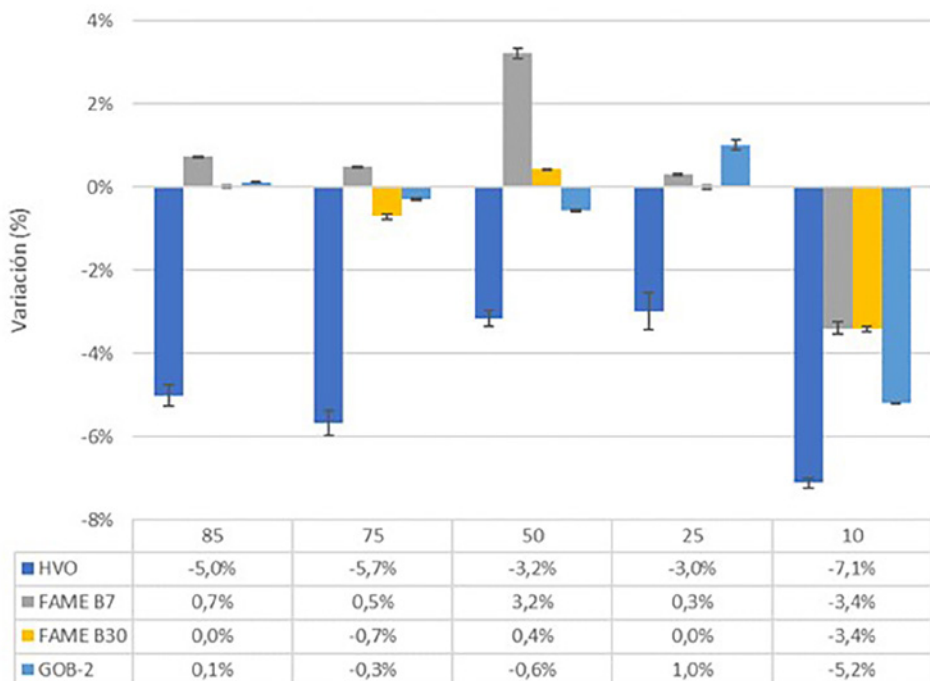


Figura 3: resultados experimentales de emisiones TtW de CO₂

Ile adicional, la dispersión de datos observada a cargas muy bajas ($\approx 10\%$) tiene su origen en la incertidumbre de medida de parámetros de motor asociada a estas condiciones operativas; este hecho se reproduce nuevamente en el resto de las representaciones gráficas mostradas a lo largo del presente trabajo.

Por otro lado, la figura 4 ilustra las emisiones netas (balance WtW) del mismo gas de efecto invernadero. Con gran diferencia, la mezcla B30 y el combustible HVO presentan las mayores reducciones, especialmente esta última opción, todo ello por el efecto neutralizador característico de los biocombustibles. Obviamente, se aprecia con claridad cómo la reducción de emisiones netas de CO_2 es directamente proporcional a la concentración de FAME en la mezcla con GOB.

Por último, la figura 5 refleja los resultados experimentales relativos a las emisiones específicas de NO_x . Nuevamente, las reducciones más significativas de estos contaminantes atmosféricos se alcanzan con el combustible HVO. Por el contrario, se aprecia un ligero incremento del nivel de emisiones de NO_x cuando se utiliza la mezcla B30 en relación con el combustible de referencia (GOB). Se observa mayor desviación estándar en las mediciones.

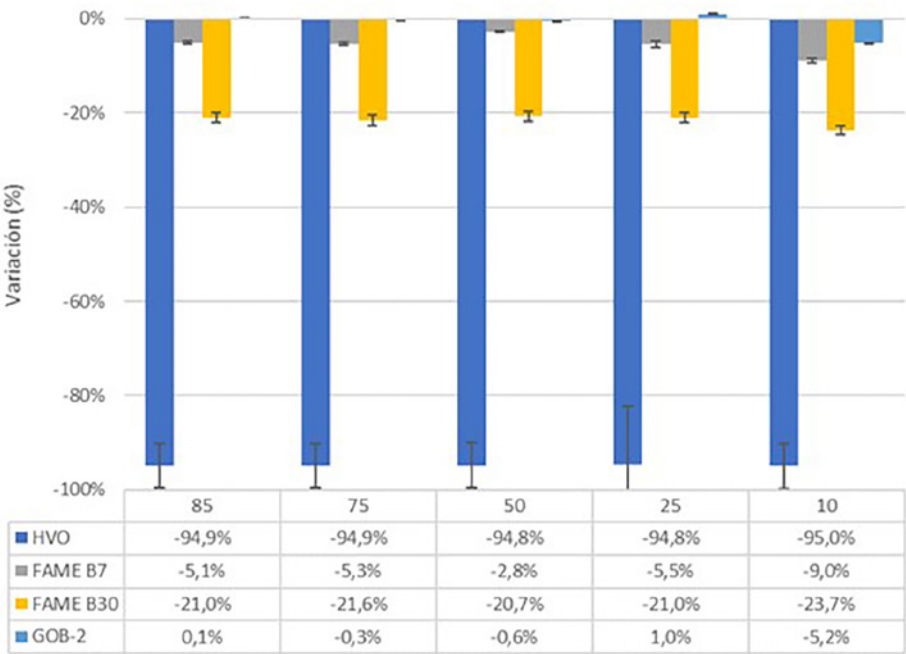


Figura 4: resultados experimentales de emisiones WtW de CO_2

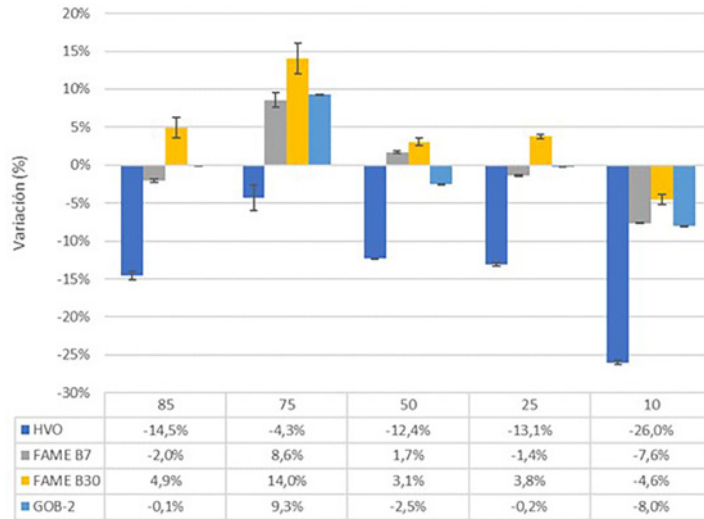


Figura 5: resultados experimentales de emisiones de NOx

4.2. Consumo de combustible

La figura 6 representa el consumo específico de combustible en base másica. En términos generales, no se aprecian diferencias significativas entre las distintas opciones de combustibles estudiadas con relación al combustible de referencia (GOB). Únicamente

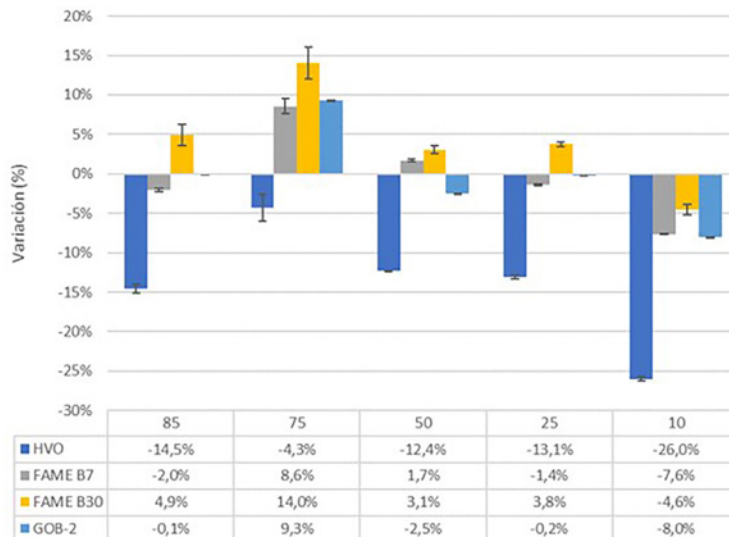


Figura 6: resultados experimentales de consumo másico de combustible

cabría destacar la menor eficiencia energética obtenida con las mezclas B7 y B30 en la mayoría de los grados de carga ajustados, así como la reducción del consumo de combustible en altas cargas (> 75 %) con el empleo de combustible HVO.

Por último, el consumo específico de combustible en base volumétrica también ha sido representado, tal y como puede apreciarse en la figura 7. En términos generales, los incrementos observados están asociados a los biocombustibles estudiados en la mayoría de los grados de carga ajustados con respecto al combustible de referencia (GOB), lo cuales tienen su origen en el efecto individual o combinado de una menor densidad o de un menor poder calorífico, ambos parámetros asociados a los combustibles.

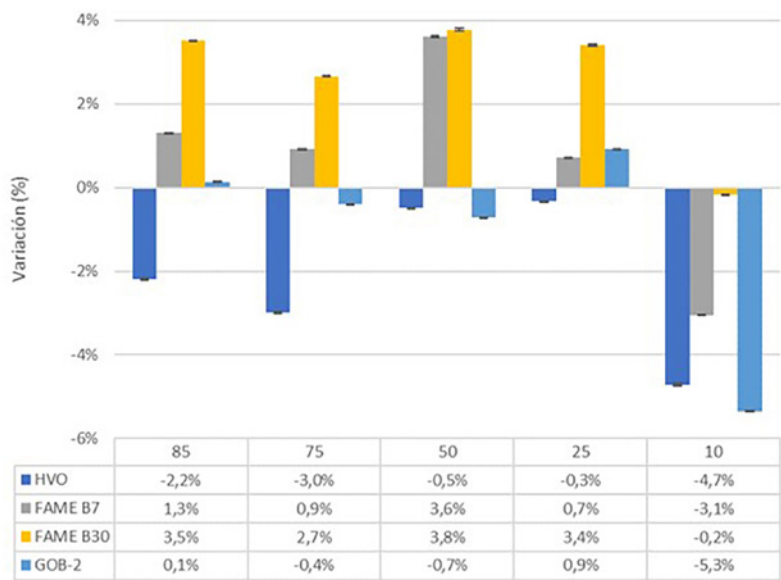


Figura 7: resultados experimentales de consumo volumétrico de combustible

Conclusiones

El uso de biocombustibles es una alternativa viable, especialmente en buques ya contruidos, en vista de que su uso no implica la modificación de la instalación de generación o propulsión a bordo y almacenamiento del combustible y su infraestructura en puerto. El HVO es el biocombustible que mayor reducción de emisiones netas de CO₂ y NO_x proporciona.

En lo referente al consumo de combustible, es nuevamente el combustible HVO aquel que mejores beneficios proporciona, reduciendo el consumo másico a altas cargas. No obstante, la menor densidad energética por unidad de volumen proporcionada por

este combustible conlleva mayor consumo volumétrico. Por tanto, se propone evaluar la viabilidad económica de todas las opciones disponibles.

Los ensayos han puesto de manifiesto la necesidad de realizar algunos ajustes en la inyección debido a las diferentes densidades energéticas de los combustibles. Concretamente, el HVO y el B30 son los combustibles que al tener menor densidad energética necesitan estos cambios en la inyección para conseguir alcanzar un régimen de funcionamiento equivalente al resto. Los cambios a los que se hace referencia son asumibles dada la limitada desviación y buscan permitir una inyección de mayor cantidad de volumen, ajustando tiempo y pulso, que contrarreste esta menor densidad energética. Además, se debe ajustar el sistema de suministro de combustible del motor diésel ya que limita el volumen máximo inyectado en cada ciclo de combustión, de manera que la potencia efectiva máxima alcanzada sea equivalente a la alcanzada con combustibles fósiles. Por último, a raíz de los resultados experimentales obtenidos en este estudio, se propone planificar nuevos ensayos en banco de pruebas con un mayor número de mezclas GOB y FAME en distintas proporciones, con objeto de poder observar las evoluciones de las emisiones contaminantes y del consumo de combustible.

Agradecimientos

NAVANTIA quiere expresar su agradecimiento a los diferentes colaboradores del proyecto. A la Armada Española por proporcionar el motor, a REPSOL por proporcionar los diferentes combustibles utilizados y a la UPCT por su ayuda en los ensayos.

Referencias

1. Greenhouse Gas Emissions. (2019). *International Maritime Organization* [en línea]. International Maritime Organization (IMO). [Consulta: mayo 2022]. Disponible en: <https://www.imo.org/es/MediaCentre/HotTopics/Paginas/Reducing-greenhouse-gas-emissions-from-ships.aspx>
2. Un Pacto Verde Europeo. *Web oficial de la Unión Europea* [en línea]. Comisión Europea, mayo de 2022. [Consulta: mayo 2022]. Disponible en: https://ec.europa.eu/info/strategy/priorities-2019-2024/european-green-deal_es
3. Fit for 55 [en línea]. (2021) Comisión Europea. [Consulta: mayo 2022]. Disponible en: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/en/IP_21_3541
4. *MW15550/04S. Motor diésel 8 V 2000 M50A/B, 12 V 2000 M50A/B, 16 V 2000 M50A/B, 12 V 2000 M51A/B. Instrucciones de servicio.* Friedrichshafen: MTU Friedrichshafen GmbH, 2010.

5. Real Decreto 1088/2010, de 3 de septiembre, por el que se modifica el Real Decreto 61/2006, de 31 de enero, en lo relativo a las especificaciones técnicas de gasolinas, gasóleos, utilización de biocarburantes y contenido de azufre de los combustibles para uso marítimo. S.L., España: Boletín Oficial del Estado, 4 de septiembre de 2010. 215, pp. 76436-76445. ISSN: 0212-033X.
6. UNE-EN 14214:2013 V2+A2. (2019). *Productos petrolíferos líquidos. Ésteres metílicos de ácidos grasos (FAME) para motores diésel y equipos de calefacción. Requisitos y métodos de ensayo*. Madrid, Madrid, España: Asociación Española de Normalización y Certificación.
7. UNE-EN 15940:2016+A1:2019+AC. (2019). *Combustibles para automoción. Gasóleos paraafínicos sintéticos u obtenidos por hidrotratamiento. Requisitos y métodos de ensayo*. Madrid, Madrid, España: Asociación Española de Normalización y Certificación.
8. ISO 8178-4:2007(E). 2. (2008). *Reciprocating internal combustion engines - Exhaust emission measurement - Part 4: Steady-state test cycles for different engine applications*. S.L.: International Organization for Standardization.
9. ISO 8178-1:2006(E). 2. (2006). *Reciprocating internal combustion engines - Exhaust emission measurement - Part 1: Test-bed measurement of gaseous and particulate exhaust emissions*. S.L.: International Organization for Standardization.

Diseño y desarrollo de un reactor de reformado de glicerina para la producción de hidrógeno

Maceiras, R.^{1*}, Alfonsín, V.¹, Feijoo, J.¹, Álvarez-Feijoo, M. A.¹ y Falcón, P.¹

¹ Centro Universitario de la Defensa, Escuela Naval Militar, Marín, plaza de España s/n. rmaceiras@cud.uvigo.es (R.M.), valfonsin@cud.uvigo.es (V.A.), jfeijoo@cud.uvigo.es (J.F.), alvarezfeijoo@cud.uvigo.es (M.A.A-F); pfalcon@cud.uvigo.es (P.F.)

* Maceiras, R.; correo electrónico: rmaceiras@cud.uvigo.es (RMC)

Resumen: en las dos últimas décadas y en las distintas armadas existentes a nivel mundial se han desarrollado e incorporado en sus listas submarinos con propulsión independiente del aire (AIP), también denominados submarinos con propulsión AIP (*Air Independent Propulsion*) o sistemas anaeróbicos. Desde el 2016, son varios los países que han desarrollado sus propios sistemas AIP para submarinos, siendo los buques propulsados por pilas de combustible una de las alternativas más empleadas en la actualidad. Los submarinos equipados con la tecnología de pila de combustible proporcionan unas condiciones de operación para tiempos mayores que los basados en la propulsión eléctrica-diésel. En este artículo se muestra el diseño y puesta a punto de un reactor de reformado de glicerina con vapor de agua para la producción de hidrógeno y su posible uso *in situ* en pilas de combustible. Todo este proceso de producción y utilización del hidrógeno estaría orientado hacia una posible implementación en submarinos con sistemas de propulsión independientes de aire. Para obtener dicho objetivo se ha construido un reformador de vapor a nivel de planta piloto, y en el cual se empleará la técnica de reformado de vapor al combustible, en este caso glicerina cruda. Para todo esto se empleó un horno cilíndrico de alta temperatura y un reactor tubular de acero diseñado para este fin. Para la puesta a punto del sistema se han estudiado los parámetros más influyentes: caudal de alimentación, ratio vapor/carbono (S/C), temperatura de operación, en base a la pureza del hidrógeno obtenido, así como la presencia de monóxido de carbono, dióxido de carbono y metano en la corriente de salida. Los resultados obtenidos resultan muy prometedores, siendo necesario una posterior etapa de purificación para alcanzar unos niveles de hidrógeno superiores al 99 %.

Palabras clave: Hidrógeno, Glicerina, Reformado de vapor, Diseño.

1. Introducción

Debido a la creciente concienciación social del medio ambiente, la industria del transporte marino se está convirtiendo en uno de los objetivos específicos en la agenda política actual. Esto obliga a la industria marítima a ser amigable con el medio ambiente y más eficiente energéticamente que en el pasado [1]. Dentro del campo de aplicación marítimo, y en especial el relacionado con Defensa, la utilización de reactores nucleares adaptados a submarinos para su propulsión anaeróbica (independiente del aire) es actualmente el referente mundial en cuanto a potencial y autonomía. Los principales inconvenientes de este sistema a la hora de convertirse en un estándar de uso son su elevadísimo coste, su dificultad técnica de implementación y su rechazo tanto social como político.

La mayoría de los submarinos no nucleares usan la energía eléctrica obtenida mediante un generador diésel como método de propulsión. La energía generada es almacenada en baterías y estas baterías mueven el motor del propulsor. Con el fin de quemar este combustible diésel, es necesaria la utilización de aire para la combustión. El aire es suministrado desde la atmósfera, por lo que el submarino tiene que operar con el mástil izable del submarino (*snorkel*), que permite la entrada de aire al motor diésel navegando a cota periscópica. Por este motivo, la capacidad de las baterías va a ser el factor determinante para establecer la autonomía de estos buques en inmersión [2].

En las dos últimas décadas y en las distintas armadas existentes a nivel mundial han desarrollado e incorporado en sus listas submarinos con propulsión independiente del aire (AIP), también denominados submarinos con propulsión AIP (*Air Independent Propulsion*) o sistemas anaeróbicos. Desde el 2016, son varios los países que han desarrollado sus propios sistemas AIP para submarinos [3]:

1. Motor alternativo de combustión externa (*Stirling*): utilizados por la armada sueca (7 buques submarinos) y japonesa (4 buques submarinos).
2. Turbina de vapor: utilizado por la armada paquistaní (1 buque submarino).
3. Pila de combustible y depósito de hidrógeno criogénico: armada rusa (3 buques submarinos).
4. Pila de combustible y almacenamiento de hidrógeno mediante hidruros metálicos: Utilizado por la armada alemana (6 buques), italiana (4 buques), griega (4 buques), de Corea del Sur (3 buques), paquistaní (3 buques), turca (3 buques), portuguesa (2 buques) e israelí (2 buques).
5. Pila de combustible y producción de hidrógeno por reformado de bioetanol: armada española (4 buques en construcción).

Los submarinos equipados con la tecnología de pila de combustible proporcionan unas condiciones de operación para tiempos mayores que los basados en la propulsión eléctrica-diésel. Su rendimiento neto es superior al resto de los sistemas AIP (figura 1), y además alcanzan su eficiencia neta máxima con cargas parciales, al contrario que los otros sistemas AIP, lo cual favorece su uso en submarinos, sobre todo cuando estos están funcionando en modo de operación silenciosa [4]. Los requisitos generales para los sistemas AIP, además de su tiempo de operación en inmersión serían los siguientes [5]:

1. Alta eficiencia (baja transmisión de calor al agua del mar).
2. Bajos niveles de ruido.
3. Nivel bajo de detección o firma magnética.
4. Tamaño y peso reducido.
5. Bajo mantenimiento, preferentemente sin personal extra para su mantenimiento

La mayoría de los sistemas anaeróbicos actuales con pila de combustible utilizan el hidrógeno que se encuentra almacenado en hidruros metálicos, presentando el inconveniente de ser relativamente pesados y que la cantidad de hidrógeno almacenado está limitada por las dimensiones y disponibilidad debidas al tamaño del submarino. Por otra parte, como norma general los combustibles líquidos muestran un mayor contenido de energía volumétrica y gravimétrica, además de ser más sencillos de manipular. Estas ventajas en combinación con el rendimiento de las pilas de combustible confieren a los sistemas de reformado unas características adecuadas para su posible implementación en los submarinos con tecnología AIP. Por lo tanto, el desarrollo de estos reformadores con el objeto de su implementación en submarinos con pilas de combustible parece mostrarse de especial interés en este campo de aplicación [6].

La elección del mejor combustible para un sistema de reformado para buques submarinos tiene una gran influencia, en primer lugar, para el propio diseño del sistema de reformado, y en segundo lugar en la facilidad o dificultad de implementación de estos sistemas en el interior de un submarino. De entre todos los combustibles existentes y aptos para la producción de hidrógeno mediante el reformado se encuentran:

1. El combustible diésel, que originalmente es utilizado para los grupos electrógenos a cota de *snorkel*. El diésel debido a que presenta una baja ratio hidrógeno/carbono ($H/C = 0,5$), una elevada temperatura de reformado ($T > 850\text{ }^{\circ}\text{C}$) y la existencia de sulfuros, hacen que no sea adecuado para su implementación en submarinos anaeróbicos.
2. El metanol procedente de los combustibles fósiles. Presenta una elevada ratio ($H/C = 4$) y una baja temperatura de reformado, pero debido a que proviene de

los combustibles fósiles presenta un contenido de azufre que es nocivo para el propio catalizador del reformado y para el de la pila de combustible.

3. El etanol, presenta un alto ratio ($H/C = 3$) y unas temperaturas de reformado inferiores a la del diésel ($T > 600\text{ }^{\circ}\text{C}$) y además sin presencia de azufre.

Como alternativa a todos estos combustibles y en concreto al etanol, se plantea el uso de glicerina. La glicerina o glicerol ($C_3H_8O_3$) en su estado puro es un líquido incoloro, inodoro, viscoso y no tóxico. Posee características muy similares al etanol en cuanto al proceso de reformado se refiere (ratio $H/C = 2,7$ y temperaturas de reformado entorno a los $600\text{ }^{\circ}\text{C}$). Pudiendo presentar posibles mejoras en cuanto a la seguridad del buque, además de tener unos costes de producción más bajos que el etanol o bioetanol.

La conversión de glicerina en hidrógeno o gas de síntesis puede alcanzarse mediante un proceso de reformado por medio de distintos tipos de técnicas: Reformado con Vapor de Agua (SR); Oxidación Parcial o gasificación (PO); Reformado Autotérmico (ATR); Reformado en Fase Acuosa (APR) o Reformado en Agua Supercrítica (SCW). Estas vías de reacción dependen de las propiedades del catalizador utilizado, generalmente los catalizadores de níquel (Ni), platino (Pt) y rutenio (Ru) favorecen la producción de hidrógeno, así como el efecto de las variables como son la temperatura, la presión y la relación de los reactivos. Todos estos factores tienen que ser considerados a la hora de evaluar el rendimiento de hidrógeno de cada proceso.

En este artículo se muestra el diseño de un reformador de la glicerina para la producción de hidrógeno. Todo este proceso de producción y utilización del hidrógeno ha sido orientado hacia una posible implementación en submarinos con sistemas de propulsión independientes de aire, comúnmente conocidos como sistemas AIP o anaeróbicos.

2. Desarrollo

Diseño y montaje del reformador

El reactor empleado en el reformado (figura 1) está formado por un tubo de acero de alta resistencia térmica especial para calderas, soportado por dos bridas metálicas, fabricadas también en el mismo material que el reactor. La entrada del combustible se realiza por la parte superior y la salida del gas de síntesis (*syngas*) por la parte inferior.

El calentamiento del reactor se realiza mediante un horno circular eléctrico del fabricante Horbesal (1) que permite alcanzar las altas temperaturas necesarias para que se produzcan las reacciones indispensables para el proceso de reformado ($800\text{--}900\text{ }^{\circ}\text{C}$).

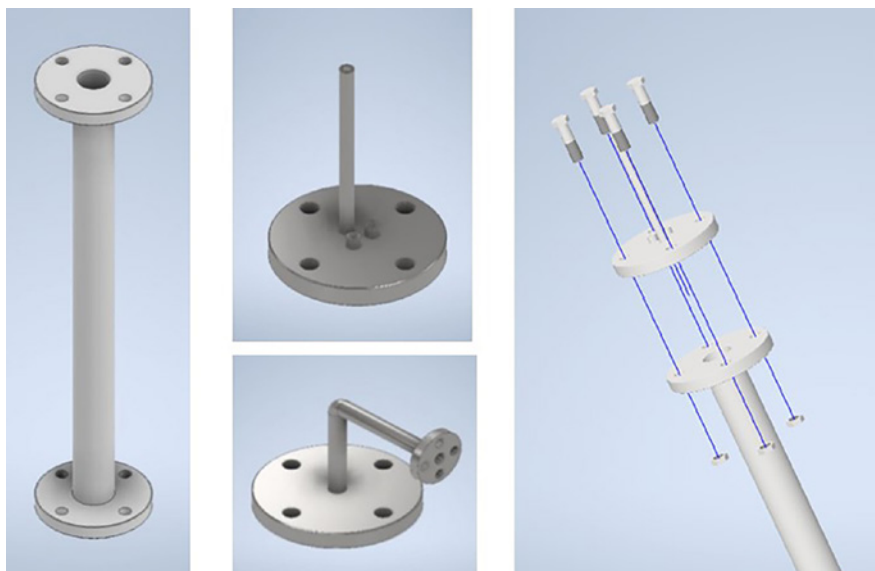


Figura 1. Esquema del reactor de reformado: a) cuerpo del reactor, b) tapa superior, c) tapa inferior, d) sujeciones

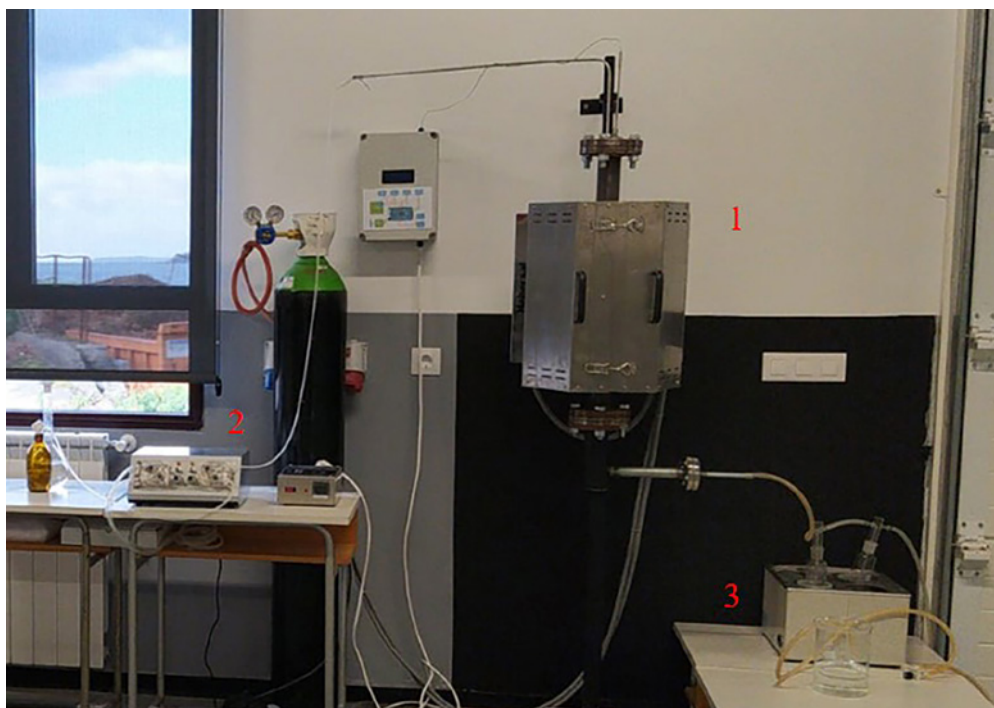


Figura 2. Sistema de reformado

La entrada del combustible es realizada mediante una bomba peristáltica (2) (Dinko Instruments D-25VXi) de caudal regulable, mientras que la salida del *syngas* es enfriada mediante el empleo de un baño termostatado (3) con objetivo de condensar y retener la fracción de condensados existente hasta alcanzar temperaturas de condensación. En la figura 2 se puede observar el montaje de todos estos componentes.

Con el objetivo de aumentar el tiempo de permanencia del combustible dentro del tubo se introdujo dentro del reactor alúmina no porosa, con un diámetro de bola de 3 mm y una altura del lecho de 30 mm (figura 3b).

La alúmina fue ubicada mediante un soporte perforado que permite el paso de los reactivos y productos a su través (figura 3a).

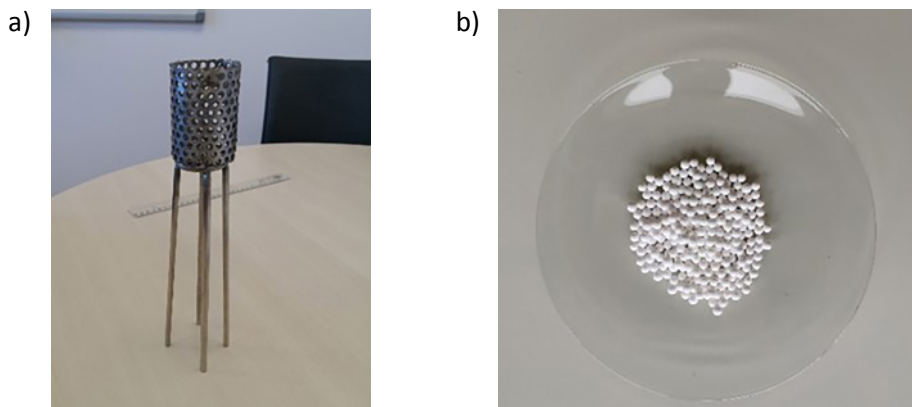
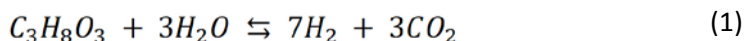


Figura 3. (a) Soporte de la alúmina; (b) Esferas de alúmina no porosa

Para la parte de monitorización y supervisión, se diseñó, construyó y programó un sistema que permitiera registrar y visualizar los datos de presión, temperatura y caudal en el interior del reactor para un control *in situ* y de manera remota. Para ello se realizó un montaje basado en la placa de desarrollo Arduino Mega con los sensores adecuados para ello (figura 4).

Reformado de la glicerina

Las reacciones que tienen lugar dentro del reactor son las siguientes. En primer lugar, se produce una reacción de reformado de la glicerina con el vapor de agua, obteniendo así hidrógeno y dióxido de carbono:



Esta reacción global se puede descomponer en dos semirreacciones, una primera de descomposición del glicerol y una segunda de intercambio agua-gas.

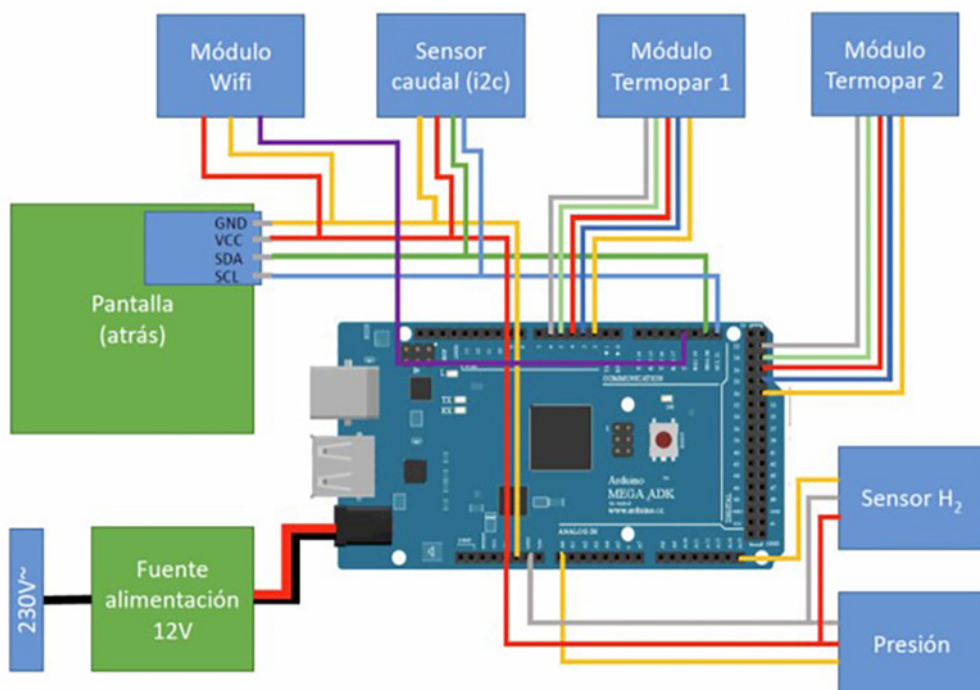


Figura 4. Esquema de conexiones del sistema de monitorización: sensores de temperatura (termopares), sensor de caudal de hidrógeno, sensor de presión y módulo para la transmisión de datos (módulo Wifi)

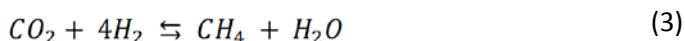


Además, y como consecuencia, de esta reacción principal se producen otras reacciones secundarias a partir del CO_2 y el hidrógeno formado en la reacción principal.

Reacción de intercambio de conversión, donde el hidrógeno y el dióxido de carbono formados pueden llegar a reaccionar entre sí, formando monóxidos y agua como productos:



Reacción de metanización, en la cual el dióxido de carbono puede a su vez reaccionar con el hidrógeno en una reacción secundaria, en este caso formando metano y agua.



El metano generado a su vez, y, sobre todo, favorecido por las altas temperaturas, puede acabar sufriendo una segunda reacción de reformado, que puede favorecer la formación de hidrógeno y que también genera monóxido de carbono.



Existen otras reacciones menos importantes, tales como el reformado seco y el craqueo del metano, las reducciones del monóxido y dióxido de carbono, o la reacción de Boudouard [7], la que el monóxido de carbono se transforma en dióxido por la acción de las altas temperaturas. Si bien, estas reacciones se han considerado despreciables, debido a la baja influencia que pueden generar en los resultados y para lo cual sería adecuado un estudio y medida más preciso.

Resultados

Una vez puesto a punto el sistema de reformado se realizaron los primeros ensayos con el objetivo de analizar la influencia de la corriente de entrada en la composición del gas de síntesis de salida.

En base a los resultados obtenidos por otros autores [8, 9], unas condiciones adecuadas para el reformado de glicerina con vapor de agua son una relación S/C de 5,7, una temperatura de operación en torno a 800 °C y un caudal de alimentación de disolución de glicerina entre 1 y 2 mL/min.

Teniendo en cuenta esos resultados, se decidió trabajar con una disolución de glicerina al 20 % (S/C = 5,7) a 800 °C y tres caudales de alimentación (1,05; 1,47; 1,74 mL/min). Cada ensayo se dejó estabilizar unos 30 minutos y se tomaron muestras del *syngas*, después de eliminar los condensados. Estas muestras se analizaron mediante cromatografía gaseosa para determinar las cantidades relativas de cada uno de los gases obtenidos (hidrógeno, dióxido de carbono, metano, monóxido de carbono). Los resultados obtenidos para cada uno de los caudales se recogen en la siguiente tabla:

	1,05 mL/min	1,47 mL/min	1,74 mL/min
H ₂	71,27 %	75,51 %	69,97 %
CO ₂	5,30 %	5,35 %	5,11 %
CH ₄	10,83 %	8,18 %	7,89 %
CO	3,50 %	4,56 %	9,61 %

Tabla 1. Composición del *syngas* en función del caudal de alimentación

En la siguiente figura (Figura 5) se puede observar que el caudal que obtuvo una mayor pureza de hidrógeno (75,51 %) fue el de 1,47 mL/min, con un caudal de salida del *syngas* de 176 mL/min. Sin embargo, cabe destacar que en todos los ensayos realizados

la pureza de hidrógeno fue como mínimo del 70 %. Además, se observa un máximo, de tal forma que un aumento de caudal de entrada repercute en menor cantidad de hidrógeno obtenido. Esto es debido a que la permanencia de los gases en el interior del reactor es menor y por tanto se reduce el tiempo de reacción. Estos resultados están en concordancia con los obtenidos por diversos autores [10, 11].

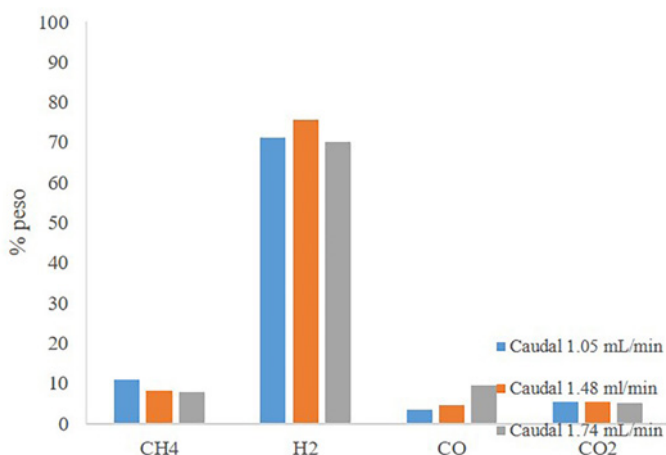


Figura 5: Composición del syngas obtenido durante el reformado de la glicerina

En relación con los otros gases mayoritarios, se puede decir que las cantidades de monóxido y dióxido de carbono están dentro del mismo orden, y ligeramente superior la cantidad de metano obtenido. Se observa que, al aumentar el caudal de entrada, la conversión a metano disminuye, dado que, al aumentar el caudal de entrada de glicerina, probablemente una parte quede sin reaccionar [11].

Conclusiones

Se ha diseñado, construido y puesto a punto un reactor de reformado de vapor para obtener hidrógeno a partir de glicerina. En los primeros ensayos realizados se analizó la influencia del caudal de alimentación sobre la pureza del gas de síntesis obtenido, resultando en una producción de 176 mL/min un 75 % de hidrógeno.

Aunque los resultados son positivos, el *syngas* no alcanza el nivel mínimo exigido para su uso en una pila de combustible (hidrogeno con una pureza del 99,99 %). Las medidas de acción para alcanzar esta pureza se basan en la optimización del proceso con el fin de aumentar la producción del hidrógeno (uso de catalizadores), y como era de esperar, se hace además imprescindible una fase de purificación: reformado del metano, transformación de dióxidos en monóxidos y eliminación de monóxidos mediante mecanismos de adsorción.

Agradecimientos

Este trabajo ha sido financiado por el Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar (CUD-ENM) (PICUD-2020-05), y en el que además ha prestado su colaboración la Escuela Naval Militar de Marín, en especial al servicio de taller mecánico ubicado en la misma.

Referencias

1. Vogler, F., Sattler, G. (2016). 3-Hydrogen-fueled marine transportation. *Woodhead Publishing*. Oxford. Pp. 35-65.
2. Krummrich, S., Llabrés, J. (2015). Methanol reformer, The next milestone for fuel cell powered submarines. *Int. J. Hydrogen Energy*. N.º 540, pp. 482-5486.
3. Alvarez, F. J., Medina, M. L. (2009). Propulsión anaerobia en submarinos, estado de la cuestión. *Infodefensa*.
4. Nagorny, B., Hauschildt, P. (2015). Revista General de la Marina. N.º 2, pp. 76.
5. Krummrich, S. (2010). Fuel Cell Methanol Reformer System for Submarines. *Proceedings WHEC2010*. N.º 78(3), p. 213.
6. Psoma, A., Sattler, G. (2002). Fuel cell systems for submarines: from the first idea to serial production. *J. Power Sources*. N.º 106, pp. 381-383.
7. Landa, L., Remiro, A., Torre, R. de la, Aguado, R., Bilbao, J., Gayubo, A. G. (2021). Global vision from the thermodynamics of the effect of the bio-oil composition and the reforming strategies in the H₂ production and the energy requirement. *Energy Convers Manage*. N.º 239, pp. 114-181.
8. Sabio, E., Álvarez-Murillo, A., González, J. F., Ledesma, B., Román, S. (2017). Modelling the composition of the gas obtained by steam reforming of glycerine. *Energy Convers Manage*. N.º 146, pp. 147-157.
9. Xin, S., Qingli, X., Lifang, L., Yongjie, Y. (2017). Hydrogen production by glycerol reforming in a fixed-bed reactor. *Energy Sources, Part A: Recovery, Utilization, and Environmental Effects*. N.º 39(24), pp. 2195-2202.
10. Sánchez, N., Encinar, J. M., Nogales, S., y González, J. F. (2019). Lanthanum Effect on Ni/Al₂O₃ as a Catalyst Applied in Steam Reforming of Glycerol for Hydrogen Production. *Processes*. N.º 7(7), pp. 449-467.
11. Qingli, X., Zhengdong, Z., Lifang, L., Ping, L., Rui, W., Shoutao, C., Pize, L., y Chenyang, Z. (2022). Hydrogen production by glycerol reforming in a two-fixed-bed reactor. *Int. J. Hydrogen Energy*. N.º 47(38), pp. 16805-16814.

Resistencia no estacionaria en esferas para el estudio de formación de hielo en plataformas aeronáuticas

Sor, S.^{1*}, García-Magariño, A.²; García, C.³ y Moreda, A.³

¹ INTA, Aerodinámica Experimental. Carretera de Ajalvir, Km 4, Torrejón de Ardoz. sors@inta.es (SS)

² INTA-CEHIPAR, Hidrodinámica Experimental. Carretera de la Sierra s/n, Madrid. garciamga@inta.es (AGM)

³ Universidad Politécnica de Madrid, ETSIAE, a.moreda@alumnos.upm.es (AM),
celia.ggarcia@alumnos.upm.es (CG)

* Autor principal y responsable del trabajo; correo electrónico: garciamga@inta.es (AGM)

Resumen: las plataformas aéreas civiles, pero especialmente militares, deben ser capaces de operar en condiciones meteorológicas adversas. Para la evaluación de la pérdida de prestaciones que se produce debido a la formación de hielo en su superficie o a la lluvia intensa es necesario contar con modelos de trayectoria de gotas sujetas a los campos de velocidades generados por perfiles aeronáuticos, que son continuamente acelerados y por tanto no estacionarios. El lugar de impacto de las gotas y el tamaño de estas influye decisivamente en dicha formación de hielo. Una de las líneas de investigación en el área de aerodinámica experimental del INTA es el desarrollo de dichos modelos, así como su posterior validación. Este trabajo se centra en el estudio de la influencia de la no estacionariedad en la resistencia aerodinámica de las gotas. Para ello se ha diseñado un experimento en el que se lanzan esferas a distintas velocidades, tomándose imágenes de su trayectoria. En particular, se han lanzado pelotas a velocidades de hasta 150 m/s, y se han tomados imágenes hasta 20.000 fps, mediante las cuales se ha medido su trayectoria. Esto nos ha permitido conocer la desaceleración de la esfera debido a la resistencia aerodinámica. Cuando esta desaceleración es elevada, aparecen efectos no estacionarios. Se lanzan esferas con distintas desaceleraciones y por tanto distintas condiciones de no estacionariedad. Se han comparado los resultados obtenidos con la resistencia estacionaria de las esferas, comprobándose que existe una disminución debido a la no estacionariedad. Se presentan los experimentos realizados y sus principales resultados.

Palabras clave: Esferas, Resistencia no estacionaria, Aerodinámica Experimental.

Introducción

La segura operación de plataformas aéreas en condiciones meteorológicas adversas es de vital importancia. La acumulación de hielo en las superficies de las alas puede provocar la degradación del rendimiento de las aeronaves e incluso puede dar lugar a graves problemas de seguridad si no se previene adecuadamente [1, 2]. Por lo tanto, la comprensión de la física involucrada y la predicción precisa del hielo formado son necesarios para ubicar los sistemas antihielo [3]. En general, la acumulación de hielo se debe al paso de la aeronave a través de una nube que contiene gotas sobreenfriadas, que al impactar se convierten en hielo. Sin embargo, no todas las gotas impactarán en el ala, ya que parte de ellas serán deflectadas por el flujo originado por dicha ala. Las trayectorias de las gotas se rigen principalmente por la resistencia de estas [4-6].

La resistencia de las gotas depende de su forma (las gotas pueden deformarse y adoptar una imagen de esferoide oblato), así como del flujo de aire al que están sometidas, que en este caso será un flujo de aire no estacionario. En un intento de modelizar la resistencia de las gotas sometidas al campo fluido generado por un perfil acercándose, los autores de este trabajo asumieron que el valor del coeficiente de resistencia se debería a la suma de una contribución debida únicamente a la forma —que se correspondería con el coeficiente de resistencia estacionario de un esferoide, calculado como una interpolación del de una esfera y el de un disco— y de una contribución debida a la no estacionariedad [5]. De esta forma se separó el problema de la deformación de las gotas del problema del flujo no estacionario al que están sometidas dichas gotas. Es por ello por lo que, dentro de la línea de investigación sobre la modelización del comportamiento de las gotas para su inclusión en los códigos de formación de hielo llevado a cabo en el área de aerodinámica experimental del INTA, se han dedicado estudios al comportamiento de esferas en flujos no estacionarios.

Existe cierta controversia respecto a la resistencia de esferas en régimen no estacionario. Hay autores que dicen que en flujos acelerados la resistencia es menor que la resistencia estacionaria tal como Temkin & Metha [7], mientras que otros autores, tales como Igra & Takayama [8] o Jourdan *et al.* [9], indican lo contrario, que es mayor. El artículo de Temkin y Metha [7] presenta un estudio experimental sobre el movimiento de las gotas de agua dentro de flujos de aceleración y desaceleración. El aspecto de modelado interesante de este estudio es que los autores asumen una relación funcional entre el coeficiente de resistencia y el llamado parámetro de aceleración que se define como la derivada temporal de la velocidad de deslizamiento dividida por el cuadrado de la propia velocidad de deslizamiento. Asumieron una deformación insignificante de las gotas. Su conclusión como se mencionaba anteriormente es que la resistencia no estacionaria de una esfera en un flujo de desaceleración siempre es mayor que la resistencia estacionaria en el mismo número de Reynolds, mientras que es siempre menor si el flujo circundante se acelera. Igra y Takayama [8] utilizaron una instalación de tubos de choque, generando

una corriente acelerada. En sus conclusiones, los autores reportaron valores de resistencia no estacionaria aproximadamente un 50 % mayores que los valores estacionarios correspondientes en estas condiciones de tubo de choque. Jourdan *et al.* [9] han presentado otro estudio experimental bastante completo basado, también, en un banco de pruebas de tipo tubo de choque. En sus pruebas, los autores encontraron que la resistencia no estacionaria es siempre mayor que la resistencia estacionaria en el mismo número de Reynolds y declararon explícitamente al final de su sección «Resultados y discusión» (sección 4) que el parámetro de aceleración propuesto por Temkin y Metha [7] puede no ser el parámetro característico relevante para los flujos que consideraron. Por tanto, el campo sigue estando activo y no se dispone de conclusiones concluyentes.

En este contexto, se ha diseñado y construido un dispositivo experimental para el estudio de la resistencia no estacionaria en esferas. Este trabajo recoge los primeros resultados obtenidos en las pruebas realizadas en dicho dispositivo.

Descripción del experimento

Para la realización del experimento, se construyó el túnel de vacío que puede verse en la figura 1, consistente en un tubo de metacrilato de diámetro interior de 42 mm y longitud 206 mm al que se le conecta una bomba de vacío. La finalidad de dicho tubo es acelerar una pelota de ping-pong o de poliespán introducida en su interior. Para ello, se tapan los extremos de dicho tubo mediante una cinta adhesiva y se enciende la bomba para crear vacío en su interior. Una vez alcanzado el nivel de vacío requerido (medido mediante un medidor de la presión interior del tubo), se pincha mediante un cúter uno de los extremos originando una corriente entrante que acelera la pelota hacia el extremo contrario de tal forma que, al aproximarse a dicho extremo, la cinta adhesiva se rompe y la pelota sale disparada a alta velocidad.

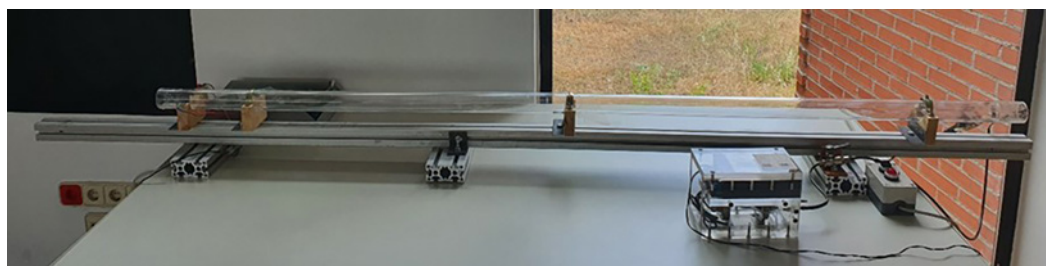


Figura 1. Túnel de vacío

La configuración del experimento puede verse en la figura 2. El tubo de vacío se coloca paralelo a una pared a una distancia de 42 cm. Se colocan cartulinas negras en la pared a la altura de la trayectoria de las pelotas, para hacer de fondo, y se ilumina mediante tres focos. Se utiliza una cámara de alta velocidad, la cámara Photron FASTCAM

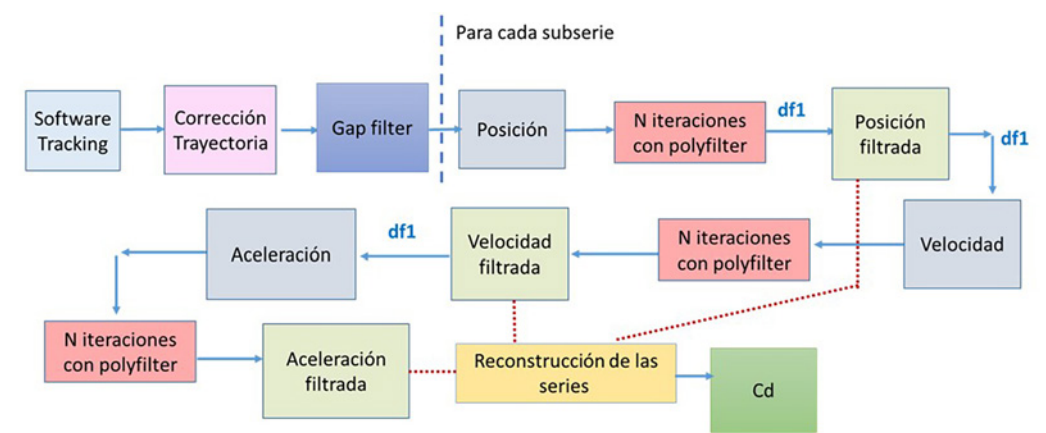
SA-Z, para tomar imágenes de la trayectoria de las pelotas a una velocidad de adquisición de 20.000 fps y con una resolución de 1024 x 1024 píxeles. El campo de visión ha sido de 3,41 m, la cámara se coloca a una distancia del plano de visión de 4,70 m y se utiliza un objetivo con distancia focal de 28 mm. La magnificación medida fue 3,365 mm/pix.



Figura 2. Configuración del experimento

Análisis de los resultados

Para el análisis de los resultados obtenidos se ha desarrollado un *software* específico en Matlab, cuyo esquema del algoritmo empleado puede verse en la siguiente figura 3.



df1= esquema de diferencias finitas centradas

Figura 3. Esquema del algoritmo

El primer paso es obtener, para cada uno de los videos obtenidos en los experimentos, la posición de la pelota en cada fotograma. Un ejemplo de fotograma obtenido puede verse en la figura 4.

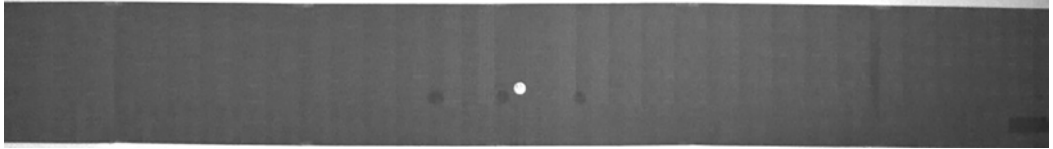


Figura 4. Ejemplo de fotograma obtenido

Lo primero es recortar la imagen donde está la pelota, después se binariza la imagen, se eliminan los agujeros y se corrige el contorno. En la figura 5, puede verse un ejemplo del resultado de cada uno de los pasos para un caso. Tras probar diversas alternativas en Matlab, las funciones elegidas para el *software* de *tracking* fueron: *graythresh* para obtener el nivel de grises, *imbinarize* para binarizar la imagen, *bwconvhull* para la corrección del contorno y finalmente *regionprops* para obtener la posición.

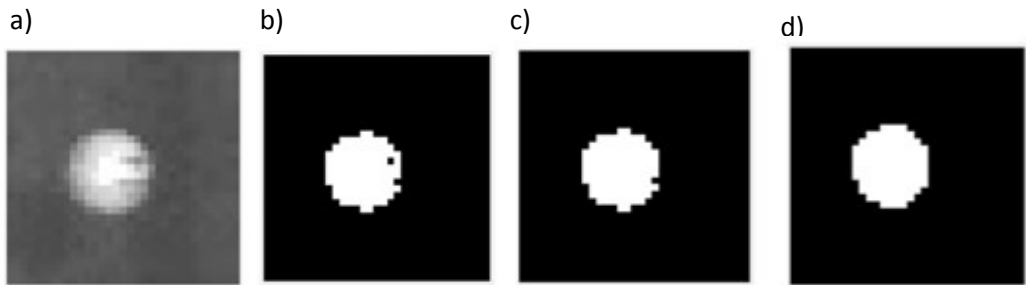


Figura 5. Pasos del software de tracking: a) Imagen recortada b) Binarización de la imagen c) Eliminación de agujeros y d) Corrección de contorno

En algunas ocasiones, la trayectoria de la pelota se desviaba ligeramente de la correspondiente al campo de visión de la cámara. Midiendo la posición final de la pelota a través de la huella que dejaba.

$$z_f = L_0 \tan(\alpha) \quad z_0 = d_0 \tan(\alpha) \rightarrow z(x) = z_0 + x \tan(\alpha)$$

$$a = |FOV/2 - x|$$

$$b = \sqrt{a^2 + H^2}$$

$$\delta = \arccos(a/b)$$

$$dx_1 = \frac{r}{b} dx$$

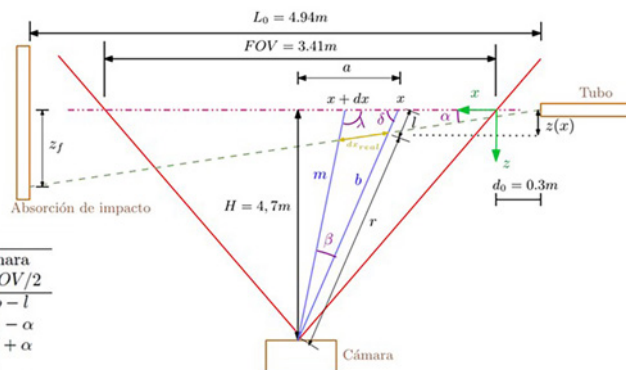
$$l = \frac{\sin(\epsilon)}{\sin(\theta)} z(x)$$

$$m^2 = dx^2 + b^2 - 2dx b \cos(\phi)$$

$$\lambda = a \sin\left(\frac{b}{d} \sin(\delta)\right)$$

$$dx_{real} = \frac{\sin(\pi - \lambda)}{\sin(\lambda - \alpha)} dx_1$$

$z_f < 0$ Hacia la pared		$z_f > 0$ Hacia la cámara	
$x < FOV/2$	$x \geq FOV/2$	$x < FOV/2$	$x \geq FOV/2$
$r = b + l$	$r = b + l$	$r = b - l$	$r = b - l$
$\epsilon = \frac{\pi}{2} - \alpha$	$\epsilon = \frac{\pi}{2} + \alpha$	$\epsilon = \frac{\pi}{2} + \alpha$	$\epsilon = \frac{\pi}{2} - \alpha$
$\theta = \delta + \alpha$	$\theta = \delta - \alpha$	$\theta = \delta - \alpha$	$\theta = \delta + \alpha$
$\lambda = \pi - \lambda$	-	$\lambda = \pi - \lambda$	-
$\phi = \delta$	$\phi = \pi - \delta$	$\phi = \delta$	$\phi = \pi - \delta$



su impacto en una pared de poliespán situada al final de su trayectoria, se corrigió la misma asumiendo una desviación lineal, tal y como aparece en la figura 6.

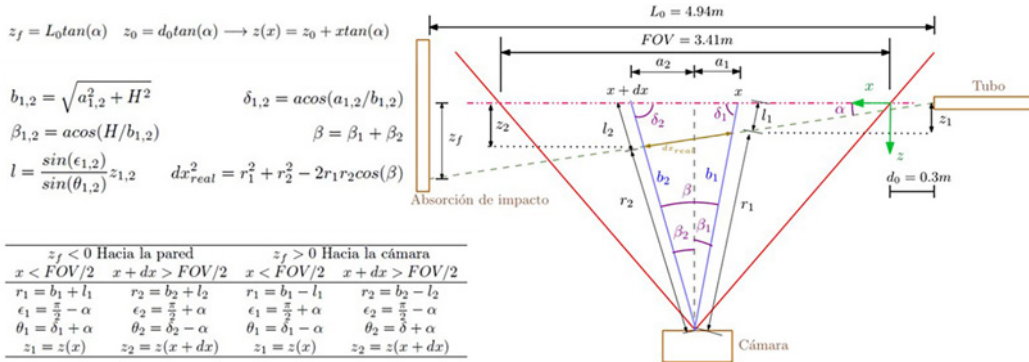


Figura 6. Corrección de la trayectoria

- Formulación para regiones laterales.
- Formulación para la región central.

Los ensayos pueden poseer series de hasta unos 2.000 fotogramas. La distancia entre dichos fotogramas es muy pequeña por lo que al derivar se amplifica de forma excesiva el ruido. La función *gap_filter* permite elegir una cantidad n de puntos que van a constituir una subserie de datos sobre la que se pueda trabajar. Por ejemplo, una serie de 15 datos se puede dividir en 3 subseries (negra, roja y verde), tal y como puede verse en la figura 7. La elección del *gap* entre los puntos depende fundamentalmente del número de fotogramas del lanzamiento. Se ha procurado que la serie de aceleración quede representada por 17-20 puntos.

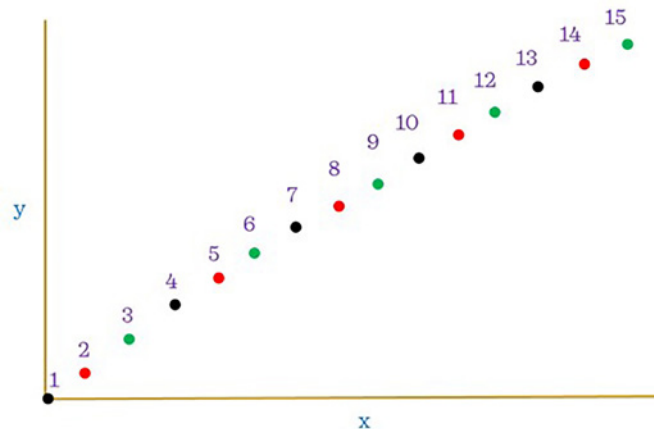


Figura 7. División en subseries

Para cada subserie, se realiza un ajuste polinómico en la trayectoria. En la primera ventana, se recalculan los puntos desde el primero hasta el $gap+1$, puesto que se ha comprobado que si el inicio de la serie no se modifica se generan resultados más bruscos en esta zona (véase figura 8.a). Para la siguiente ventana, se elimina del cálculo del ajuste el primer punto (1) y se añade otro punto de la serie (11). Después, se recalcula el punto 6 (véase figura 8.b). Se continúa de forma sucesiva hasta alcanzar el final de la subserie filtrada. A partir de la posición obtenida de esta manera (posición filtrada) se obtiene la velocidad derivando. Después, se aplica un ajuste polinómico a la velocidad obteniéndose la velocidad filtrada a partir de la cual se calcula derivando la aceleración. Aplicando de nuevo un ajuste polinómico se obtiene la aceleración obtenida en cada subserie. Finalmente se obtiene la aceleración juntándose los resultados obtenidos en cada subserie.

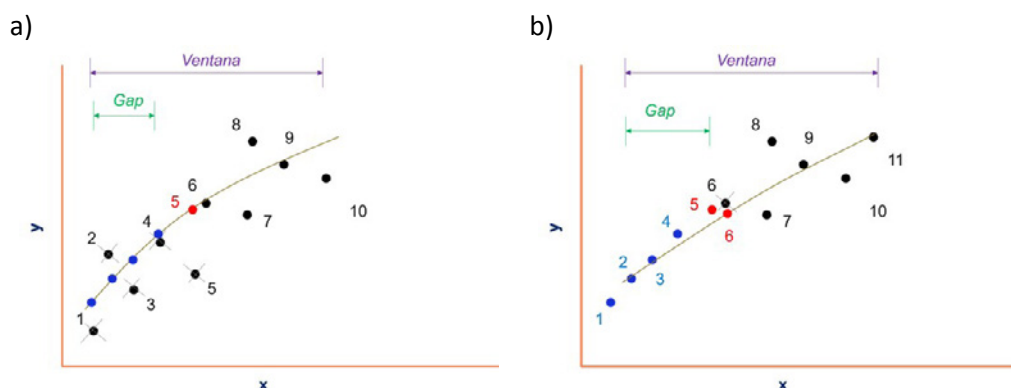


Figura 8. Ajuste polinómico

El coeficiente de resistencia de la pelota respecto del tiempo se obtiene asumiendo que la única fuerza existente es la resistencia de la pelota, de tal forma que se calcula de acuerdo con la siguiente ecuación, donde ρ es la densidad, R es el radio, V es la velocidad y a es la aceleración:

$$C_D = -\frac{8}{3} \frac{\rho_{pelota}}{\rho_{aire}} \frac{R_{pelota}}{V_{pelota}^2} a_{pelota} \quad (1)$$

Resultados y discusión

Se han cogido cuatro grupos de entre los ensayos realizados con pelotas de *ping-pong* (densidad 10 Kg/m^3) con velocidad de salida de 150 m/s (Grupo A), 100 m/s (Grupo B), 65 m/s (Grupo C) y 50 m/s (Grupo D). Se muestra en la figura 9 el coeficiente de resistencia instantáneo calculado frente al número de Reynolds instantáneo para cuatro

pelotas de cada caso. Asimismo, se muestra en la misma grafica el coeficiente de Reynolds estacionario de las esferas para distintas rugosidades.

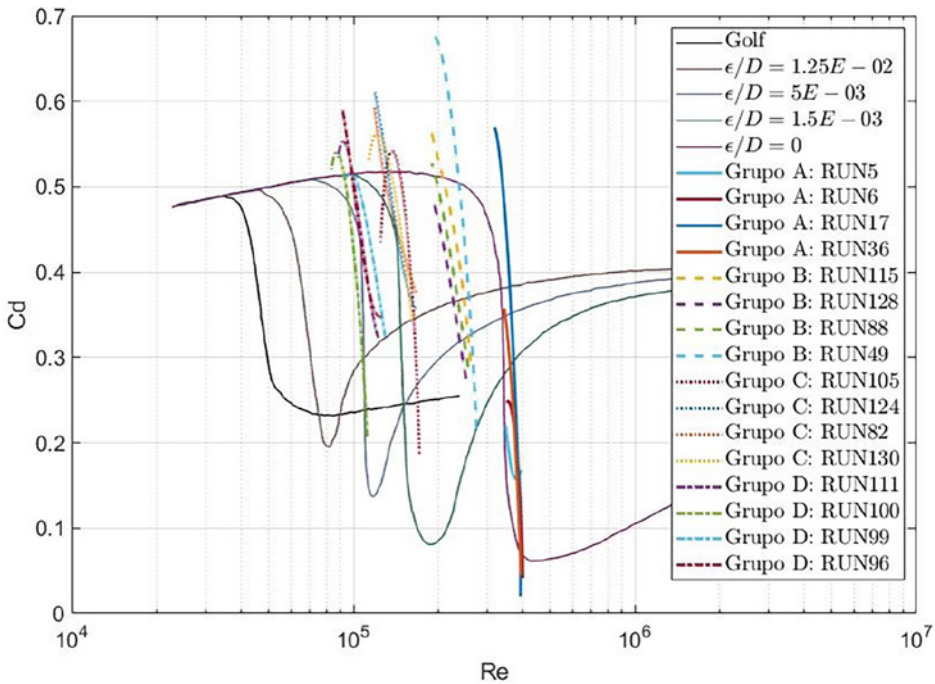


Figura 9. Resultados obtenidos

Puede observarse en la figura que a medida que las pelotas se desaceleran, el coeficiente de resistencia aumenta, pareciendo que el flujo inicialmente fuese turbulento y pasase a ser laminar. Asimismo, puede observarse que, si cogiésemos el punto medio para cada caso, el valor del coeficiente de resistencia sería menor que el valor estacionario.

Conclusiones

Se ha diseñado y construido un dispositivo experimental adecuado para el estudio de la resistencia en esferas en un campo fluido continuamente decelerado. Se ha realizado una campaña de ensayos utilizando dicho dispositivo para esferas con diámetro de 40 mm y densidad de 10 Kg/m^3 y velocidades iniciales de entre 50 y 150 m/s. Se ha establecido un procedimiento de análisis de los datos que ha resultado ser satisfactorio y se muestran los primeros resultados. Se concluye que a medida que el flujo se desacelera, el coeficiente de resistencia aumenta, pareciendo indicar que el flujo inicialmente fuese turbulento y pasase a ser laminar. Esto podría explicar la controversia existente en la literatura, pues dependiendo de que se origine esta transición de flujo, el coeficiente

de resistencia adoptaría diferente comportamiento. No obstante, nuevos estudios de mayor profundidad deberían llevarse a cabo para aceptar o rechazar esta hipótesis y poder ahondar en la física del problema.

Agradecimientos

Se agradece a la alumna Isabel Alonso Gallo por su valiosa participación en los ensayos y en el análisis durante su periodo de prácticas y la realización del TFG en el INTA, así como a su tutor académico Ángel Velázquez por los comentarios aportados. Asimismo, se agradece la participación del personal de Área de Aerodinámica Experimental del INTA en la preparación de los ensayos, en especial a Juan Carlos Martín Soler.

Referencias

1. Baars, W. J., Stearman, R. O., y Tinney, C. E. (2010). A Review on the Impact of Icing on Aircraft Stability and Control. *Journal of Aeroelasticity and Structural Dynamics*. N.º 2(1), pp. 35-52.
2. Cao, Y., Tan, W., y Wu, Z. (2018). Aircraft icing: An ongoing threat to aviation safety. *Aerospace science and technology*. N.º 75, pp. 353-385.
3. Caliskan, F., y Hajiyev, C. (2013). A Review of In-Flight Detection and Identification of Aircraft Icing and Reconfigurable Control. *Progress in Aerospace Sciences*. N.º 60, pp. 12-34.
4. García-Magariño, A., Sor, S., y Velazquez, A. (2015). Experimental characterization of water droplet deformation and breakup in the vicinity of a moving airfoil. *Aerospace Science and Technology*. N.º 45, pp. 490-500.
5. Sor, S., García-Magariño, A., y Velazquez, A. (2016). Model to predict water droplet trajectories in the flow past an airfoil. *Aerospace Science and Technology*. N.º 58, pp. 26-35.
6. Garcia-Magariño, A., Sor, S., y Velazquez, A. (2020). Droplet Deformation and Trajectory Without Interferences in the Incoming Airfoil Shoulder Region. *AIAA Journal*. N.º 58(8), pp. 3351-3367.
7. Temkin, S., & Mehta, H. K. (1982). Droplet drag in an accelerating and decelerating flow. *Journal of Fluid Mechanics*. N.º 116, pp. 297-313.
8. Igra, O., & Takayama, K. (1993). Shock tube study of the drag coefficient of a sphere in a non-stationary flow. *Proceedings of the Royal Society of London. Series A: Mathematical and Physical Sciences*. N.º 442(1915), pp. 231-247.
9. Jourdan, G., Houas, L., Igra, O., Estivalezes, J. L., Devals, C., & Meshkov, E. E. (2007). Drag coefficient of a sphere in a non-stationary flow: new results. *Proceedings of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*. N.º 463(2088), pp. 3323-3345.

Sistemas de depuración de aguas residuales para buques de la Armada: evaluación de alternativas y diseño preliminar para una F-100

Blanco Blázquez, Ida^{1,*}, Gonzalez-Gil, Lorena² y Devesa-Rey, Rosa²

¹ Armada Española, Ministerio de Defensa, Montalbán 2, 28014. Madrid.
iblancoablazquez@gmail.com (IBB)

² Centro Universitario de la Defensa en la Escuela Naval Militar (CUD-ENM), plaza de España s/n, 36920. Marín, Pontevedra, España. lorena.gonzalez@cud.uvigo.es (LGG);
rosa.devesa.rey@cud.uvigo.es (RDR)

* Autor principal y responsable del trabajo; iblancoablazquez@gmail.com (IBB)

Resumen: la política ambiental de la Armada y su Sistema de Gestión Medioambiental van orientadas a lograr buques de «contaminación cero», siendo necesario mejorar los sistemas de control de emisiones contaminantes, como son los vertidos de aguas residuales al mar. De hecho, con el fin de minimizar esta vía de contaminación, el Convenio MARPOL establece en muchos casos la necesidad de que los buques dispongan de una planta de tratamiento de aguas residuales, siendo muy probable que en los próximos años las exigencias sean mayores. Sin embargo, muchos sistemas de depuración de aguas residuales a bordo de buques presentan diversas limitaciones. Por lo tanto, en este trabajo se pretende, en primer lugar, realizar un análisis comparativo de las tecnologías de depuración aplicables en buques para posteriormente seleccionar y diseñar, de manera preliminar, una planta específica que permita mejorar la calidad de las aguas emitidas con un bajo coste. Para conseguirlo, teniendo siempre en cuenta el marco legal que regula los vertidos de aguas residuales en el mar, se ha desarrollado una metodología para evaluar múltiples sistemas de tratamiento en base a criterios ambientales, económicos, energéticos y técnicos (dimensiones y operabilidad). Además, se han analizado las plantas de depuración instaladas en buques de la Armada, lo que ha permitido proponer la sustitución de la planta físico-química de una fragata F-100 por un biorreactor de membrana de última generación. Se ha realizado un diseño preliminar del mismo, el cual contaría con un proceso A²O (anaerobio-anóxico-aerobio) y con membranas de hoja plana sumergidas, lo que resulta en un equipo compacto y altamente eficiente en la eliminación de materia orgánica, nitrógeno, fósforo y microorganismos, contribuyendo así a la preservación del medio marino por parte de las instituciones españolas.

Palabras clave: Aguas Residuales, Biorreactor de membrana, Depuración, Plataformas navales.

Introducción

Casi el 90 % de las mercancías exportadas por la Unión Europea y del mundo son transportadas por vías marítimas. Además, la Agencia Europea de Medio Ambiente prevé que para el año 2050 el transporte marítimo de pasajeros habrá crecido un 70 %, y el de mercancías hasta un 100 % [1]. Aunque su impacto ambiental es menor que el causado por el transporte aéreo o por carretera, sigue siendo relevante e irá en aumento, por lo que se están adoptando nuevas medidas que permitan mitigar las vías de contaminación derivadas de la navegación marítima, principalmente: gases de combustión, derrames de petróleo u otras sustancias, vertido de residuos sólidos y de aguas residuales.

Concretamente, la Organización Marítima Internacional (OMI) con el fin de prevenir tanto la contaminación accidental como a la causada por el funcionamiento normal de los buques, adoptó el Convenio MARPOL en 1973, aunque ha sufrido diversas actualizaciones a lo largo de los años. En él se incluyen reglas encaminadas a prevenir y reducir al mínimo la contaminación ocasionada por los buques, y es considerado el principal convenio internacional en este ámbito [2]. Cabe destacar que ninguna de las reglas es aplicable a «los buques de guerra ni a las unidades navales auxiliares, ni a los buques que, siendo propiedad de un Estado o, estando a su servicio, solo presten por el momento servicios gubernamentales de carácter no comercial», como es el caso de los buques de la Armada. No obstante, siempre que no entorpezca su capacidad operativa o sus objetivos, la Armada sigue sus directrices, ratificando así su compromiso con el medio ambiente.

La contaminación del mar por las aguas residuales grises (duchas, lavabos, lavadoras, lavavajillas, etc.) y negras (inodoros) generadas en los buques está regulada por el anexo IV de Convenio MARPOL [2]. En él se establece que todos los buques deben estar equipados con algún sistema de tratamiento de estas aguas residuales, siendo la opción más favorable medioambientalmente y con menores restricciones para ser descargadas durante la navegación: la instalación de una planta de tratamiento. Sin embargo, esta alternativa supone un incremento en los costes de instalación y operación, y debe ser capaz de satisfacer los cada vez más exigentes estándares de calidad actualmente marcados por la Resolución MEPC.227 (64) del 2012 [3]. De hecho, en esta nueva Resolución, además de las normas relativas al pH, coliformes termotolerantes, sólidos en suspensión, materia orgánica (en términos de DBO₅ y DQO) se incluyen límites para la emisión de nitrógeno y fósforo (nutrientes responsables de la eutrofización) en zonas categorizadas como especiales en el Convenio MARPOL, que en la anterior Resolución MEPC.159(55) del 2006 [3] no estaba contemplada. Esta nueva normativa implica que buena parte de las plantas de tratamiento instaladas en buques puedan no cumplir las nuevas exigencias.

Por lo tanto, el objetivo de este trabajo consiste en realizar un análisis comparativo de las tecnologías de depuración aplicables en buques, para posteriormente establecer una metodología que nos permita seleccionar el sistema de tratamiento más adecuado en base a criterios ambientales, económico y técnicos. Finalmente, se pretende realizar un diseño preliminar del sistema seleccionado para una fragata F-100 de la Armada, que nos permita conocer mejor las características del equipo y corroborar el cumplimiento de la normativa vigente.

Metodología

1.1 Análisis de tecnologías de tratamiento e implementación en buques de la Armada

En primer lugar, se lleva a cabo un análisis de las plantas de depuración instaladas en buques de la Armada Española. La finalidad es, por una parte, conocer el tipo de sistemas disponibles, y, por otra, identificar opciones de mejora en base a las nuevas tecnologías disponibles para depurar aguas a bordo. Para alcanzar este objetivo se han empleado tanto fuentes de información públicas como fuentes directas, manteniendo contacto personal con numerosos oficiales, suboficiales y marineros de distintas unidades. Además, se ha contrastado la información obtenida con el fabricante de dichos sistemas, la empresa DETEGASA.

1.2 Metodología para la selección del sistema de depuración

Existen multitud de factores ambientales, económicos, y operacionales que deben ser sopesados a la hora de elegir un sistema de depuración de aguas residuales [4], por lo que es necesario unificarlos y establecer unos criterios específicos que permitan una comparación sencilla y objetiva de diferentes tecnologías. En este trabajo se adapta la metodología desarrollada por Çiçek [5], en la que se combina un proceso analítico de jerarquía difusa para la ponderación de criterios (F-AHP) y una técnica difusa de preferencia de orden por similitud a la solución ideal (F-TOPSIS) para evaluar diferentes tecnologías. Se concluye que son 5 los criterios más relevantes para escoger un sistema de tratamiento de aguas residuales en buques, pero su nivel de importancia varía, por lo que se la atribuye un valor numérico (tabla 1).

Criterio	Puntuación asignada
Beneficios ambientales	5
Coste de adquisición, operación y mantenimiento	4
Dimensiones	3
Operabilidad	2
Consumo energético	1
Puntuación total (máxima)	15

Tabla 1. Criterios de selección y nivel de importancia según la puntuación asignada

Una vez establecidos los criterios, se elabora una matriz de decisión para cuantificar el nivel de cumplimiento de las distintas alternativas tecnologías frente a cada uno de ellos. Se sigue el modelo presentado en la tabla 2. Es decir, si la alternativa A cumple el criterio de manera favorable se suma la puntuación completa del mismo y se asigna el color verde a la casilla. Si el sistema no destaca para bien ni para mal en lo referente a ese criterio, la casilla será amarilla y sumará la mitad de la puntuación. Si el criterio no se cumple, la casilla será roja y no puntúa. La suma de todos los valores nos permite comparar de una forma semicuantitativa y rigurosa distintas alternativas tecnológicas.

	Ambiental (5)	Costes (4)	Dimensión (3)	Operabilidad (2)	Energía (1)	TOTAL (máx. 15)
Tecnología A	(5)	(2)	(0)	(2)	(0)	9
Tecnología B	(2,5)	(0)	(3)	(1)	(1)	7,5

Tabla 2. Ejemplo de matriz de decisión en la que se comparan dos alternativas tecnológicas en base a los criterios y las puntuaciones (entre paréntesis) establecidas en la tabla 1

1.3 Consideraciones para el diseño de una planta de tratamiento de aguas residuales de una F-100

El diseño del sistema de tratamiento se realiza para una fragata concreta de la serie F-100 (F-103). Se ha tomado como referencia este tipo de fragatas principalmente porque no se encuentran en una fase muy avanzada de su tiempo de vida útil, se tiene constancia de que sus sistemas de depuración requieren ciertas mejoras y además navegan por zonas especiales (Convenio MARPOL) que requieren de eliminación de *N* y *P*. Los pasos seguidos para realizar el diseño preliminar del sistema de depuración seleccionado se resumen a continuación:

1. Estimación del caudal de agua residual generada (suma de aguas grises y negras).
2. Estimación de las características (concentración de contaminantes) del agua residual generada.
3. Determinar la configuración del proceso más apropiado para los objetivos marcados.
4. Determinar las dimensiones y características principales de operación de cada unidad.
5. Estimar las características que tendrá el efluente tras el proceso de depuración y verificar el cumplimiento de la normativa.

Puesto que no se disponen de datos experimentales sobre el caudal y las características del agua residual generada en la F-103, la estimación del caudal máximo para el que

se debe diseñar la planta se hace en base a la dotación máxima del personal en el buque, que para el caso de la F-103 es de 236 personas. Existen diversos estudios en los que se cuantifica el caudal generado por persona de aguas grises (170 L/d) y negras (34 L/d), y su carga contaminante en buques con características similares a la fragata en estudio [6, 7]. Por lo que la estimación de los pasos 1 y 2 se hace en base a esta información. Para llevar a cabo los pasos 3, 4 y 5 se sigue el procedimiento correspondiente a la tecnología seleccionada que se establece en el manual de Metcalf & Eddy sobre sistemas de depuración de aguas residuales [4].

Cabe señalar que la metodología seguida para la selección y diseño de la mejor tecnología en un buque distinto a la F-103 sería muy similar, simplemente habría que adaptar la estimación de caudales y características del influente, considerar el tiempo y las zonas de navegación y, si fuera el caso, incluir restricciones concretas en las dimensiones máximas.

Resultados y discusión

2.1 Sistemas de tratamiento de aguas residuales y su implantación en barcos de la Armada Española

El Tratamiento de Aguas Residuales (TAR) en buques se puede realizar mediante plantas físico-químicas o biológicas. Como se puede observar en la tabla 3, la mayoría de las plantas suministradas por DETEGASA a buques de la Armada Española son del tipo físico-químicas (FQ), salvo en el caso del buque Tarifa que se trata de una planta biológica (modelo STPN-1260).

En funcionamiento de todas las plantas FQ instaladas en buques de la Armada es muy similar. En primer lugar, se lleva a cabo una separación de sólidos sedimentables por decantación seguida de un proceso químico de coagulación-floculación, que facilita la posterior decantación de coloides y sólidos en suspensión no sedimentables. Finalmente, el efluente es sometido a una etapa de desinfección (mayoritariamente mediante la adición de hipoclorito) para reducir el contenido de coliformes totales. Este tratamiento físico-químico es eficaz para reducir el contenido de sólidos y en coliformes, pero es insuficiente para reducir el contenido en materia orgánica, nitrógeno y fósforo que están disueltos en el agua residual. Para ello, es necesario aplicar un tratamiento biológico. Los buques que disponen de estas plantas cuentan con un tanque colector donde se produce una decantación primaria de sólidos, seguido de un reactor biológico aireado (habitualmente fangos activos), donde los microorganismos son capaces de degradar materia orgánica disuelta y, dependiendo del proceso, también nitrógeno y fósforo. Tras este reactor se lleva a cabo una decantación secundaria de los fangos y posteriormente un proceso de desinfección. Cabe destacar que el convenio MARPOL recomienda optar

por tecnologías de desinfección como la radiación UV o el ozono, en vez de la cloración, dado su mayor impacto sobre el medio marino.

Buque	Modelo planta TAR	Buque	Modelo planta TAR
Alerta	FQ-15	Las Palmas	FQ-15
Álvaro de Bazán	FQ-24	Méndez Núñez	FQ-24
Arnomendi	FQ-15	Meteoro	FQ-15
Atalaya	FQ-15	Navarra	FQ-50
Audaz	FQN-15	Numancia	FQ-50
Blas de Lezo	FQ-24	Patiño	FQ-24
Canarias	FQ-50	Rayo	FQ-15
Cantabria	FQ-40	Reina Sofía	FQ-50
Castilla	FQ-36	Relámpago	FQ-15
Centinela	FQ-15	Santa María	FQ-50
Cristóbal Colon	FQ-24	Segura	FQ-10
Duero	FQ-10	Sella	FQ-10
Furor	FQN-15	Serviola	FQ-15
Galicia	FQ-36	Tajo	FQ-10
Hespérides	FQ-22	Tambre	FQ-10
Infanta Cristina	FQ-22	Tarifa	STPN-1260
Infanta Elena	FQ-22	Tornado	FQ-15
J. S. Elcano	FQ-50	Turia	FQ-10
Juan Carlos I	FQ-125	Victoria	FQ-50
Juan de Borbón	FQ-24	Vigía	FQ-15

Tabla 3. Buques de la Armada y sus modelos de Planta de Tratamiento de Aguas Residuales (TAR) suministrados por DETEGASA

Además de los tratamientos convencionales de coagulación-floculación mayoritarios en la flota actual de la Armada, hoy en día existen nuevos procesos capaces de mejorar la calidad del agua residual. En este trabajo se han seleccionado para su posterior comparación aquellos que podrían suponer mayores beneficios y que serían compatibles para la sustitución de las actuales plantas de las F-100 o para su implantación en futuros buques. Como se ha comentado, una opción es emplear un reactor biológico de fangos activos como en el caso del buque Tarifa, aunque se trata de equipos ampliamente probados y económicos existen nuevos avances tecnológicos con mejores rendimientos, como es el caso de los Biorreactores de Membranas (MBR, en sus siglas en inglés) [4, 8]. Estos sistemas son el resultado de la combinación de dos procesos: la degradación biológica por fangos activos y la filtración por membranas de baja presión, por lo que no es necesario un decantador secundario. Se trata de equipos compactos y capaces de alcan-

zar altos estándares de depuración del agua, reduciendo los costes posteriores asociados a la desinfección [9,10]. Finalmente, otra opción a considerar que permitiría eliminar los contaminantes que permanecen disueltos tras un tratamiento FQ o biológico por fangos activos, sería emplear un módulo de ósmosis inversa, cuya operación es simple y ampliamente conocida para la potabilización de agua de mar a bordo de numerosos buques, dada la alta pureza del efluente obtenido [8].

2.2 Sistema de depuración seleccionado para una F-100

Para llevar a cabo el proceso de selección del sistema de tratamiento de aguas residuales en una F-100, se llevan a cabo dos matrices de decisión. La primera (tabla 4) se emplea para comparar las alternativas tecnológicas destinadas a eliminar contaminantes principales (sólidos, materia orgánica o nutrientes). La segunda matriz (tabla 5) sirve para identificar el proceso de postratamiento (desinfección) más adecuado.

	Ambiental (5)	Costes (4)	Dimensión (3)	Operabilidad (2)	Energía (1)	TOTAL (máx. 15)
Coagulación-floculación						5,5
Ósmosis inversa						6
Fangos activados						7
Biorreactor de membrana						9

Tabla 4. Matriz de selección del proceso principal

Como se puede observar en la tabla 4, los actuales sistemas de coagulación-floculación implantados en la mayor parte de buques de la Armada, son los que menos beneficios ambientales presentan y podrían no ser suficientes para cumplir los cada vez más exigentes límites de emisión. Como era de esperar, la ósmosis inversa y el biorreactor de membrana son los que mejor calidad del efluente van a proporcionar. Sin embargo, los costes de adquisición y mantenimiento son mayores en estos sistemas a causa de sus membranas, especialmente en el caso de la ósmosis inversa. La principal diferencia entre ambos sistemas se encuentra en sus dimensiones. Cabe destacar, que en este criterio no se contempla únicamente las dimensiones del equipo en sí, sino de la planta de tratamiento en su conjunto. Por ello, aunque el equipo de ósmosis inversa no posee grandes dimensiones, para evitar la saturación de las membranas sería necesario instalar primero los tanques de coagulación-floculación y un sistema de microfiltración. En cambio, con el biorreactor de membrana el proceso se simplifica, pudiendo suprimirse incluso el decantador primario; se reduce el tamaño respecto a los fangos activos y también las dimensiones del tanque de desinfección. Teniendo en cuenta lo anteriormente expuesto, la implementación de un biorreactor de membrana resulta la mejor alternativa para tratar aguas residuales a bordo de buques.

Por lo que respecta a los sistemas de desinfección, se puede observar en la tabla 5 que la instalación de lámparas UV seguido por muy poca diferencia de la ozonización serían los sistemas más recomendados. La selección entre ambos métodos sigue siendo un tema ampliamente discutido [9]. Lo que sí se demuestra es que ambos sistemas tienen claras ventajas frente a la cloración, que tal y como indica el Convenio MARPOL es la opción menos aconsejable, dado el impacto negativo que este compuesto y sus derivados presentan sobre el medio marino. Con la radiación UV se minimiza la emisión de subproductos perjudiciales, en cambio su principal desventaja radica en la necesidad de disponer de un sistema de tratamiento previo eficaz para que la carga de contaminación del agua no sea muy elevada, pero este inconveniente no existiría si la unidad previa es un biorreactor de membrana.

	Ambiental (5)	Costes (4)	Dimensión (3)	Operabilidad (2)	Energía (1)	TOTAL (máx. 15)
Lámparas UV						10.5
Ozonización						10
Cloración						7

Tabla 5. Matriz de selección del proceso de desinfección

2.3 Diseño preliminar de la unidad principal: biorreactor de membrana

El diseño de cualquier tipo de tecnología de tratamiento de aguas residuales debe comenzar por la estimación de los caudales y caracterización del influente a depurar. Según un estudio de la EPA en el que se incluyen buques de las Fuerzas Armadas, la generación de aguas grises por persona es la misma en buques grandes y medianos (similares a las fragatas F-100) [6] y ronda los 170 L/d, por lo que el caudal máximo generado en la F-103 (dotación máxima de 236 personas) sería de 40 m³/d. La generación de aguas negras por persona es mucho menor (34 L/d), lo que supone aproximadamente un 17 % (8 m³/d) del caudal total del agua residual generada. Sin embargo, como se puede observar en la tabla 6, su carga contaminante es mucho mayor que la presente en las aguas grises [7].

Parámetro	Aguas negras	Aguas grises	Influente total	Efluente (Máx. legal [3])
Caudal (m3/d)	8	40	48	
DQO (mg/L)	2.900	1.440	1.684	125
DBO (mg/L)	520	540	537	25
SST (mg/L)	1.700	802	952	35
Nitrato (mg/L)	2,2	3,2	3,0	
Nitrógeno total Kjeldahl (mg/L)	270	140	162	20
Fósforo total (mg/L)	34,4	3,3	8,5	1
Coliformes/100 ml	17.000.000	142.000	2.957.286	100

Tabla 6. Caracterización estimada del influente total obtenido a partir de las aguas grises y negras generadas en una fragata F-103 y comparación con los valores que el efluente debería alcanzar después del tratamiento para cumplir la legislación. DQO: demanda química de oxígeno; DBO: demanda biológica de oxígeno; SST: sólidos en suspensión totales

Con el fin de tratar las aguas anteriormente descritas mediante un biorreactor de membrana, se han estimado las dimensiones y demás parámetros de diseño correspondientes tanto al proceso biológico como a la membrana que deberían conformar el equipo (tabla 7).

Parámetros de diseño del biorreactor		Parámetros de diseño de la membrana	
Configuración	Anaerobio-anóxico-aerobio (A ² O)	Configuración	Sumergida
Tiempo de retención celular	21 d	Tipo membrana	Hoja plana
Tasa recirculación nitratos (aerobia-anóxica)	6	Fabricante	Kubota
Tasa recirculación fangos (aerobia-anaerobia)	0,5	Periodos de filtración/relajación	9/1 min
Concentración de fangos	12 g SST/L	Mantenimiento	Soplado aire
Volumen tanque aerobio	6,5 m ³	Tamaño de poro	0,4 μm
Volumen tanque anóxico	1,3 m ³	Área superficial específica	150 m ² /m ³
Volumen tanque anaerobio	6,6 m ³	Flujo	22 L/m ² /h
Volumen total biorreactor	14,4 m ³	Área total membrana	91,2 m ²

Tabla 7. Características principales estimadas para un biorreactor de membranas en la fragata F-103

Dada la alta carga de *N* y *P* presentes en el agua residual a tratar, es necesario seleccionar un proceso que permita cumplir las exigencias en zonas especiales para estos contaminantes. Existen diferentes configuraciones para alcanzar este objetivo, pero dada su simplicidad y menor consumo energético, se considera que el proceso A²O sería el más conveniente (tabla 7). De este modo, el biorreactor contaría con 3 tanques dispuestos en el siguiente orden: anaerobio (eliminación de *P*), anóxico (desnitrificación) y aerobio (nitrificación y eliminación de materia orgánica). En la cámara aerobia se encontrarían también las membranas, encargadas de la separación sólido-líquido (fangos-efluente). Parte de los sólidos se recirculan a la cámara anaerobia y parte del líquido a la anóxica.

Finalmente, se han estimado las concentraciones de *N* (19,9 mg/L) y *P* (0,77 mg/L) a la salida del biorreactor de membranas diseñado, lo que confirma que el efluente cumpliría la normativa más estricta correspondiente a zonas especiales, como es el caso del Mar Mediterráneo, por las que habitualmente navegan buques de la Armada. Estos resultados relativos a la alta calidad del efluente están de acuerdo con lo observado en otros estudios [10].

Conclusiones

La mayor parte de las plantas de tratamiento de aguas residuales instaladas en la actualidad en buques de la Armada son de tipo físico-químico. Esta tecnología es insuficiente para alcanzar los cada vez más exigentes límites de emisión recogidos en el marco

del Convenio MARPOL. La metodología establecida en este estudio para evaluar diferentes alternativas tecnológicas ha permitido concluir que la mejor opción, para una fragata F-100, sería implantar un biorreactor de membrana de aproximadamente 15 m³ con el proceso A²O. Aunque las necesidades de desinfección después de un biorreactor de membrana son mucho menores que en las actuales plantas, se recomienda una etapa de postratamiento con lámparas UV para asegurar la máxima eliminación de microorganismos que puedan estar presentes. Esta combinación de tecnologías destaca por la alta calidad de los efluentes, por lo que estos se podrían reutilizar para labores de limpieza del barco e inodoros.

Agradecimientos

Los autores agradecen al CUD-ENM el apoyo prestado para esta investigación (PICUD-2020-03).

Referencias

1. European Environment Agency. Aviation and shipping in the spotlight [en línea]. [Consulta: 22 agosto 2022]. Disponible en: www.eea.europa.eu/signals/signals-2016/articles/aviation-and-shipping-in-the-spotlight
2. Organización Marítima Internacional (OMI). (1973). Convenio internacional para prevenir la contaminación por los buques (MARPOL). Texto modificado en 1978.
3. Marine Environment Protection Committee. (2006). MEPC.227 (64) - 2012 Guidelines on Implementation of Effluent Standards and Performance Tests for Sewage Treatment Plants (STP). MEPC.159(55) - Guidelines on Implementation of Effluent Standards and Performance Tests for STP.
4. Metcalf & Eddy. (2014). Wastewater Engineering: Treatment and Resource Recovery. *McGraw-Hill*.
5. Cicek, K. (2019). Knowledge-based expert system on the selection of shipboard wastewater treatment systems. *Journal of ETA Maritime Science*. N.º 7(2), pp. 101-15.
6. U. S. Environmental Protection Agency (EPA). (2011). Graywater Discharges from Vessels, WA.
7. Knerr, H., Rechenburg, A., Kistemann, T., Schmitt, T. G. (2011). Performance of a MBR for the treatment of blackwater. *Water Science & Technology*. N.º 63(6), pp.1247-54.
8. Morehouse CH, Eley WD. (2003). Evaluation of New Technology for Shipboard Wastewater Treatment. *Oceans 2003 (IEEE Cat. No.03CH37492)*. N.º 2, pp. 748-53.

9. Vázquez-Rodríguez (ed.). (2018) Eliminación de microcontaminantes orgánicos presentes en aguas residuales urbanas mediante MBR combinado con oxidación avanzada y con filtración por membranas. *Tesis Doctoral, Universidad de Alicante*.
10. Cai, Y., Ben, T., Zaidi, A., Shi, Y., Zhang, K. (2019). Nitrogen removal augmentation of ship sewage by an innovative aerobic anaerobic micro-sludge MBR technology. *Process Biochem.* N.º 82, pp. 123-34.

Amplificación de la turbulencia a través de una onda de choque en régimen hipersónico

Cuadra, A.* , Huete, C.** y Vera, M.

Depto. de Ingeniería Térmica y de Fluidos, Universidad Carlos III de Madrid, 28911, Leganés

* Autor principal y responsable del trabajo; correo electrónico: acuadra@ing.uc3m.es (AC)

** Correo electrónico: chuete@ing.uc3m.es (CH)

Resumen: el interés por el desarrollo de armas hipersónicas está aumentando en los últimos años de forma notable. Las principales potencias mundiales han ensayado con éxito misiles hipersónicos de crucero, que, a diferencia de sus competidores directos (misiles balísticos o de crucero subsónico), ofrecen maniobrabilidad a velocidades que superan en un factor de orden 5 la velocidad del sonido. No obstante, aún existen fuertes barreras tecnológicas que impiden que estos misiles puedan considerarse una alternativa fiable en el corto plazo. Las altas cargas térmicas que afectan a la estructura, la formación de plasma inducido por intensas ondas de choque que interfiere con la comunicación, así como la estabilidad aerodinámica por la presencia de zonas turbulentas en órbitas bajas son problemas de gran envergadura técnica. En este trabajo, calculamos el incremento de la intensidad de la turbulencia al atravesar una onda de choque en régimen hipersónico, el cual tiene interés en los tres problemas mencionados. Encontramos que la intensidad y la energía cinética turbulenta (TKE) de las fluctuaciones se amplifican más a través del choque que en el caso con química congelada (régimen no hipersónico). Además, el número de Reynolds turbulento también se amplifica a través del choque para números de Mach hipersónicos en presencia de disociación y excitación vibratoria, a diferencia de la atenuación observada en el caso con química congelada. La presencia de múltiples especies químicas remodela la curva TKE vs el número de Mach incidente, generando dos máximos que se ajustan bastante bien a los procesos de disociación del O_2 y N_2 . Las condiciones de salto sin perturbaciones a lo largo del choque se calculan utilizando Combustion Toolbox, un código termoquímico propio capaz de capturar fenómenos de alta temperatura como disociación, ionización y recombinación en mezclas multicomponente, que resultan ser los efectos dominantes en los choques hipersónicos en aire.

Palabras clave: Misiles Hipersónicos, Ondas de Choque, Turbulencia, Termoquímica.

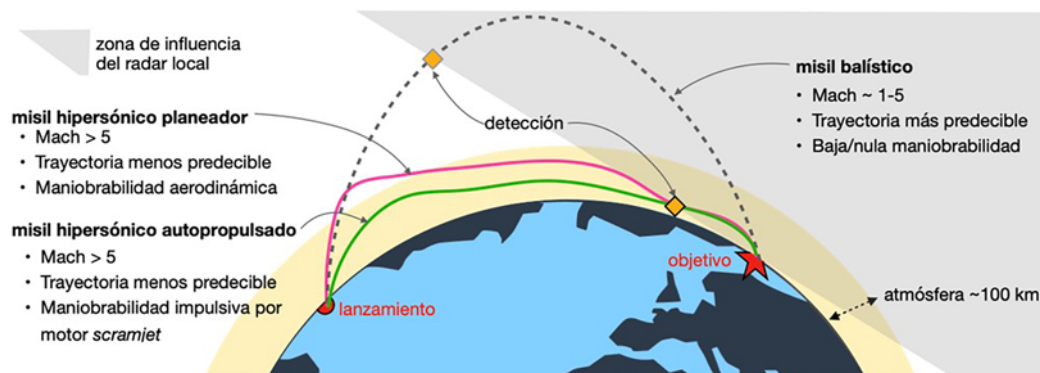


Figura 1. Trayectorias características de misiles de largo alcance: balístico vs hipersónico

Introducción

Las tecnologías hipersónicas se han investigado durante más de seis décadas, pero su atención se ha visto incrementada en los últimos años debido al aumento significativo de las tensiones geopolíticas entre las principales potencias mundiales [1]. De hecho, el número de publicaciones sobre fenomenología hipersónica ha aumentado constantemente desde principios de los años 80 debido a su renovada relevancia en aplicaciones aeronáuticas, astronáuticas y militares [2].

El principal interés, desde el punto de vista militar, está asociado con los misiles de largo alcance, capaces de recorrer distancias transoceánicas. Los misiles de largo alcance que están actualmente en servicio son principalmente de tipo balístico. Estos están caracterizados por una trayectoria cuasi-parabólica, de gran ascenso y descenso como se muestra en la figura 1. La principal ventaja es que la tecnología base (un cohete multi-etapa cuando son lanzados desde tierra) está muy afianzada por lo que tienen una alta fiabilidad. Consecuentemente, los sistemas de defensa también están muy desarrollados y permiten detectar el misil incluso en la etapa de ascenso. No obstante, la trayectoria cuasi-parabólica es una simplificación si nos fijamos en los misiles balísticos actuales, los cuales incluyen maniobrabilidad aerodinámica (pasiva) y/o impulsiva (activa), lo que hace que sea mucho más complicada una eventual interceptación [3]. Además, algunos de estos misiles (Kinjal Kh-47M2, Zircon 3M22; desarrollados en Rusia) también pueden ser catalogados como hipersónicos en relación con su velocidad (número de Mach mayor o igual a 5). Sin embargo, la categoría de misil hipersónico suele asociarse a misiles de trayectoria no balística y régimen de vuelo de Mach > 5, que vienen a cubrir las carencias de los misiles balísticos: por un lado, pueden hacer trayectos intercontinentales a mucha menor altitud, lo que retrasa su detección por medios terrestres (ver figura 1) y, por otro lado, presentan una mayor maniobrabilidad [4]. Los misiles hipersónicos pueden englo-

barse en dos grandes categorías: vehículos de planeo hipersónico y vehículos autopro-pulsados que respiran aire.

Los misiles de planeo hipersónico están basados en tecnología consolidada y su efectividad está relativamente comprobada. La mayor dificultad reside en la maniobra-bilidad y el control. Los misiles hipersónicos autopro-pulsados, además, involucran un motor (típicamente un estatoreactor de combustión supersónica o *scramjet*) que ha de operar en condiciones muy exigentes de forma sostenida. A diferencia del motor cohete, que obliga a la aeronave a cargar con el oxígeno (70 % del peso de la mezcla reactiva), el *scramjet* aprovecha el oxígeno del aire, haciéndolo mucho más ligero. Por contra, es mucho más complicado de operar y solo funciona a partir de determinadas velocidades supersónicas, por lo que necesita de una primera etapa o ha de ser lanzado por un vehí-culo supersónico. El carácter hipersónico ($Mach > 5$) y por tanto supersónico ($Mach > 1$) de estos misiles conlleva irremediabilmente la aparición de ondas de choque sobre el fuselaje de la aeronave. Las ondas de choque son frentes de compresión que aumentan la temperatura, la densidad y la presión del gas, típicamente en una relación que va con el número de Mach normal al frente de onda al cuadrado. Además de la onda de choque de morro —una onda de choque oblicua formada en la parte más frontal de la aeronave— se generan más ondas secundarias en función de la morfología de la aereo-nave. Para el caso de vehículos planeadores, como ocurre con la reentrada de transbor-dadores espaciales como el Shuttle, la onda de choque de morro dicta las condiciones aerotérmicas del aire que envuelve la aeronave. Teniendo en cuenta que la presión y la temperatura pueden aumentar en varios órdenes de magnitud a través del choque, la predicción de las propiedades del flujo tras la onda de choque es fundamental para el diseño aerodinámico del fuselaje, pues este ha de soportar cargas térmicas muy eleva-das, aumentadas a su vez por la fricción del flujo de aire con la aeronave en la capa límite. Por ello, la aeronave es equipada con Sistemas de Protección Térmica (TPS, por sus siglas en inglés) [5]. En condiciones de reentrada, el número de Reynolds que caracteriza el flujo de aire alrededor de la aeronave, y por tanto las propiedades aerodinámicas, es relativamente bajo debido a la baja densidad del aire exterior, lo que provoca que el flujo sea principalmente laminar y la turbulencia juegue un papel secundario. El papel de la turbulencia crece, sin embargo, a medida que la aeronave disminuye de altitud y la densidad del aire aumenta [6].

Los misiles hipersónicos planeadores requieren una densidad mínima de aire para sustentarse mientras avanzan a gran velocidad. De igual forma, los misiles autopro-pulsados por *scramjet* demandan oxígeno —y por tanto, aire— para la combustión. A medida que la altitud disminuye —y este es el objetivo de los misiles hipersónicos: una trayec-toria de crucero de baja altitud a gran velocidad— la densidad aumenta y con ello crece el número de Reynolds asociado al flujo que envuelve la aeronave, incrementando la

intensidad de la turbulencia generada, por ejemplo, en la capa límite del fuselaje. Junto con la turbulencia inducida por la interacción del aire con la aeronave podemos encontrar la turbulencia atmosférica, como se muestra en la figura 2. Si bien la turbulencia es generalmente un fenómeno no deseado en el vuelo de una aeronave, especialmente porque afecta a la maniobrabilidad y el control de esta, puede presentar efectos positivos como, por ejemplo, mejorar el mezclado del combustible con el aire en la cámara de combustión. Esto es de gran importancia porque, en condiciones supersónicas dentro de la cámara de combustión el combustible y el aire tienen que mezclarse a nivel microscópico para poder reaccionar, y el tiempo de residencia es del orden del milise-gundo [7]. Las ondas de choque también se ven afectadas por la turbulencia, deformándose y adaptándose a las propiedades cambiantes del flujo turbulento. Paralelamente, las ondas también pueden modificar la turbulencia y promover la ignición de la capa de mezcla [8]. Cuando las ondas de choque aparecen en condiciones hipersónicas, la intensa compresión conduce al gas a altas temperaturas que pueden activar fenómenos termoquímicos complejos, como la excitación vibracional, la disociación, la excitación electrónica y la ionización. Por tanto, las ondas de choque tienen dos efectos positivos para el *scramjet*: aumentan la turbulencia, que favorece el mezclado y las reacciones en la cámara de combustión, y fomenta la disociación del oxígeno molecular, que disminuye el tiempo de ignición.

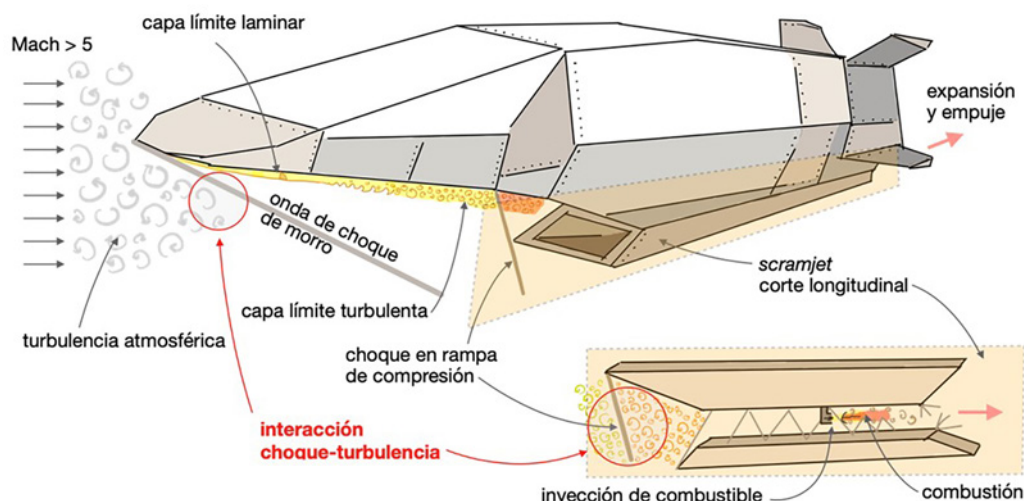


Figura 2. Esquema de la interacción choque-turbulencia en un misil hipersónico (número de Mach de vuelo > 5) equipado con un motor scramjet en la parte inferior de la aeronave

La interacción de los choques hipersónicos con la turbulencia en el aire se aborda en este trabajo utilizando un análisis de Interacción Lineal (LIA, por sus siglas en inglés).

Suponiendo que la turbulencia se compone de pequeñas fluctuaciones de vorticidad y que las perturbaciones aguas abajo se pueden separar, utilizando la descomposición de Kovaznay, en modos independientes de vorticidad, entropía y sonido, se utiliza el LIA para calcular la amplitud de los modos de perturbación posteriores al choque, siguiendo los trabajos pioneros de Ribner [9]. El análisis exige la linealización de la curva Rankine-Hugoniot (RH), previamente calculada con Combustion Toolbox [10]. Este código termoquímico incluye rutinas para resolver con precisión procesos que implican fuertes cambios en la presión dinámica, como detonaciones en estado estacionario y ondas de choque que implican transformaciones en la estructura molecular del gas (ver DESEi+d 2022-214 para más detalles sobre otras capacidades de Combustion Toolbox). Aquí, a diferencia de nuestro trabajo anterior [11] que abordó gases diatómicos simétricos de una sola especie, la curva de RH no se puede expresar analíticamente en términos de parámetros fundamentales, como las temperaturas características de rotación, vibración o disociación. No obstante, el enfoque actual se beneficia de la inclusión de efectos más complejos, como la recombinación en gases de múltiples especies y la ionización, lo que aumenta el rango de aplicación de la teoría a los números de Mach más allá de 10. Además de las suposiciones en el estándar LIA, la incorporación de efectos termoquímicos requiere que el tamaño característico de la corrugación de choque sea mucho mayor que el grosor de la región termoquímica en no-equilibrio detrás del mismo. Se espera que la precisión de esta aproximación en los sistemas hipersónicos prácticos mejore a medida que aumenta el número de Mach de vuelo, ya que la temperatura detrás del choque aumenta con el número de Mach, y también cuando la altitud disminuye, pues aumenta la densidad. Ambas condiciones promueven las colisiones intermoleculares y, por tanto, el tiempo para alcanzar el equilibrio termoquímico es más corto.

Propiedades del aire detrás de la onda de choque

Considérese primero el problema de una onda de choque normal, no perturbada, en una corriente de aire fría, no viscosa e irrotacional. La densidad, la presión, la velocidad del flujo y la entalpía previas al choque se indican en el marco de referencia del choque, respectivamente, como ρ_1 , p_1 , u_1 , h_1 . Las variables de flujo correspondientes en el gas posterior al choque se indican como ρ_2 , p_2 , u_2 , h_2 . Las relaciones RH correspondientes son

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{\rho_1 u_1^2}{p_1} \left(1 - \frac{\rho_1}{\rho_2}\right) \quad \text{y} \quad \frac{h_2}{h_1} = 1 + \frac{1}{2} \frac{u_1^2}{h_1} \left[1 - \left(\frac{\rho_1}{\rho_2}\right)^2\right], \quad (1)$$

habiendo hecho uso de la ecuación de la continuidad, que dicta que el flujo másico por unidad de área de la onda de choque no varía, $\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2$. Nótese que, para una onda de choque oblicua, las relaciones son las mismas si u_1 y u_2 hacen referencia a la componente normal de la velocidad medida desde el choque. Estas ecuaciones se complementan con las ecuaciones de estado de gas ideal $p = \rho R_g T$, donde es la constante de gas de la

mezcla de gases, y la función de estado correspondiente para la entalpía, que depende de la temperatura y de las propiedades de la mezcla. Téngase en cuenta que la entalpía se reduce a $h = \gamma/(\gamma - 1)p/\rho$ para un gas caloríficamente perfecto, donde el cociente de calores específicos es constante (igual a 1,4 para el aire). Esto permite describir (1) con $\rho_1 u_1^2/p_1 = \gamma M_1^2$ y $u_1^2/h_1 = (\gamma - 1)M_1^2$, para el salto de presiones y entalpía, respectivamente, donde la función $M_1 = u_1/a_1$ es el número de Mach delante de la onda de choque y es la velocidad del sonido aguas arriba. Sin embargo, la hipótesis de gas caloríficamente perfecto no se puede mantener en condiciones hipersónicas. En nuestro caso, $h(T)$ se modela con el uso de la base de datos de la NASA mediante los polinomios NASA 9 [12], que tienen un rango de hasta 20.000 K, aunque este límite puede variar con la especie química. Para resolver las propiedades del flujo detrás de la onda de choque hacemos uso de Combustion Toolbox, que implementa la anterior base de datos citada. Estas son, conocido el estado del flujo libre (temperatura, presión y velocidad relativa a la onda de choque), las propiedades detrás de la onda que quedan determinadas por la condición del equilibrio termoquímico.

La figura 3 (a) muestra la curva de Rankine-Hugoniot (RH) que relaciona el salto de presiones con respecto a la inversa del salto de densidades a través de una onda de choque. Los cálculos se han realizado con aire en condiciones estándar aguas arriba de la onda ($T_1 = 300$ K, $p_1 = 1$ atm, y composición volumétrica $\{N_2, O_2, Ar, CO_2\} = \{78,08; 20,95; 0,9365; 0,0319\}$). Debido a los efectos endotérmicos, se ve claramente cómo la recombinación y la disociación aumentan la relación de compresión con respecto a la de un gas termoquímicamente congelado (línea discontinua), que supone constantes los valores de $Rg \approx 287$ J/(kg·K) y $J/(kg K)$ Y $c_v = Rg/(\gamma - 1) \approx 715,5$ J/(kg·K). Los resultados se han

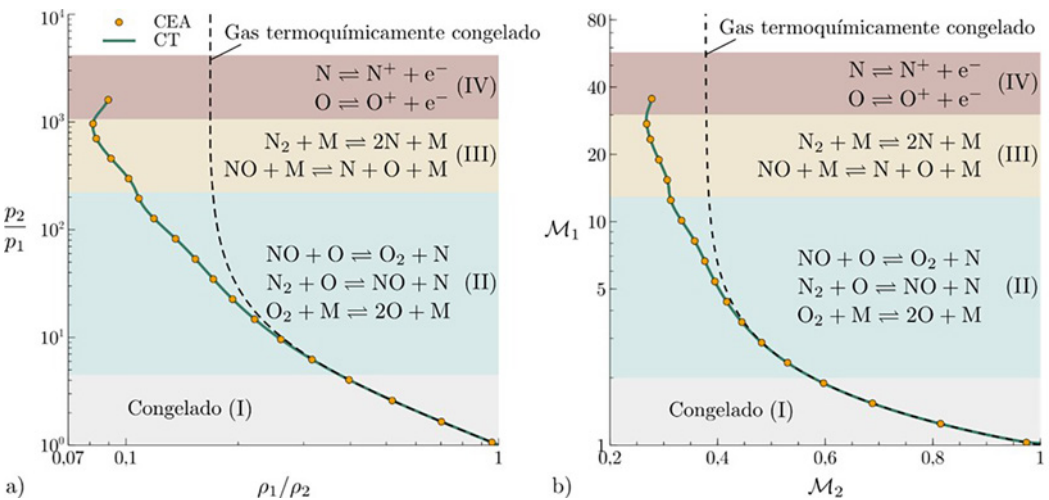


Figura 3. Curvas de RH (a) y número de Mach aguas arriba como función del número de Mach aguas abajo (b) para aire con $T = 300$ K, presión = 1 atm. Números romanos: regiones con las reacciones dominantes

comparado con el código *Chemical Equilibrium with Applications* (CEA) de la NASA [13], mostrando una excelente concordancia en todo el rango de validez. La figura 3 (b) muestra el número de Mach aguas arriba frente al número de Mach aguas abajo $M_2 = u_2/a_2$ para las mismas condiciones. De manera similar, se observa que, para números de Mach elevados, el flujo aguas abajo es mucho más subsónico (disminuye M_2) lo que tiene fuertes implicaciones en el acoplamiento de la onda de choque con el entorno del fuselaje. Otro efecto —no mostrado en las figuras por brevedad— es el carácter endotérmico de las reacciones de disociación e ionización. Por ejemplo, la predicción de la temperatura detrás de una onda de choque normal con $M_1 = 15$ para un gas supuesto caloríficamente perfecto es $T_2 = 13.408$ K, lo que resulta inviable para cualquier material de fuselaje. En realidad, los efectos de alta temperatura son principalmente endotérmicos, lo que provoca que la temperatura tras alcanzar el equilibrio termoquímico sea mucho menor, obteniendo $T_2 = 7.297$ K (reducción del 45 %) si las condiciones del aire aguas arriba son estándar (mayor temperatura que la esperada en la altitud de crucero).

Amplificación de la turbulencia por la onda de choque

Caracterizar la turbulencia del flujo en la aeronave es, en sí, un problema de elevada complejidad. Sirva de ejemplo la capa-límite turbulenta, donde el calentamiento aerodinámico por fricción con las superficies de la aeronave genera gradientes elevados de temperatura, pudiendo el gas comenzar a sufrir efectos de no-equilibrio termoquímico de forma local y transitoria. Para reducir el problema al menor número de parámetros posible, el flujo turbulento delante de la onda de choque se supondrá homogéneo e isótropo. Además, supondremos que se puede representar mediante una superposición lineal de ondas de vorticidad, cuyas amplitudes varían con el módulo del número de onda de acuerdo con un espectro de energía isotrópica. La Energía Cinética Turbulenta (TKE por sus siglas en inglés) es una magnitud de gran interés, pues sirve para predecir, por ejemplo, las condiciones del flujo en la entrada del *scramjet*, y, por tanto, cómo de eficiente puede ser el mezclado tras la inyección de combustible. Si bien delante de la onda de choque el valor de TKE_2 puede obtenerse fácilmente, bajo la suposición de isotropía, el valor de TKE_2 no es trivial. Para obtenerlo, cuantificamos la amplificación de la TKE a través del choque, definida a través del parámetro de la siguiente forma:

$$K = \frac{TKE_2}{TKE_1} = \frac{1/2 \langle |\vec{u}_2|^2 \rangle}{1/2 \langle |\vec{u}_1|^2 \rangle} \quad (2)$$

donde denota el valor medio de la energía cinética de la perturbación de velocidad. Al realizar el análisis teórico descrito en Ref. [11], con los detalles omitidos aquí por brevedad, el valor de K se puede expresar como una fórmula integral. El factor K depende, en última instancia, de la relación de compresión, el número de Mach posterior al choque y un parámetro no dimensional que representa la pendiente de la curva de RH, todos ellos

calculados con la ayuda de Combustion Toolbox. En el caso de interés que nos ocupa, tenemos una mezcla de gases compuesta principalmente por O_2 y N_2 . La curva resultante para se muestra en la línea verde de la figura 4. Se ve fácilmente que exhibe dos picos que corresponden con las regiones (II) y (III) de la figura 3, respectivamente. La no monotonicidad de está dictada por el comportamiento de la generación de vorticidad a través del choque, pues la componente acústica de la energía cinética es mucho menor. En particular, hay dos efectos principales que gobiernan el flujo perturbado posterior al choque. A primer orden está la relación de compresión de masa, que aumenta considerablemente por los efectos endotérmicos. Esto provoca que, por conservación de la velocidad tangencial, aumente la componente transversal de la vorticidad. A segundo orden está la pendiente de la curva de RH, que es sensible a los diferentes procesos internos que ocurren dentro de la región en no-equilibrio, como puede observarse en el recuadro de la figura 4, donde la tasa de cambio de las fracciones molares con el número de Mach anterior al choque, dX_i/dM_1 , está en fase con K para las especies principales.

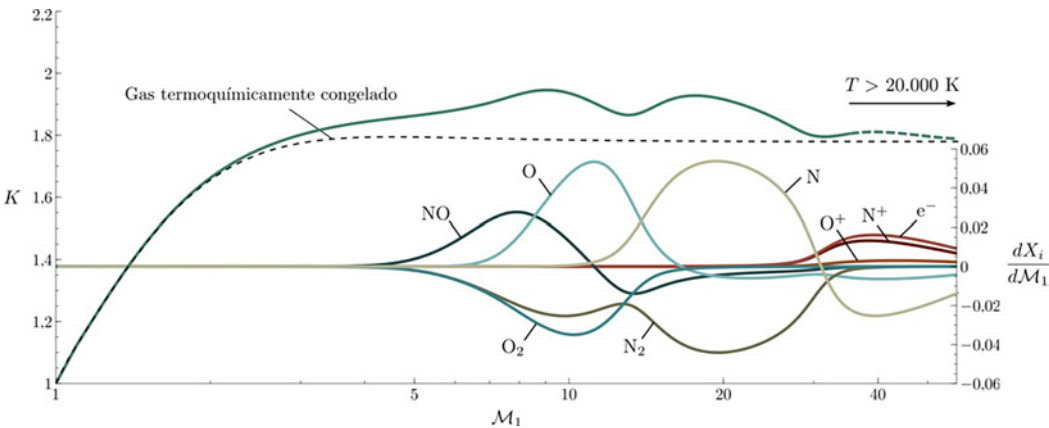


Figura 4. Factor de amplificación K en función de M_1 (línea verde). La línea discontinua corresponde con la aproximación de gas termoquímicamente congelado. El recuadro representa la tasa de cambio de las fracciones molares con M_1 , esto es: dX_i/dM_1

Obsérvese que la TKE se calcula suponiendo que el espesor de la región en no-equilibrio es mucho más pequeña que la longitud turbulenta característica. Cuando esta suposición no se cumple, la evolución de la turbulencia dentro de la zona en no-equilibrio ha de tenerse en cuenta. A este respecto, Ghosh *et al.* [14] encuentran, a través de simulaciones numéricas, que las reacciones químicas dentro de la región en no-equilibrio aumentan la producción de turbulencia en la dirección de propagación del flujo, al contrario que el modelo LIA presentado en este trabajo. Otro efecto que merece mayor atención para regímenes de Mach muy elevados es la inclusión de segundas (y posteriores) ionizaciones del oxígeno y del nitrógeno atómico. Para resaltar esta limitación se ha utilizado una línea discontinua al mostrar los cálculos de la TKE en la figura 4 para

$T_2 > 20.000$ K. Los resultados de este modelo permiten anticipar que los fenómenos de ionización adicionales (descritos en Ref. [15]) conducirán a picos adicionales de menor amplitud en la curva de la amplificación de la energía cinética turbulenta vs número de Mach $M1$.

Conclusiones

Los efectos endotérmicos de alta temperatura (vibración molecular, disociación molecular e ionización atómica) modifican considerablemente las propiedades del aire detrás de choques hipersónicos una vez alcanzado el equilibrio termodinámico. En general, el gas es mucho más denso, más lento y frío que en condiciones análogas que supongan el gas termoquímicamente congelado. Relativo a la amplificación de la turbulencia, el análisis de perturbaciones lineales predice un aumento en la intensidad de la turbulencia de un choque hipersónico y una mayor duración de esta. La mayor parte de la energía turbulenta se almacena en forma de vorticidad para números de Mach elevados.

Referencias

1. Mattis J. (2018). Summary of the 2018 national defense strategy of the United States of America. *Department of Defense Washington United States*.
2. Theofilis V, Pirozzoli S, Martin P. (2022). Special issue on the fluid mechanics of hypersonic flight. *Theoretical and Computational Fluid Dynamics*. N.º 36, pp, 1-8.
3. Duniam S. T., Wilson R. S. (2020). The Missile Threat: A Taxonomy for Moving Beyond Ballistic. *Aerospace*. N.º 8, pp.1-24.
4. Speier R. H., Nacouzi, G., Lee, C., Moore, R. M. (2017). Hypersonic missile nonproliferation: hindering the spread of a new class of weapons. *RAND Corporation*.
5. Uyanna, O., Najafi, H. (2020). Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current challenges and future prospects. *Acta Astronautica*. N.º 176, pp. 341-56.
6. Urzay J, Di Renzo, M. (2021). Engineering aspects of hypersonic turbulent flows at suborbital enthalpies. Annual Research Briefs. *Center for Turbulence Research*. Pp. 7-32.
7. Marble, F. E. (1994). Gasdynamic enhancement of nonpremixed combustion. En: *Symposium (International) on Combustion*. Elsevier. Vol. 25, pp. 1-12.
8. Huete, C., Sánchez, A. L., Williams, F. A. (2017). Diffusion-flame ignition by shock-wave impingement on a hydrogen-air supersonic mixing layer. *Journal of Propulsion and Power*. N.º 33(1), pp. 256-63.

9. Ribner, H. S. (1954). Shock-turbulence interaction and the generation of noise. *National Advisory Committee for Aeronautics*. Vol. 1233.
10. Cuadra, A., Huete, C., Vera, M. (2022). Combustion Toolbox: A MATLAB-GUI based open-source tool for solving gaseous combustion problems. Version 0.9.93. DOI: 10.5281/zenodo.5554911
11. Huete, C., Cuadra, A., Vera, M., Urzay, J. (2021). Thermochemical effects on hypersonic shock waves interacting with weak turbulence. *Physics of Fluids*. N.º 33(8), p. 086111.
12. Mc Bride, B. J. (2002). NASA Glenn coefficients for calculating thermodynamic properties of individual species. *National Aeronautics and Space Administration*. Glenn Research Center.
13. Gordon, S., Mc Bride, B. J. (1994). Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. Part 1: Analysis. N.º NAS 161:1311
14. Ghosh, S., Kerkar, P. P. (2022). Non-equilibrium Effects on DNS of Hypersonic Shock/Turbulence Interaction. En: *AIAA SCITECH 2022 Forum*. P. 2015.
15. Askari, O. (2018). Thermodynamic properties of pure and mixed thermal plasmas over a wide range of temperature and pressure. *Journal of Energy Resources Technology*. N.º 140(3).

DESEi+d 2022



GOBIERNO
DE ESPAÑA

MINISTERIO
DE DEFENSA

SUBSECRETARÍA DE DEFENSA
SECRETARÍA GENERAL TÉCNICA

SUBDIRECCIÓN GENERAL
DE PUBLICACIONES
Y PATRIMONIO CULTURAL