

ANÁLISIS AERODINÁMICO DE INSTALACIÓN DE SENSOR ELECTRO ÓPTICO EN AVIÓN PARA GESTIÓN DE RIESGOS Y SEGURIDAD CIUDADANA

Nancy Piedad Rodríguez Sánchez
np.rodriguez@uta.edu.ec
Universidad Técnica de Ambato

María Belén Zaldumbide Villalba
belenzaldumbide@gmail.com
Universidad Técnica de Ambato

Giovanni Javier Hidalgo Castro
ghidalgo1491@uta.edu.ec
Universidad Técnica de Ambato

Recibido: 01/03/21
Aceptado: 14/06/21
Publicado: 01/07/21

RESUMEN

La vigilancia por medio de dispositivos como los sensores electro ópticos es cada vez más útil en cuanto a la gestión de riesgos, y seguridad ciudadana. Este documento describe el comportamiento aerodinámico y la afectación que este genera en la conducta de la aeronave. El análisis se desarrolla mediante el uso de software y simulaciones CFD (Computational Fluid Dynamics), que permite, mediante escala de colores, analizar presiones, velocidades, además de trayectorias del aire alrededor del SEO (Sensor Electro Óptico). Este es un parámetro de análisis para la validación del certificado de aeronavegabilidad con la instalación de este dispositivo regidos a la regulación aplicable *Federal Aviation Regulation (FAR), Title 14, Part 43, Subpart B*.

PALABRAS CLAVE: aerodinámica, sensor electro óptico, vigilancia.

AERODYNAMIC ANALYSIS OF THE EXTERNAL INSTALLATION OF AN ELECTRO OPTIC SENSOR IN AN AIRCRAFT FOR RISK MANAGEMENT AND CITIZEN SAFETY.

ABSTRACT

Surveillance by means of devices such as electro-optical sensors is becoming increasingly useful for risk management and public safety. This paper describes the aerodynamic behavior and its effect on aircraft behavior. The analysis is developed through the use of software and CFD (Computational Fluid Dynamics) simulations, which allows, by means of a color scale, to analyze pressures, velocities, as well as air trajectories around the SEO (Electro Optical Sensor). This is an analysis parameter for the validation of the airworthiness certificate with the installation of this device governed by the applicable Federal Aviation Regulation (FAR), Title 14, Part 43, Subpart B.

KEYWORDS: Aerodynamics, electro-optical sensor, surveillance.

Rodríguez, N., Zaldumbide M. e Hidalgo, G. (2021). *Análisis aerodinámico de instalación de sensor electro óptico en avión para gestión de riesgos y seguridad ciudadana*. Revista Cotopaxi Tech, 1(1), pp. 56 - 66.

<http://ojs.istx.edu.ec/index.php/cotopaxitech/article/view/19>

Julio - diciembre (2021)

ISSN 2806-5573

1. INTRODUCCIÓN

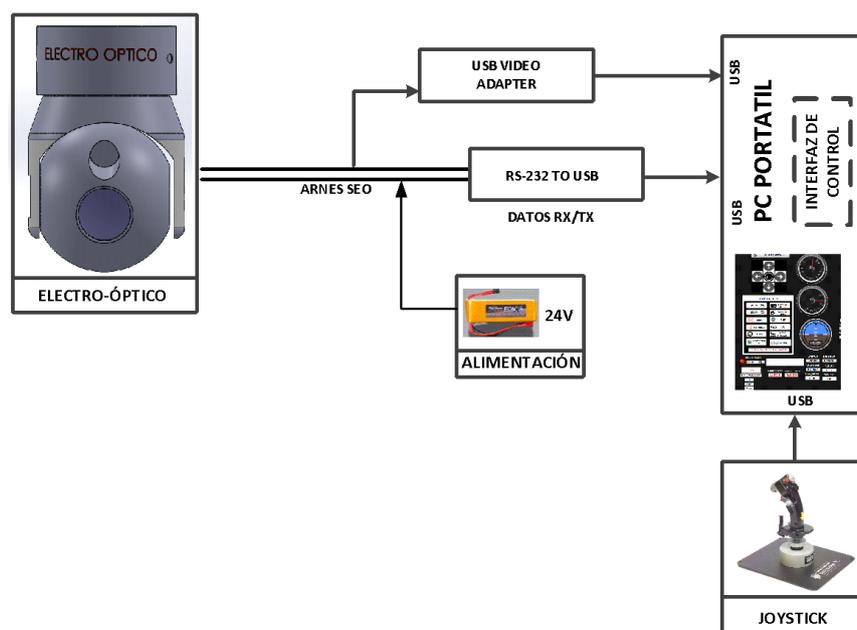
En la actualidad, el desarrollo aeronáutico dedicado a seguridad ciudadana y orden público debe afrontar varios desafíos a desarrollarse de manera óptima para varias misiones de apoyo y control que deben combinar habilidades tecnológicas con la aerodinámica del avión (Campanelli, 2014). Es por esto, que se deben considerar varios aspectos dentro de los que están principalmente los componentes estructurales de la aeronave, consideraciones eléctricas y electrónicas (Castex, 2013).

El sensor electro óptico es un sistema capaz de ser instalado en aeronaves tripuladas o no tripuladas. Este dispositivo cuenta con un lente diurno y nocturno, y un sistema de blancos referenciados (García, 2011). El control de este sensor puede ser de local en la aeronave o remoto desde la estación de mando y control en tierra. Posee su propia interfaz de operación y graba en video en alta definición internamente (IGM, 2011).

El equipo tiene un consumo nominal de 30 Watts, y trabaja con un voltaje de 24 Volts, independiente de la alimentación de la aeronave. La torreta está construida en fibra de carbono y los componentes electrónicos tienen un recubrimiento de aluminio tipo cilíndrico.

Figura 1

Diagrama de bloques control local.



Fuente: Elaboración propia.

Rodríguez, N., Zaldumbide M. e Hidalgo, G. (2021). *Análisis aerodinámico de instalación de sensor electro óptico en avión para gestión de riesgos y seguridad ciudadana*. Revista Cotopaxi Tech, 1(1), pp. 56 - 66.

<http://ojs.istx.edu.ec/index.php/cotopaxitech/article/view/19>

Julio - diciembre (2021)

ISSN 2806-5573

2. ESTRATEGIAS METODOLÓGICAS / MATERIALES Y MÉTODOS

Aquí se presenta la descripción en detalle de la metodología aplicada en la investigación. Se explica el uso de la misma, a través del diseño, enfoque, método, profundidad, tipo, técnica e instrumento escogidos (Avilés, 2010).

La metodología seguida se basa en los siguientes pasos:

- Modelado geométrico de la aeronave.
- Modelado de la estructura de sujeción.
- Simulación *Computational Fluid Dynamics* (CFD).
- Análisis, validación de resultados.

Modelado geométrico

La aeronave en análisis para la instalación del SEO, es un DHC-6 Series 300 Twin Otter, de la que, para el modelado en software, se requiere la documentación de referencia citada a continuación:

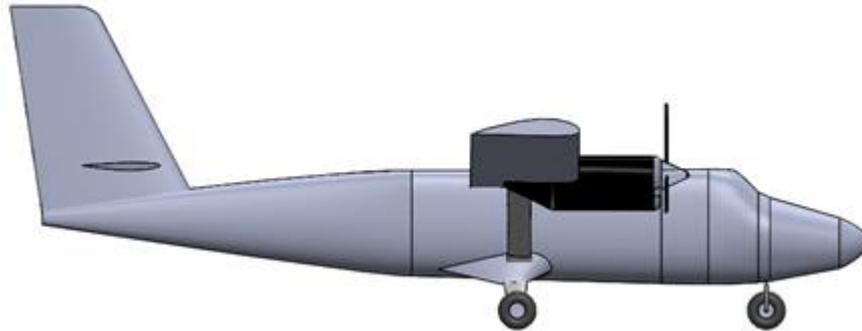
- PSM 1-63-1A Aircraft Flight Manual, DHC-6 Series 300 (Twin Otter) and Variants, Revision 10-Sep-2010.
- PSM 1-63-4 Illustrated Parts Catalogue, DHC-6 TWIN OTTER SERIES 300, Revision 22 - Oct. 31/14.
- PSM 1-63-2, MAINTENANCE MANUAL, DHC-6 TWIN OTTER SERIES 300, Revision 18 - Nov. 30/14
- DHC-6 Twin Otter Pilot Training Manual, series 100/200/300, Aircraft Systems, Revision 5.5.
- FAA, Advisory Circulars AC43.13-1b CHG 1 09/27/2001 y AC 43.13-2A 01/01/1977.

La aeronave Twin Otter DHC-6 SERIES 300 muestra su configuración lo más cercana al modelo real del mismo. Existen detalles que son despreciables y es necesario omitir en un estudio de influencia aerodinámica de un componente. Para esto, se ha considerado como un solo componente a toda la parte mecánica estructural; se considera el giro de las aspas de los motores para apreciar gráficamente la distribución del fluido a través de la aeronave.

El modelo de la aeronave que se muestra a continuación en la Figura 2 está sin la ubicación del sensor electro óptico. Este será el punto de partida del análisis, para posteriormente simular con la ubicación del sistema SEO-D1.

Figura 2

Modelado DHC-6 sin cámara.

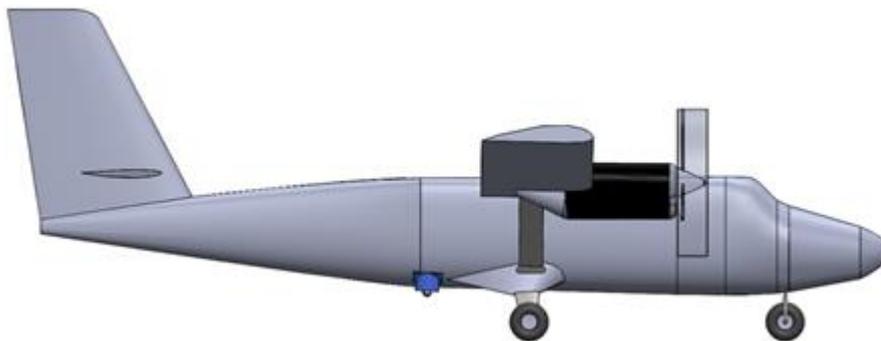


Fuente: Elaboración propia.

En la Figura 3 y Figura 4 siguientes, se muestra el modelo a simular con la implementación de un sistema electro óptico, con el que se determinará la fuerza normal generada en el eje longitudinal.

Figura 3

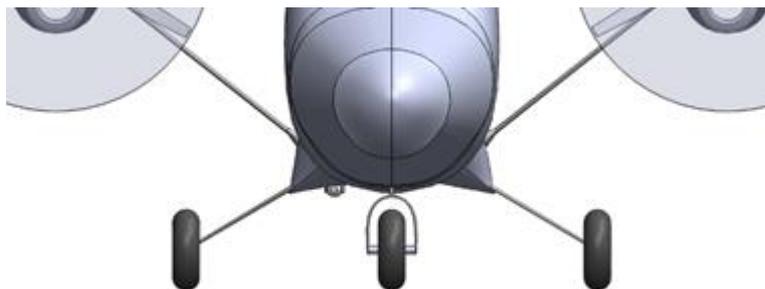
Modelo DHC-6 con cámara.



Fuente: Elaboración propia.

Figura 4

Modelo DHC-6 con cámara vista frontal



Rodríguez, N., Zaldumbide M. e Hidalgo, G. (2021). *Análisis aerodinámico de instalación de sensor electro óptico en avión para gestión de riesgos y seguridad ciudadana*. Revista Cotopaxi Tech, 1(1), pp. 56 - 66.

<http://ojs.istx.edu.ec/index.php/cotopaxitech/article/view/19>

Julio - diciembre (2021)

ISSN 2806-5573

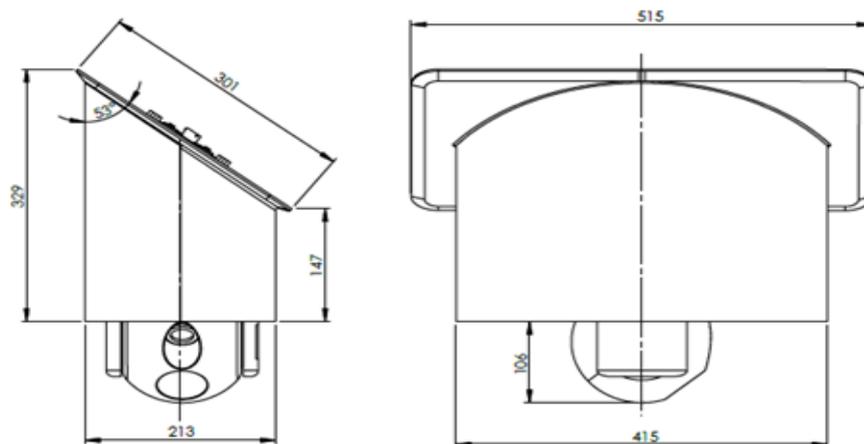
Fuente: Elaboración propia.

Modelado de la estructura de sujeción

La sujeción va en función a las dimensiones de la tapa de drenaje del sistema de refrigeración. Por lo tanto, el diseño de la sujeción está supeditado a dichas dimensiones. Para esto, se ha tomado los datos *in situ* y se obtiene el carenado y sujeción que se muestra a continuación.

Figura 5

Carenado y sensor electro óptico.



Fuente: Elaboración propia.

Simulación *Computational Fluid Dynamics* (CFD)

Acorde a las indicaciones del manual de vuelo de la aeronave Twin Otter DHC-6 SERIES 300 que se detalla en la sección 2 titulada limitaciones, las características de las velocidades que no se debe sobrepasar y las recomendadas para este modelo de avión, se extrajo lo siguiente:

Rodríguez, N., Zaldumbide M. e Hidalgo, G. (2021). *Análisis aerodinámico de instalación de sensor electro óptico en avión para gestión de riesgos y seguridad ciudadana*. Revista Cotopaxi Tech, 1(1), pp. 56 - 66.

<http://ojs.istx.edu.ec/index.php/cotopaxitech/article/view/19>

Julio - diciembre (2021)

ISSN 2806-5573

Tabla 1

Limitaciones de velocidad.

Airspeed Limitations Table

Table 2-1 Airspeed Limitations

| | | KNOTS | |
|--|----------------------------|-------|-----|
| | | CAS | IAS |
| Maximum Operating Speed (V _{MO}) (Pre-Mod 6/1291) | Sea Level | 160 | 156 |
| | 5,000 feet | 155 | 151 |
| | 10,000 feet | 150 | 146 |
| | 15,000 feet | 145 | 141 |
| | 20,000 feet | 130 | 126 |
| | 25,000 feet | 115 | 112 |
| Maximum Operating Speed (V _{MO}) (Mod 6/1291) | Sea Level to 6,700 feet | 170 | 166 |

Fuente: Elaboración propia.

La simulación CFD analiza tres escenarios para determinar las características de funcionamiento y limitaciones y determinar el desempeño de la aeronave en las condiciones que se detallan:

Tabla 2

Parámetros para las simulaciones.

| 1er. Caso Crucero | 2do. Caso Despegue | 3er. Caso Aterrizaje |
|------------------------------|-------------------------------|---------------------------------|
| Velocidad: 140 knots | Velocidad: 80 knots | Velocidad: 74 knots |
| Flaps: 0° | Flaps: 10° | Flaps: 37.5° |
| Pitch: 0° | Pitch: +15° | Pitch: -10° |
| Alerones: NEUTRALES | Alerones: NEUTRALES | Alerones: NEUTRALES |
| Elevador: NEUTRAL | Elevador: +6.5° | Elevador: - 2.5° |
| RPM: 1.600 | RPM: 2.200 | RPM: 1.500 |

Fuente: Elaboración propia.

Basado en los parámetros anteriores y con las tablas ISA (*International Standard Atmosphere*), las condiciones son replicadas para los casos de estudio considerando sin la instalación y con la instalación del SEO. Un parámetro necesario es trabajar a la altura de la región andina del país. Los parámetros de vuelo varían de acuerdo a las necesidades de cada simulación explicadas en la tabla anterior.

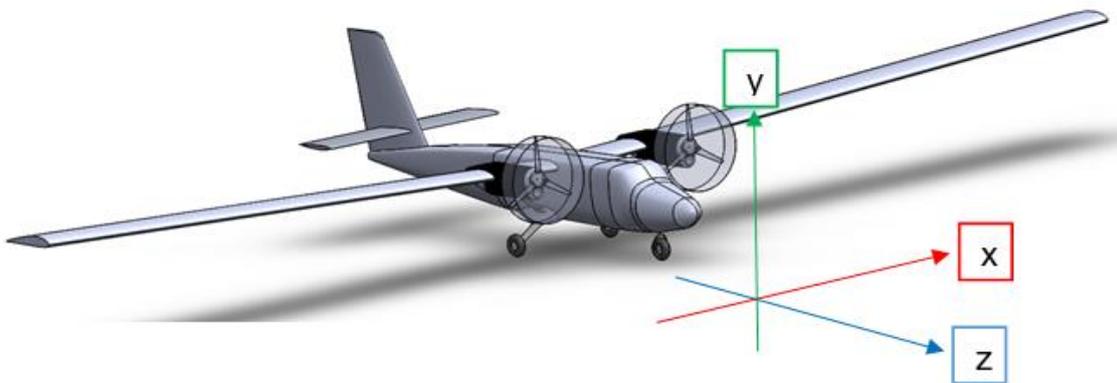
3. RESULTADOS

La ubicación seleccionada es la tapa de drenaje del sistema de refrigeración, la cual es reemplazada por una de diseño similar en aluminio 2024T3 de grado aeronáutico, capaz de soportar el peso y las fuerzas generadas a las diferentes velocidades de la aeronave. La instalación del sensor electro óptico no implica modificación alguna a la estructura de la aeronave, por lo cual puede ser instalado según la necesidad y desmontaje para mantenimiento. La tornillería de sujeción es similar a la removida de la tapa original del fabricante.

Los resultados de las simulaciones *Computational Fluid Dynamics* (CFD), se analizan en función a los ejes en los cuales se ha modelado la aeronave que se muestran en la figura 6.

Figura 6

Ejes de análisis.



Fuente: Elaboración propia.

El parámetro de análisis contemplado para esta simulación es la fuerza de arrastre generada por la modificación de la geometría externa de la aeronave. Dicha fuerza actúa en el eje Z y es también conocida como Drag.

Se determina el valor de la fuerza normal en el eje z de -22022.551 N con la instalación de la cámara y -21793.424 N sin la misma, lo que hace comprender que la diferencia entre las dos configuraciones analizadas en vuelo recto y nivelado serán de 229.127N, lo que representa un mínimo incremento, con un valor representativo de 1.05% con relación al valor que tiene la aeronave por defecto en vuelo recto y nivelado sin sufrir ninguna modificación.

Para efecto comparativo en las imágenes se ha trabajado con la misma escala y número de colores, para de esta manera facilitar una comparación y un análisis del resultado obtenido de la simulación.

Rodríguez, N., Zaldumbide M. e Hidalgo, G. (2021). *Análisis aerodinámico de instalación de sensor electro óptico en avión para gestión de riesgos y seguridad ciudadana*. Revista Cotopaxi Tech, 1(1), pp. 56 - 66.

<http://ojs.istx.edu.ec/index.php/cotopaxitech/article/view/19>

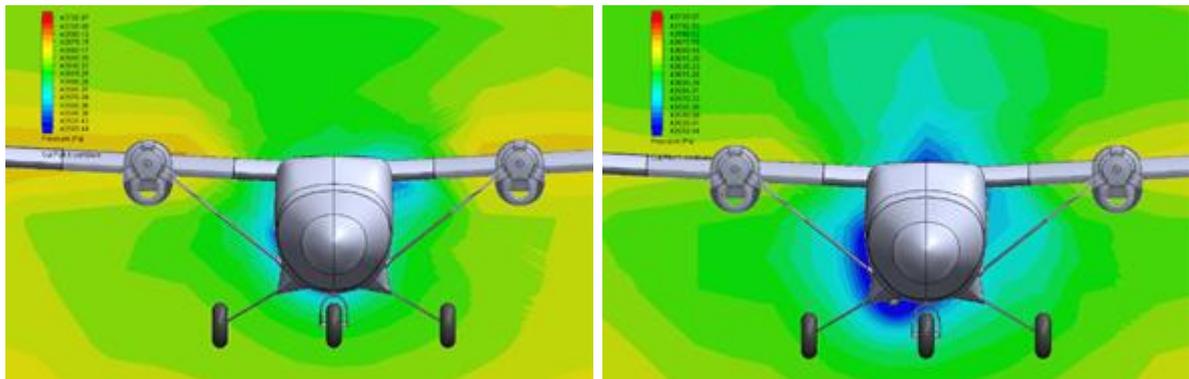
Julio - diciembre (2021)

ISSN 2806-5573

En la Figura 7 se muestra los resultados de manera gráfica en su escala de colores. Se puede apreciar que la presencia de la cámara genera un cambio en la distribución de las presiones sobre la aeronave, tendiendo a ser baja. La escala de colores se mide en pascales (Pa), variando desde 43510.44Pa a 43720.07Pa. Las secciones que se marcan en la aeronave, que se encuentra simulando la instalación del sensor electroóptico de color azul, muestran una presión que oscila entre valores de 43510.44Pa a 43525.1Pa, con relación a la aeronave simulada sin la instalación del sensor electroóptico en estudio. Esto representa una diferencia de 15 Pa, que produce un incremento de presión porcentual del 0.034% distribuido asimétricamente, tal como se puede observar en una vista frontal del resultado de simulación de flujo.

Figura 7

Distribución de presiones sin - con SEO.



Fuente: Elaboración propia.

A continuación, se expone un cuadro de resumen de fuerza resultante en el eje Z, correspondiente a la fuerza de arrastre. Se analiza en los casos de despegue, vuelo crucero y aterrizaje.

Tabla 3

Resultados

| | CONDICIONES DE ESTUDIO | | | RESULTADO N (Newtons)(fuerza normal z) | | AFECTACIÓN EQUIVALENTE | |
|-------------------------|------------------------|-------|-------|--|---------------------------|------------------------|-------------------------|
| | VELOCIDAD KNOTS | RPM'S | PITCH | CON SENSOR ELECTRO OPTICO | SIN SENSOR ELECTRO OPTICO | VALOR N (NEWTONS) | VARIACIÓN EN PORCENTAJE |
| RECTO Y NIVELADO | -140 | 1600 | 0 | -22022,551 | -21793,424 | -229,127 | 1,05% |

| | | | | | | | |
|------------------|-----|------|-----|------------|------------|----------|-------|
| DESPEGUE | -80 | 2200 | 15 | -14522,093 | -14460,198 | -61,895 | 0,43% |
| ATERRIAJE | -74 | 1500 | -10 | -7304,498 | -7186,603 | -117,895 | 1,64% |

4. DISCUSIÓN

A través del estudio realizado, se puede mencionar que uno de los aspectos más importantes que a considerar es que al adicionar un peso externo al fuselaje de la aeronave, como es el caso de 27 libras adicionales del sistema electro óptico, puede representar una afectación al performance del avión, debido a que se ve afectado su centro de gravedad lateral y longitudinal (Ávila, 2015).

Es por esto que, este documento es de suma importancia para estudiar las posibles alteraciones aerodinámicas de la aeronave, utilizando simulaciones *Computational Fluid Dynamics* (CFD para obtener los datos precisos y, una vez validados dichos datos, certificar la aeronavegabilidad de la aeronave con un sistema electro óptico embebido (Ávila, 2015).

Según Montoya (2019), se desarrolló la instalación de sensores electro ópticos en helicópteros. De igual manera, se procuró una alternativa externa debido a la funcionalidad de la cámara. En el estudio de Narváez se analiza la instalación en el *Bell 430* considerando aspectos estructurales y aerodinámicos de compatibilidad. Dicha situación que estuvo normada para la obtención de su aeronavegabilidad basados en normas FAR (Narváez, 2014).

5. CONCLUSIONES / CONSIDERACIONES FINALES

Se realizó un análisis aerodinámico de la configuración propuesta y la afectación aerodinámica que se transfiere desde el carenado y sujeción hacia la estructura de la aeronave. Se diseñó la sujeción con mínima afectación estructural, considerando la normal operación de la aeronave y el tiempo mínimo de instalación

El sensor electro óptico SEO puede ser instalado en cualquier aeronave de este tipo que posea la tapa de drenaje del aire acondicionado como la nave analizada, siempre que se analice su aerodinámica y adecuado centro de gravedad para el vuelo.

La aeronave dispondrá de un sistema de vigilancia que servirá para el monitoreo y almacenamiento del video captado en vuelo por la aeronave, operado localmente desde el interior.

Finalmente, el equipamiento instalado está en conformidad con los requerimientos establecidos en las regulaciones FAR (AC4313-1b).

6. REFERENCIAS

- Ávila, R. (2015). Manual de empleo de sistemas de aeronaves no tripuladas tipo "VTOL" de nivel táctico en las operaciones de inteligencia militar. Academia de Guerra de la Fuerza Terrestre.
- Adiestramiento, gestión y empleo operativo de UAS. (2012). Cátedra Alfredo Kindelán XIX Seminario Internacional. Ministerio de Defensa. Los Sistemas No Tripulados. Documentos de Seguridad y Defensa N° 47. Centro Superior de Estudios de la Defensa Nacional.
- Campanelli, H.G. (2014). La utilización conjunta de los Sistemas Aéreos no Tripulados en el Teatro de operaciones. Escuela Superior Conjunta de las Fuerzas Armadas. Argentina 23 de octubre 2014.
- Covacevich Castex, G. (2013). 47 años de UAV en la Armada de Chile. Revisar.
- Grueso García, E. (2011). Empleo de UAV en la Armada Española. ¿Concepto o capacidad militar?
- Instituto Geográfico Militar (2017). Atlas Geográfico Estadístico para la Planificación de las Operaciones Militares. Segunda Edición.
- Montoya, P. (2019). *Empleo de los UAV en operaciones de seguridad y vigilancia en las áreas estratégicas en el Ecuador*. Revista de Ciencias de Seguridad y Defensa.
- Narváez R. (2014). Diseño y análisis estructural de la instalación del sistema electro-óptico MX-15I en helicópteros *Bell 430*. Dirección de la industria aeronáutica. Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, Latacunga.
- Raimondo, J.J. (2013). Empleo de Vehículos Aéreos no Tripulados en el Nivel Operacional del Conflicto. Escuela Superior Conjunta de las Fuerzas Armadas.
- Villalba Avilés C. (2010). Metodología de la Investigación Científica. Quito, Ecuador: Sur Editores