

TECNO ESUFA

REVISTA DE TECNOLOGÍA AERONÁUTICA

ISSN 1900-4303 • volumen 22 • Diciembre de 2014



**“Toda tecnología tiende a crear un nuevo entorno humano....
Los entornos tecnológicos no son meramente pasivos
recipientes de personas, son procesos activos que reconfigurar
a las personas y otras tecnologías similares.”**



Herbert Marshall McLuhan.

FUERZA AÉREA COLOMBIANA
Escuela de Suboficiales “CT. Andrés M. Díaz”



TECNO ESUFA

Volumen 22 • Diciembre de 2014

"Toda tecnología tiende a crear un nuevo entorno humano....
Los entornos tecnológicos no son meramente pasivos
recipientes de personas, son procesos activos que reconfigurar
a las personas y otras tecnologías similares.."

Herbert Marshall McLuhan

COMITÉ EDITORIAL

CR. Javier Iván Delgado Garzón
Director Escuela de Suboficiales FAC

CR. Juan Carlos Ortiz Hernández
Subdirector Escuela de Suboficiales FAC

TC. Diego Abelardo Bermúdez Gámez
Comandante Grupo Académico

CT. Adriana Mercedes Medina Medina
Comandante Escuadrón Investigación

OD18 Alicia del Pilar Martínez Lobo
Jefe Investigación Formativa

OD15 Patricia Cadena Caicedo
Jefe Protección del Conocimiento

DERECHOS RESERVADOS

Prohibida su reproducción parcial o total sin
autorización del Consejo Editorial.

La publicación y la institución, no son
responsables legales de los conceptos expresados
en los artículos, ya que estos expresan la opinión
de los respectivos autores y no genera la
acusación de honorarios.

Nos reservamos el derecho de publicar los
artículos seleccionados por el Comité Evaluador.

Idioma: Español
Publicación: Semestral
Número de ejemplares: 250
ISSN: 1900 -4303
Publicación:

COMITÉ CIENTÍFICO

Julio Enoc Parra Villamarin
Estudiante de maestría en Ingeniería Mecánica

Carlos Julio Escobar López
Estudiante de maestría Docencia e Investigación

Gloria María Carrillo Lozano
*Licenciada en ciencias de la educación con
especialidad en física y estudiante de maestría
en ciencias – física.*

Leidy Esmeralda Herrera Jara
*Magister en Docencia e Investigación Universitaria
Universidad Sergio Arboleda.
Estudiante de Doctorado en Educación*

COMITÉ EVALUADOR

ASD2. Olga Esperanza Terreros Carrillo
Administradora Educativa, Magister en Educación

OD15. Fernando Cortes Díaz
*Licenciado en Matemáticas, Magister E-Learning
convenio Universidad UOC-UNAB*

OD15. Oro de Ofir García González
Ingeniería de Sistemas, Magister en Educación

Diego Gerardo Roldán Jiménez
*Magister en matemáticas aplicadas y
estudiante de doctorado en matemáticas*



DIRECTOR

CR. Javier Iván Delgado Garzón
Director Escuela de Suboficiales FAC

COMITÉ EDITORIAL

CR. Javier Iván Delgado Garzón
Director Escuela de Suboficiales FAC

CR. Juan Carlos Ortiz Hernández
Subdirector Escuela de Suboficiales FAC

TC. Diego Abelardo Bermúdez Gámez
Comandante Grupo Académico

CT. Adriana Mercedes Medina Medina
Comandante Escuadrón Investigación

OD18 Alicia del Pilar Martínez Lobo
Jefe Investigación Formativa

OD15 Patricia Cadena Caicedo
Jefe Protección del Conocimiento

DIRECCIÓN

Escuela de Suboficiales CT. Andrés María Díaz
Cra. 5 No. 2-29 sur
Madrid - Cundinamarca / Colombia

Teléfono Directo: 8209079 / 8209078 Ext. 1025 – 1705
Conmutador: 8209080 / 8209066
Escuadrón de Investigación
e-mail: investigación.academico@gmail.com
e-mail: revistatecnoesufa@gmail.com
sitio web: www.esufa.edu.co

ESPAÑOL - INGLÉS

OD15. Marisol Romero Parra
Licenciada en Inglés – Español, Magister de Educación con énfasis en lenguaje cultura y comunicación.

FOTOGRAFÍA

Eliecer García Moreno
Fotógrafo ESUFA

DISEÑO, DIAGRAMACIÓN E IMPRESIÓN

Milenio Editores e Impresores E.U.

ÍNDICE

INSTITUCIONAL

- 6 **Educación militar: Una alternativa para los tiempos de paz**
ASD2. Flor Esperanza Hernández P. de Santos

CIENCIA Y TECNOLOGÍA AERONÁUTICA

- 10 **Modelamiento físico matemático de un Cuadroptero**
Alng. Nelson Javier Rodríguez
- 17 **Evaluación experimental del descenso del Globo Sonda SKY UP**
*Julio Enoc Parra Villamarin
Wilson Ricardo Cardenas Caceres*
- 30 **El sistema que revolucionó el concepto de la seguridad aérea**
David Bernal Rodríguez
- 37 **Diseñar y construir una central de ciclo combinado bajo la operación de un turbo cargador**
Jefferson Zambrano Angel
- 44 **Proyecto de diseño, construcción del prototipo y prueba del banco de almacenamiento de las hélices del equipo T27**
*MY. Richard Fajardo Vergara
MG. Alicia del Pilar Martínez Lobo*
- 50 **Kit de trabajo para efectuar inspección, mantenimiento y overhaul para las cajas de (42° Y 90°); los ejes del rotor de cola y hangers de los equipos BELL 212 / 412 y HUEY II**
*DS Isaza Medina Harvey
DS Jaimés Sandoval Wilman
DS Lizcano Estupiñan Emanuel
DS López Cáceres David*
- 60 **INSTRUCCIONES PARA PUBLICACIÓN DE ARTÍCULOS DIRIGIDO A LOS AUTORES**

PRESENTATION

Welcome to a new edition of TECNOESUFA. This number, as usual, includes varied and interesting topics related to the technology and the aeronautical development, not limited, to be worth with flight engineering and aeronautics in the strict sense, but also other aspects that in one or other way make part of or promote and facilitate the technological advance in this field.

Within the achievement of institutional function of Non Comissioned Officers training, it is essential we understand our responsibility from the perspective of the environment that surrounds us. For this reason, this edition talks about the issue of Military Education of Post-conflict and the need to adjust it to the demands of an environment where there are previewed changes in a closer future. The responsible ones of Military Education will have the must of formulating contents adjusted to those realities. The integral education, the training of its members with a ling military spirit as the Educative Project States, the Educative Project of Military Forces must be the horizon that looks at the programs, the philosophy, the educative policy must keep pointed the sight in the training of men for defense, according to what the constitutional function assigns, nevertheless the changes that are presented in the way, the capacity, the origin of treads and factors of destabilization.

In the field of aeronautics investigation, this edition has invited different authors to contribute with two interesting articles with an aspect in common, the autonomous flight. The autonomous flight, even is not a new topic, presents today a plenty field of oportunities for its evolution and development mainly due to the recent availability of new materials and technologies for its easy acquisition and access.

For the potential implementation and the interest of the defense sector to take advantage of it, ESUFA supports projects of investigation in the field of autonomous flight. In this edition there have been chosen two articles that cover two different dimmensions of operation of these technologies, while the PHYSICAL MATHEMATICAL MODELLING OF A CUADROPTER is focused on describing the development of a device that plows through on its lower levels, the second titled EXPERIMENTAL EVALUATION OF SONDA GLOBE DESCEND SKY UP, explores the possibilities of these technologies and its implementation in the higher levels of the atmosphere including the exterior space.

Two more articles that complement this edition of TECNOESUFA. That one referred to THE SYSTEM THAT REVOLUTIONED THE CONCEPT OF AIR SECURITY, presents a perspective over the background of technologies of air navigation that permitted reducing meaningfully the accidentality, theme that will be surely, of especial interest for the community of air traffic controllers as well as crew members eager to know more about this field. And finally, the article whose tittle DESIGN AND BUILT A COMBINED CICLE POWER PLANT UNDER A TURBO CHARGER OPERATION, which reflects the institutional interest for highlighting the effort of investigators for exploring the implementation of technologies of aeronautical environment in other fields.

As usual, thanks to the contributors, authors and institutions, that make possible the publication of this magazine.



CR. Javier Iván Delgado Garzón
Director Escuela de Suboficiales FAC





CR. Javier Iván Delgado Garzón
Director Escuela de Suboficiales FAC

Bienvenidos a una nueva edición de TECNOESUFA, este número, como de costumbre, incluye variados e interesantes temas relacionados con la tecnología y el desarrollo aeronáutico, no limitados, valga decir, a la ingeniería del vuelo y la aeronáutica propiamente dichas si no que también a otros aspectos que de una u otra forma hacen parte o fomentan y facilitan el avance tecnológico en este campo.

Dentro del cumplimiento de la función institucional de formar Suboficiales para la Fuerza Aérea, es imprescindible que entendamos nuestra responsabilidad desde la perspectiva del entorno que nos rodea. Por esta razón esta edición trata el tema de la educación militar de posconflicto y la necesidad de ajustarla a las demandas de un entorno donde se prevén cambios en el futuro cercano. Los responsables de la educación militar tendremos la obligación de formular contenidos ajustados a estas realidades. La educación integral, la formación de sus miembros con un 'indeclinable espíritu militar' como reza el Proyecto Educativo de las Fuerzas Armadas deberá ser el horizonte al que miren los programas, la filosofía, y la política educativa debe mantener puesta la mira en la formación de hombres para la defensa, según lo ordene la función constitucional asignada, no obstante los cambios que se presenten en la forma, la capacidad y el origen de las amenazas y factores de desestabilización.

En el campo de la investigación aeronáutica esta edición ha invitado a distintos autores a contribuir con dos interesantes artículos con un aspecto en común, el vuelo autónomo. El vuelo autónomo, aunque no es nuevo, presenta hoy campo pleno de oportunidades para su evolución y desarrollo debido principalmente a la reciente disponibilidad de nuevos materiales y tecnologías y su fácil adquisición y acceso.

Por el potencial de aplicación y el interés del sector defensa por aprovecharlo, la ESUFA apoya proyectos de investigación en el campo del vuelo autónomo. En esta edición se han escogido dos artículos que cubren dos distintos ámbitos de operación de estas tecnologías, mientras el artículo MODELAMIENTO FÍSICO MATEMÁTICO DE UN CUADROPTERO se ocupa de describir el desarrollo de un dispositivo que surca el cielo en sus niveles inferiores, el segundo, titulado EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESCENSO DEL GLOBO SONDA SKY UP, explora las posibilidades de estas tecnologías y su aplicabilidad en los niveles superiores de la atmósfera, incluyendo el espacio exterior.

Dos artículos más completan esta edición de TECNOESUFA. Aquel denominado EL SISTEMA QUE REVOLUCIONÓ EL CONCEPTO DE LA SEGURIDAD AÉREA presenta una perspectiva sobre el recorrido de tecnologías de navegación aérea que permitieron reducir significativamente la accidentalidad, tema que será, muy seguramente, de especial interés para la comunidad de controladores de tránsito aéreo así como de tripulantes deseosos de conocer más de este campo. Y por último el artículo cuyo título DISEÑAR Y CONSTRUIR UNA CENTRAL DE CICLO COMBINADO BAJO LA OPERACIÓN DE UN TURBO CARGADOR, el cual refleja el interés institucional por destacar el esfuerzo de los investigadores por explorar la aplicabilidad de tecnologías del medio aeronáutico en otros campos.

Como de costumbre, gracias a los colaboradores, autores e instituciones, que hacen posible la publicación de esta revista.



EDITORIAL

The issue about technology has become in an essential need in the individuals task. In Tecnoesufa publication there will be dedicated a space to reflect where the technologies are addressing.

Talking about technologies in the Non Comissioned officers School of the Colombian Air Force, has become in the task essence of the different technological programs such as: electronics, maintenance, comunicaciones, supplies, intelligence, defense and security. This labour is justified in the papers proposed by the students as a contribution to the technological development of the institution.

In this way, the new generations must look at spaces that permit to change the manner of act and think of individuals respect the use of technologies.

The use of technologies must be inclusive, since it must not be preserved in people who have the knowledge, neither the academy, it must be provided in all levels in order to be a contribution to the economical development of a state, region or institution and thus it results it in productivity or benefit for a society..

The Know-How is immerse in all the activities that the human being develops, for instance some fields of action as: communications, training and recreation; therefore technologies can not be displaced because they determine the new direction of life.

This edition is composed by the institutional section, where it includes the present topic the *post conflict in Colombia*, in science and tecnologia section, papers of aeronatics applied on the institutional context and to conclude the edition, the titles of graduation works written by the students of ESUFA.

Captain Adriana Mercedes Medina Medina
Investigation Squad Commander

OD15. Patricia Cadena Caicedo
Editor

El tema de la tecnología se ha convertido en una necesidad imprescindible en el quehacer de los individuos. En la publicación de Tecnoesufa se dedicara un espacio para reflexionar hacia donde se dirigen las tecnologías.

Hablar de tecnologías en la Escuela de Suboficiales de la Fuerza Aérea Colombiana se ha convertido en la esencia del quehacer en los diferentes programas tecnológicos como el de electrónica, mantenimiento, comunicaciones, abastecimientos, inteligencia, defensa y seguridad. Esta labor se justifica en los escritos propuestos por los estudiantes como aporte al desarrollo tecnológico de la Institución.

De esta manera las nuevas generaciones deben contemplar espacios que permitan cambiar la forma de actuar y pensar de los individuos respecto al uso de las tecnologías.

El uso de las tecnologías debe ser incluyente, ya que no solo se debe quedar en las personas que tienen el conocimiento, ni en la academia, debe ser dispuesta en todos los niveles para que de esta forma sean un aporte al desarrollo económico de un estado, región o institución y así redunde en la productividad o beneficio para una sociedad.

El Know-How está inmerso en todas las actividades que desarrolla el ser humano, como ejemplo se encuentran las comunicaciones, la capacitación y la recreación; por esta razón no se puede dejar de lado las tecnologías ya que determinan el nuevo rumbo de vida.

Esta edición se compone por las secciones institucional, donde se abarca el tema de actualidad el *post conflicto en Colombia*, en la sección de ciencia y tecnología, escritos de aeronáutica aplicada al contexto institucional y para finalizar los títulos de trabajos de grado escritos por los estudiantes de ESUFA.

Capitán Adriana Mercedes Medina Medina
Investigation Squad Commander

OD15. Patricia Cadena Caicedo
Editora



EDUCACIÓN MILITAR: UNA ALTERNATIVA PARA LOS TIEMPOS DE PAZ

Por: ASD2. Flor Esperanza Hernández P. de Santos
Jefe Auto Evaluación Educativa -ESUFA

ABSTRACT: Article of reflexive nature that calls the attention about the changes that are taking place in the context of Military Education of XXI. As follows some ideas about the possible contribution of Military training institutions for peace times and the importance of an inclusive project that really responds to what many social stratusms name:” education of peace”.

Key words: Training, Military Education, Peace Times, context, civil society, social stratusms, alternative.

RESUMEN: Artículo de corte reflexivo que llama la atención sobre los cambios que están teniendo lugar en el contexto de la educación del militar del siglo XXI. A continuación algunas ideas sobre la posible contribución de las instituciones de formación militar para los tiempos de paz y la importancia de un proyecto inclusivo y que responda realmente a lo que muchos estamentos llaman “educación para la paz”

Palabras Claves: Formación, educación militar, tiempos de paz, contexto, sociedad civil, estamentos sociales, alternativa.

Fecha de recepción: 26 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

Temas de actualidad, en los estamentos de la sociedad colombiana las expresiones “paz” y “educación”, ellos se relacionan estrechamente como formas de cristalizar el anhelado sueño en relación con el *fin del conflicto*, que por un poco más de medio siglo hemos tenido que asumir desde el rol que nos ha correspondido.

Son diversas las concepciones que de ellas se tienen según el contexto de quienes las convoquen. Para efectos de este escrito considero pertinente citar textualmente lo que algunos autores refieren con respecto a estos dos términos.

En cuanto al término paz, como adjetivo para quienes la consideran como una virtud, verbo cuando se refiere a la circunstancia de sosiego, tranquilidad y sustantivo, según el propósito para el cual su mentor lo proponga utilizar. En cuanto a la *educación*, ésta se propone como un pilar fundamental para la paz y llama la atención de quien escribe, lo que al respecto el periódico El Tablero, Ministerio de educación Nacional, en su artículo *Educación para la paz*, expresa: “Diríamos que educativamente pretendemos un proceso de enseñanza-aprendizaje de la cultura de la paz...” Ello como una política educativa en desarrollo en muchas de nuestras instituciones. Por otra parte los autores españoles Manuel Méndez y Pilar Llanderas, Revista Educación del Instituto Nacional de Tecnologías Educativas y de formación del profesorado en su artículo: *Educación en valores: Educación para la paz* señalan: “Las comunidades educativas, como mediadoras de valores sociales, deben comprometerse en actuaciones que refuercen la propia autoestima, de forma que los individuos sean conscientes de sus limitaciones, tomen decisiones autónomas y acertadas, y como consecuencia deseen superar con optimismo sus posibles dificultades (a veces desgraciadamente mezquinas). Por tanto deben valorarse las actitudes generosas, amables, afectivas y cariñosas, y censurarse las actitudes hostiles, egoístas, despreciativas o injuriosas. Y en este sentido no se puede ser “permisivo” o “relativista” frente a un individuo en “proceso de formación”, como son nuestros alumnos, y que comprenden muy bien que lo malo esta mal, pero que no entienden que lo malo sea relativamente bueno, como a veces nos empeñamos en reivindicar, por un equivocado sentido de la equidad, que en realidad es relativismo frente al egoísmo, la canallada, la hostilidad, la sinrazón, la mezquindad, etc., Todo ello conductas “muy humanas”, pero también muy “indeseables” y muy “vergonzosas”.

En uno y otro sentido no entraré a considerar aspectos de orden lingüístico o semántico, pero si es necesario tener en cuenta algunos elementos de orden cultural que de una forma u otra inciden en el desarrollo del tema eje de esta reflexión.

De acuerdo a la real academia de la lengua el término paz proviene del latín - pax, paxis – en dos de

sus diez significaciones, me llama la atención aquellas que hacen referencia a la paz *como una virtud* que pone a quienes la ostentan en una situación de tranquilidad y sosiego: “Paz es equilibrio y serenidad, respeto al otro y diálogo.

La imagen de la paz es la de una madre y un hijo que se miran a los ojos y sonríen” comenta el Padre Ángel García, Pte. de la Asociación Mensajeros de la Paz, premio príncipe de Asturias de la concordia.

Por otra parte en términos de sociedad, de mundo y de relaciones entre sociedades se habla refiriéndose al mismo término “La paz es pasear en libertad por las calles de tu ciudad sin sentir la amenaza del terrorista, es disfrutar de la familia sin temer la reacción violenta de tu pareja, es descansar en tu hogar sin esperar angustiado el sonido de las bombas... Es el respeto, la comprensión y la libertad. El mayor anhelo del individuo”. Mariano Rajoy Presidente del partido popular.

Ahora bien, con respecto a la educación la Real academia la define del latín *Educatio-onis*: acción y efecto de educar, crianza, enseñanza y doctrina que se le da a niños y jóvenes, Instrucción por medio de la acción docente.

Para Platón, “La buena educación da al cuerpo y al alma toda la belleza y perfección de que son capaces”. “Llámanos capital en la educación la recta formación, que llevará el alma del adolescente a amar lo mas que pueda cuanto, llegado a hombre cabal, le hará por necesidad perfecto en el género de vida que haya abrazado.” Las Leyes, Libro Primero, Cáp. VII.

De acuerdo a lo anterior, en uno y otro sentido considero la *educación militar* como una alternativa educativa para los tiempos de paz. Ello implica para quien escribe dar una mirada reflexiva sobre la importancia que el establecimiento militar ha dado a la educación militar y en consecuencia el liderazgo en materia de educación, que han asumido las instituciones educativas de las Fuerzas Militares, de manera importante en el último decenio y porque no decirlo el papel fundamental que podrían desempeñar en una sociedad que sueña con alcanzar este preciado don de la paz. Al referirme a la educación militar como una alterna-

tiva para los tiempos de paz, quiero en primer lugar hacer referencia al Proyecto Educativo de las Fuerzas Armadas –PEFA – 2007, cuyo propósito fundamental se dio desde la perspectiva de una reestructuración educativa para las Fuerzas Armadas, documento con una amplia visión sobre el rol a desempeñar del militar del siglo XXI y sella este compromiso de la siguiente manera: “..... Una institución armada es mucho más que armas y municiones, mucho más que uniformes y combates....” Y en otro de sus apartes: “Este proyecto integrado y comprometido con la visión del militar y policial del siglo XXI, implica una formación con énfasis en el desarrollo humano que refuerce los principios, valores y virtudes militares y policiales; que guíe su capacidad de auto-regulación en relación de una conciencia éticamente formada; que fortalezca la vocación por la verdad y el bien común y que proyecte el sentido de trascendencia individual (Competencias del Ser)”.

Ello implica que hombres y mujeres que ingresan a la vida militar – jóvenes que emergen de diversos sectores de la sociedad civil- al encontrarse con un sistema de formación caracterizado por una disciplina férrea, una doctrina fundamentada en el reconocimiento a los valores patrios, de responsabilidad social, así como la valoración por el concepto de familia. su respuesta a través de períodos de formación entre 3 y 5 años es positiva; traducida en un alto sentido de pertenencia, compromiso y liderazgo frente a una institución que educa para el servicio del estado. Para ello, hoy las Fuerzas Militares cuentan con un talento humano ocupado de la gestión educativa, compuesto por personal no uniformado y militar, lo cual garantiza una formación integral en las diferentes áreas del conocimiento, allí encontramos ingenieros, médicos, administradores de la educación, arquitectos, abogados, tecnólogos en ciencias del mar, tecnólogos aeronáuticos, profesionales en ciencias militares es decir, en saberes de acuerdo a la naturaleza de la institución.

Lo anterior ha permitido un cambio de paradigma - en cuanto a la percepción que la sociedad civil observa en algunos casos y que aquí no tiene relevancia mencionar- en lo que a formación militar refiere. Es decir, las instituciones de educación de las Fuerzas Armadas al convertirse en instituciones que impar-

ten diferentes saberes desde lo Técnico, Tecnológico y Profesional, entran a formar parte del Sistema Educativo del Estado en la condición de instituciones de régimen especial; muchas de estos programas no sólo compiten al más alto nivel en cuanto a docencia, investigación y extensión, con instituciones de Educación Superior, tanto Públicas como Privadas del país y del exterior, sino también han sido instituciones que aprenden y comparten espacios académicos a través de convenios y apertura de relaciones interinstitucionales que igualmente han permitido una participación activa en mesas de trabajo académico en beneficio del sistema educativo actual del país.

En tal sentido, muchas de las instituciones de educación superior con que cuenta el sistema educativo de las Fuerzas Armadas han obtenido el reconocimiento del Ministerio de Educación Nacional sobre la excelencia educativa y de reconocimiento a la calidad de los programas que ofrecen.

En cuanto a la relación de la educación para los tiempos de paz y la contribución que el sistema educativo de las fuerzas armadas pueda ofrecer a través de su Proyecto formativo hacia el país, es un tema que considero debería ser tomado en cuenta por los



estamentos sociales del país, ya que si bien es cierto la misión y el fin de las Fuerzas Armadas no es la educación en sentido estricto, si la experiencia que poseen a través de su sistema educativo que es robusto en cuanto a desarrollos tecnológicos, puede trascender al país y a las regiones a donde el estado no ha podido aún lograr una cobertura en educación.

Igualmente, considero que los valores de la formación militar forjados a través de la experiencia educativa podrían contribuir enormemente a la solución de muchos problemas que actualmente afectan a la juventud, como lo son: jóvenes provenientes de la calle, droga y violencia que ponen en crisis a los estamentos educativos y a la sociedad colombiana.

Son muchos los titulares que se observan con relación a *'una educación para la paz'*, sin embargo no se ha asumido un verdadero compromiso social y un proyecto de educación para la paz, que desde el mismo sistema educativo lidere y recoja las propuestas que están surgiendo de manera aislada para validarlas socialmente.

Por ello, considero que *educar para la paz* implica un trabajo participativo a partir de un proyecto incluyente y participativo donde converjan todos los sectores de una sociedad, y así se aporte a la construcción de ese país que queremos; pues cada estamento desde su experiencia seguramente tendrá una mirada que contribuya a aprender y a desaprender de aquellas acciones que de alguna manera han marcado.

Entonces, porque no pensar en que desde el Sistema Educativo de las Fuerzas Armadas a través de sus Instituciones de Educación Superior ¿cual podría ser el proyecto que contribuya desde las prácticas formativas militares en la consolidación de un país que requiere rescatar valores como la disciplina, la responsabilidad, el respeto por los valores cívicos y por la vida?

Finalmente, considero necesario observar que esta postura la asumo desde la experiencia de una educadora – no uniformada - en la institución militar; ello me ha permitido reconocer aspectos relevantes de

la formación militar como: formación del carácter, la disciplina, el respeto, el civismo, liderazgo entre otros y de los cuales en esta aldea global del conocimiento se requiere recuperar para nuestras jóvenes generaciones y de esta manera *apostarle a la formación militar como una alternativa para la paz.*

BIBLIOGRAFIA:

1. KLEPAK, HAL. Formación y educación Militar: Los futuros oficiales y la democracia. 2001-2011. Red de Seguridad y Defensa de América Latina
2. MINISTERIO DE DEFENSA NACIONAL. PEFA. Proyecto Educativo de las Fuerzas Armadas. 2007
3. <http://www.monografias.com/trabajos94/definicion-origen-y-propositos-educacion/definicion-origen-y-propositos-educacion.shtml#ixzz3K6cjbkNy>

MODELAMIENTO FÍSICO MATEMÁTICO DE UN CUADROPTERO

MATHEMATICAL MODELING OF A PHYSICAL CUADROPTERO

Por: Ing. Nelson Javier Rodríguez
nelsonhenge@hotmail.com

ABSTRACT: The mathematical modelling of a cuadroptero and in general of any sistem permits studying the static and dynamic behavior of the system concerning the different conditions through simulation software sets without making real tests and without building it, saving economical means, time, logistics; also thanks to these mathematical models flight controllers can be implemented for highly unstable systems such as cuadroptero aircrafts, missiles, satellites,ect.

key words. Cuadroptero, matemátical modelling, no lineal system, stability, Simulation sets

RESUMEN: El modelamiento matemático de un cuadroptero y en general de cualquier sistema permite estudiar el comportamiento estático y dinámico del sistema ante distintas condiciones de funcionamiento a través de paquetes software de simulación sin realizar pruebas reales y sin construirlo, ahorrando recursos económicos, tiempo, logística; también gracias a estos modelos matemáticos se pueden implementar controladores de vuelo para sistemas altamente inestables como los son las aeronaves tipo cuadroptero, misiles, satélites, etc.

PALABRAS CLAVES. Cuadroptero, modelamiento matemático, sistema no lineal, estabilidad, paquetes de simulación.

Fecha de recepción: 17 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

HISTORIA

En la Alemania NAZI (segunda guerra mundial) el ingeniero Wernher von Braun, lideraba la construcción de misiles balísticos V2, los cuales debían ser autónomos, es decir tenían que dirigirse automáticamente (despegar, volar y llegar) sin intervención humana a su blanco (ejemplo: Londres); empíricamente se puede demostrar que los misiles son sistemas inherentemente inestables, los cuales son “difíciles” de controlar, por lo que los ingenieros nazis tenían la misión de encontrar un sistema de control para que el misil V2 volara solo a su objetivo sin perder el control y estrellarse (volverse inestable).



Figura 1. Cohete V2 utilizado por los alemanes nazis para bombardear blancos aliados.

En aquella época los sistemas de control se diseñaban con el método de prueba y error es decir que las pruebas se efectuaban en el misil real, por lo que cualquier falla significaba la destrucción del misil, y cualquier prueba requería del sistema real con los consiguientes riesgos para las personas y sistemas, además de los altos costos económicos que ello implicaba.



Figura 2. Cohete alemán V2 falla debido al método prueba y error utilizado en aquella época.

Después de muchos intentos fallidos los ingenieros alemanes Nazis pudieron construir un controlador funcional para el cohete V2, lo cual fue un gran avan-

ce tecnológico en aquella época, hay que tener en un cuenta el uso reprobable que tuvo esta tecnología la cual fue el bombardeo de ciudades aliadas.

Luego que la Alemania Nazi fuera derrotada por los aliados (liderados por Estados Unidos), estos llevaron a los ingenieros nazis que trabajaban en el proyecto del misil V2 a trabajar en centros de investigación y a la propia NASA, los resultados de esta acción fue el desarrollo de misiles y cohetes como la serie Saturno lo que permitió que estados unidos ganara la carrera espacial y pudiera ser el primer país en llevar un hombre a la luna.

Luego de la llegada de Braun a Estados unidos se trabajó fuertemente en el modelamiento matemático y diseño de sistemas de control de sistemas, ya que se dieron cuenta que esto permitía realizar pruebas de funcionamiento a misiles y aviones sin necesidad de estar construidas, y sin peligro alguno, todo esto con la ayuda de los computadores digitales que recién comenzaban a aparecer y que permitían realizar una cantidad inimaginable de cálculos.



Figura 3. Cohete del tipo Saturno desarrollado por la NASA con la ayuda de ingenieros alemanes Nazis.

MODELO MATEMÁTICO DE UN SISTEMA

Existen básicamente dos modelos matemáticos que se puede obtener de un sistema:

- Por analogía.
- Por aplicación de leyes físicas.

Por analogía se basa en el conocimiento empírico del sistema que se va a modelar y de ciertas ecuaciones diferenciales que se comportan en forma parecida al sistema en estudio, u otros sistemas físicos, ejemplo de ello es un horno de calentamiento en el cual si se pone a funcionar tiene una respuesta en el tiempo:

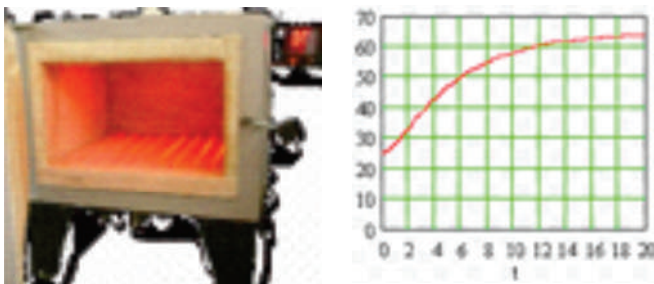


Figura 4. Horno eléctrico y su respuesta de calentamiento

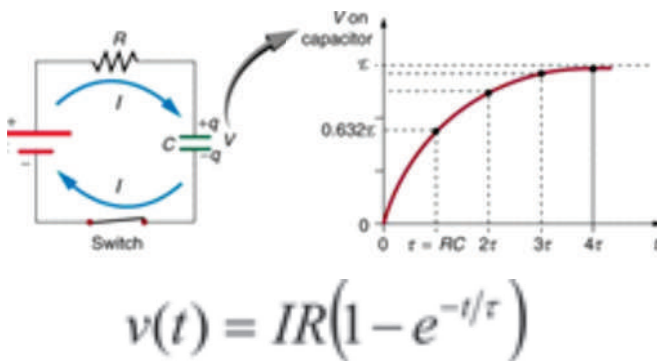


Figura 5. Circuito eléctrico RC

Como se puede apreciar en la figura 4 y 5 un horno eléctrico y un circuito RC tienen una respuesta en el tiempo similar y se pueden modelar matemáticamente con las mismas ecuaciones diferenciales.

Por aplicación de leyes físicas, se aplica la física newtoniana y las leyes de conservación de la energía para estimar el modelo matemático de un sistema, ejemplo de ello es el modelo matemático de un motor dc:

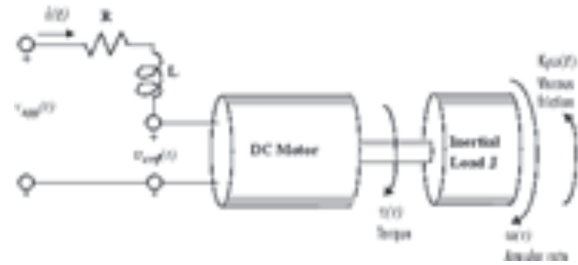


Figura 6. Motor eléctrico dc.

Modelo matemático para la corriente:

$$\frac{di}{dt} = -\frac{R}{L} i(t) - \frac{K_b}{L} \omega(t) + \frac{1}{L} v_{app}(t)$$

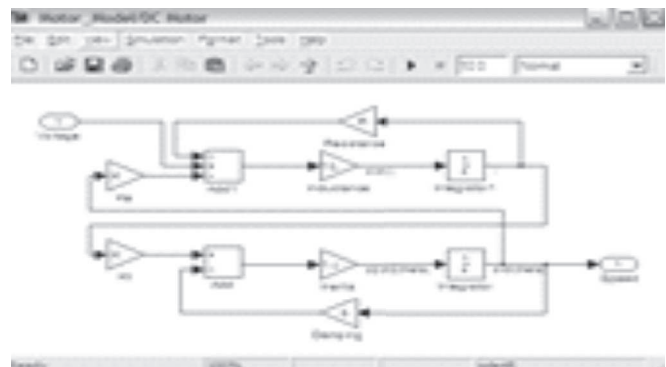
Modelo matemático para la velocidad angular:

$$\frac{d\omega}{dt} = -\frac{1}{J} K_f \omega(t) + \frac{1}{J} K_m i(t)$$

Para manejar algebraicamente estas ecuaciones diferenciales podemos utilizar la transformada de Laplace para obtener por ejemplo la función de transferencia entre el voltaje aplicado y la velocidad angular:

$$\frac{\Theta_m(s)}{V_a(s)} = \frac{K_t}{s[(J_m s + b)(L_a s + R_a) + K_t K_e]}$$

Con estos modelos matemáticos podemos utilizar paquetes computacionales como Matlab donde podemos simular el comportamiento de los sistemas, diseñar y evaluar el funcionamiento de controladores, etc; sin necesidad de tener el motor físico real:



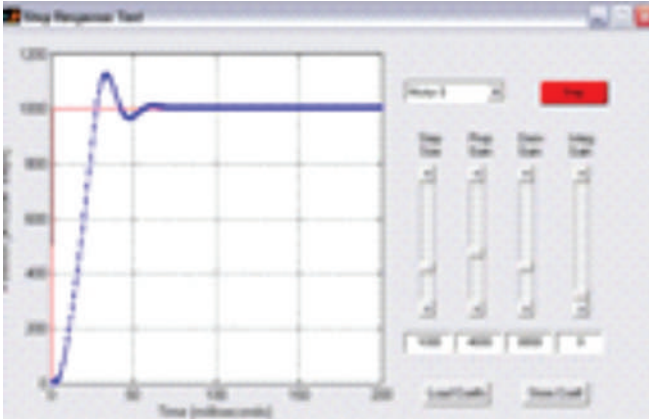


Figura 7. En paquetes de simulación como Matlab se puede evaluar el funcionamiento de sistemas físicos sin tener el sistema construido.

CUADROPTERO VOLADOR

Es un vehículo aéreo de cuatro motores, el cual debido a sus características dinámicas se utiliza ampliamente en institutos aeronáuticos de investigación alrededor del mundo para desarrollar y estudiar técnicas de control avanzadas que se pueden utilizar en sistemas como: misiles, aviones furtivos, bombas guiadas, etc.



Figura 8. Cuadroptero volador grupo Tesla ESUFA

Algunas referencias de cuadropteros voladores utilizados en centros de investigación universitarios y aeronáuticos alrededor del mundo son: [1], [2], [3], [4], [5], [6].

MODELO MATEMÁTICO PARA UN CUADROPTERO VOLADOR

Como un cuadroptero se desplaza en el espacio tridimensional se debe hablar de un marco de referencia inercial, donde se trabaja un marco fijo o estático de referencia y la posición del cuadroptero en el espacio con todas sus variables asociadas:

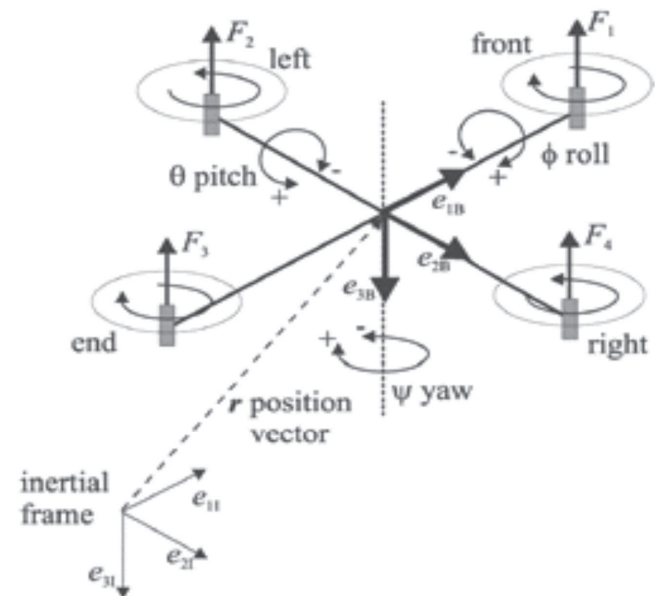


Figura 9. Sistema de coordenadas y marco de referencia inercial para el cuadroptero.

La orientación de cuadroptero se da a través de los ángulos de Euler (pitch θ , roll ϕ y Yaw ψ), así tendríamos el vector de variables angulares:

$$\Omega^T = (\phi, \theta, \psi)$$

La posición del cuadroptero en el marco de cuerpo fijo inercial está dada por el vector:

$$r^T = (x, y, z)$$

La matriz de transformación que me permite conocer en todo momento la posición angular del cuadroptero frente a la posición angular del marco de referencia fijo es:

$$R = \begin{pmatrix} c_\psi c_\theta & c_\psi s_\theta s_\phi - s_\psi c_\phi & c_\psi s_\theta c_\phi + s_\psi s_\phi \\ s_\psi c_\theta & s_\psi s_\theta s_\phi + c_\psi c_\phi & s_\psi s_\theta c_\phi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{pmatrix}$$

Donde por simplificación C es Coseno y S es seno.

La fuerza generada por cada motor del cuadroptero i, donde i= 1, 2, 3, 4 es:

$$F_i = b \cdot \omega_i^2$$

Donde b es un factor de fuerza de empuje hacia arriba y ω_i es la velocidad angular de cada rotor i, así se podría obtener un conjunto de ecuaciones diferenciales que describirían la aceleración del cuadroptero:

$$\ddot{\mathbf{r}} = g \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} - R \cdot b/m \sum_{i=1}^4 \omega_i^2 \cdot \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}$$

Donde m es la masa del cuadroptero y g la aceleración de la gravedad.

En el cuadroptero existen momentos de inercia en x,y,z nombrados I_x, I_y, I_z , también la inercia del motor J_r .

Como existen movimientos rotacionales debido a los motores en el cuadroptero es necesario hablar de un vector M_G que describe el torque aplicado al cuerpo del vehículo y el vector M que contiene los torques giroscópicos, de esta forma tendríamos un segundo conjunto de ecuaciones diferenciales:

$$I\ddot{\Omega} = -(\dot{\Omega} \times I\dot{\Omega}) - M_G + M$$

El vector M es definido como:

$$M = \begin{pmatrix} Lb(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ Lb(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{pmatrix}$$

Nótese en la figura el sentido de giro de cada uno de los rotores del cuadroptero, donde las hélices del cuadroptero tienen un factor de arrastre d y la longitud del brazo L.

Los efectos giroscópicos causados por la rotación del vehículo junto a la rotación de los cuatro motores son:

$$M_G = I_R(\dot{\Omega} \times \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix}) \cdot (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4)$$

Las entradas de energía al cuadroptero son las cuatro velocidades rotacionales de los rotores, para despejar las ecuaciones vistas anteriormente en términos de estas entradas es necesario realizar un cambio de variable:

$$\begin{aligned} u_1 &= b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ u_2 &= b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ u_3 &= b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ u_4 &= d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{aligned}$$

Como los efectos giroscópicos dependen de las velocidades rotacionales de los rotores y transformando las variables de entrada, tendríamos el vector multidimensional:

$$\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 = g(\mathbf{u})$$

Cambiando estas ecuaciones obtendríamos el modelo dinámico del cuadroptero:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= -(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \cdot \frac{u_1}{m} \\ \ddot{y} &= -(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \cdot \frac{u_1}{m} \\ \ddot{z} &= g - (\cos \phi \cos \theta) \cdot \frac{u_1}{m} \\ \ddot{\phi} &= \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) - \frac{I_R}{I_x} \dot{\theta} g(\mathbf{u}) + \frac{L}{I_x} u_2 \\ \ddot{\theta} &= \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{I_R}{I_y} \dot{\phi} g(\mathbf{u}) + \frac{L}{I_y} u_3 \\ \ddot{\psi} &= \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} u_4 \end{aligned}$$

Podemos representar las ecuaciones obtenidas hasta el momento en forma de diagrama de bloques:

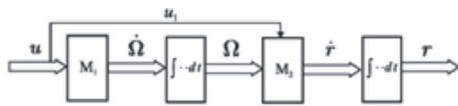


Figura 10. Representación en diagrama de bloques del modelo matemático de un cuadroptero.

En sistemas de control es usual representar las ecuaciones de un sistema en el espacio de estado (variables de estado), teniendo en cuenta todas las variables que manejamos:

$$\dot{x} = f(x, u)$$

Donde $x \in \mathbb{R}^9$ es el vector de variables de estado:

$$\mathbf{x}^T = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \phi, \theta, \psi, \dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})$$

Así el modelo matemático del cuadroptero lo podríamos escribir en el espacio de estado como:

$$\dot{\mathbf{x}} = \begin{pmatrix} -(\cos x_4 \sin x_5 \cos x_6 + \sin x_4 \sin x_6) \cdot u_1/m \\ -(\cos x_4 \sin x_5 \sin x_6 - \sin x_4 \cos x_6) \cdot u_1/m \\ g - (\cos x_4 \cos x_5) \cdot u_1/m \\ x_7 \\ x_8 \\ x_9 \\ x_8 x_9 I_1 - \frac{I_x}{I_z} x_8 g(\mathbf{u}) + \frac{I_z}{I_y} u_2 \\ x_7 x_9 I_2 + \frac{I_x}{I_y} x_7 g(\mathbf{u}) + \frac{I_z}{I_x} u_3 \\ x_7 x_8 I_3 + \frac{I_z}{I_x} u_4 \end{pmatrix}$$

En este modelo matemático podemos apreciar que este es un sistema no lineal e inherentemente inestable.

MODELAMIENTO MATEMÁTICO DEL CUADROPTERO USANDO MATLAB

A continuación se muestra brevemente como se realiza el modelado matemático de un cuadroptero en Matlab:

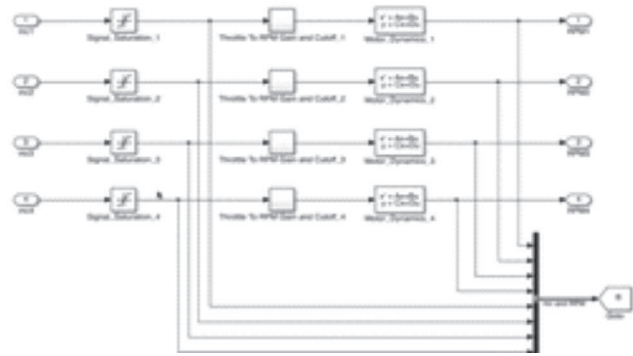


Figura 11. Modelo matemático en el espacio de estado

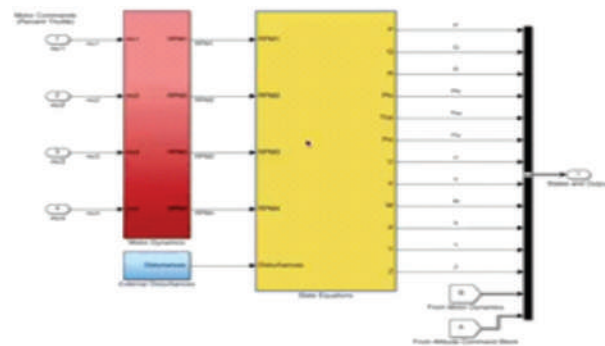


Figura 12. Entradas al sistema, dinámica de los motores, ecuaciones de estado y salida de cada variable de estado.

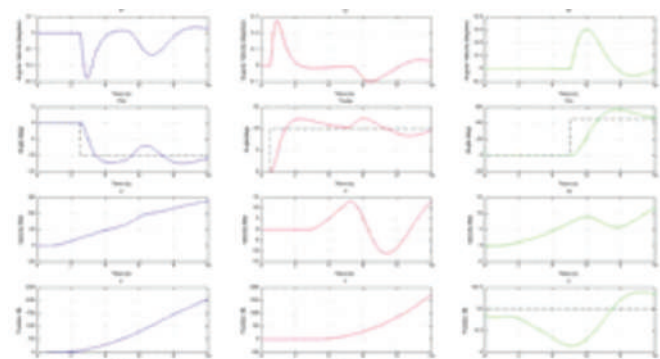


Figura 13. Visualización de variables de estado.

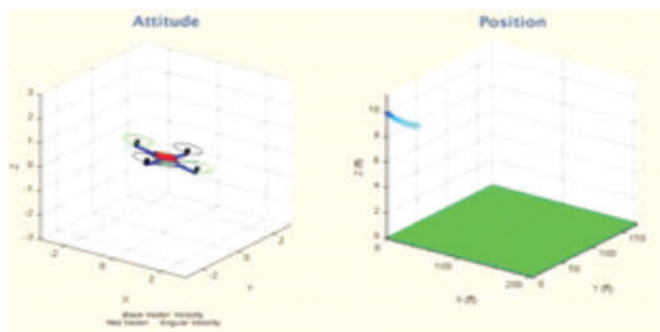


Figura 13. Animaciones de altitud y posición.

CONCLUSIONES

El modelo matemático de sistemas físicos reales permite estudiar su comportamiento ante diferentes condiciones sin tener el sistema construido, en el área de sistemas de aeronaves es una ventaja pues se puede validar el funcionamiento de un sistema sin tenerlo y sin ponerlo en riesgo.

El modelamiento matemático de un sistema es una rama que requiere un buen conocimiento de áreas como: física, matemáticas, electricidad, etc.

Los paquetes de simulación como Matlab permiten evaluar el comportamiento de sistemas como cuadropteros voladores.

Gracias a Matlab se pueden construir y evaluar controladores de vuelo para sistemas aéreos como cuadropteros, misiles, aviones, etc.

Los algoritmos de control que se pueden extraer de aeronaves no lineales e inestables pueden ser utilizados para controlar sistemas como misiles, bombas guiadas, satélites, etc.

AGRADECIMIENTOS

El autor agradece a la ESCUELA DE SUBOFICIALES FAC por la publicación de este artículo en especial a la profesora Patricia Cadena y a la capitán Adriana Medina por la invitación, profesora Alicia Martínez por el apoyo en el grupo de investigación Tesla, Técnico Subjefe Omar Morales Cueto coordinador de la Tecnología en electrónica aeronáutica en ESUFA.

BIBLIOGRAFÍA

1. I. S. a. P. Corke, "System Identification, Estimation and Control for a Cost Effective Open-Source Quadcopter," *2012 IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2012*.
2. T. D. a. S. Jagannathan, "Neural Network Output Feedback Control of a Quadrotor UAV," *47th IEEE Conference on Decision and Control, 2008*.
3. A. Ö. KIVRAK, "DESIGN OF CONTROL SYSTEMS FOR A QUADROTOR," 2006.
4. E. I.-R. M. P. D. E. I. Nascu, "Model Simplification of an Unmanned Aerial Vehicle".
5. P. I. T. M. J. M. C. Shweta Gupte, "A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles".
6. H. Voos, "Nonlinear Control of a Quadrotor Micro-UAV using Feedback-Linearization," *Proceedings of the 2009 IEEE International Conference on Mechatronics., 2009*.

EVALUACIÓN EXPERIMENTAL DEL DESCENSO DEL GLOBO SONDA SKY UP

EXPERIMENTAL EVALUATION OF SONDA GLOBE DESCEND SKY UP

Por: Julio Enoc Parra Villamarin*, Wilson Ricardo Cardenas Caceres**

ABSTRACT: The present article of investigation results describe the evaluation of aerodynamic experimental behavior that the “Sky Up” has in its descent stage. The “Sky Up” is a radio gauge recoverable and reusable designed by the group of investigation in Airspace sciences from Fundación Unversitaria Los Libertadores. The descent stage es esencial in the Project due to the fact that the aircraft depends on it to fulfill with the characteristics of recoverability and reusability. It was developed a detailed analysis of analitical data in the wind tunnel, besides making sumulation models and real tests; to have an amplified aerodynamic behavior data base of the radio gauge; taking into account the aerodynamic variations that experiments from the globe release at landing and in particular the behaviors that influence aerodynamically, like the atmospherical factors and the design. At the end, it was encouraged to make new parameters of design, construction and simulation, which will provide us major suces to this Project.

Key Words: Aerodynamics, Radio Gauge, Recoverable and Reusable, Globe.

RESUMEN: El presente artículo de resultados de investigación describe la evaluación del comportamiento experimental aerodinámico que tiene el “Sky Up” en su etapa de descenso. El “Sky Up” es una radio sonda recuperable y reutilizable que ha diseñado el Grupo de Investigación en Ciencias Aeroespaciales de la Fundación Universitaria Los Libertadores. La etapa de descenso es fundamental en el proyecto dado que de ella depende que dicha aeronave cumpla con las características de ser recuperable y reutilizable. Se desarrollo un análisis detallado de datos analíticos y experimentales en el túnel de viento, además de realizar modelos de simulación y pruebas reales; Pará así tener una base de datos amplia del comportamiento aerodinámico de la radio sonda; teniendo en cuenta las variaciones aerodinámicas que experimenta desde la liberación del globo al aterrizaje y en particular los comportamientos que influyen aerodinámicamente, como los factores atmosféricos y el diseño. Al final, se invita a realizar nuevos parámetros de diseño, construcción y simulación, el cual nos brindara mayor éxito a este proyecto.

Palabras clave: Aerodinámica, Radio Sonda, Recuperable y Reutilizable, Globo.

Fecha de recepción: 20 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

*Estudiante de Maestría en Ingeniería Mecánica – Universidad Nacional de Colombia, Ingeniero Aeronáutico, Director Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA. Fundación Universitaria Los Libertadores
julioenocparra@outlook.com

**Ingeniero Aeronáutico, Estudiante del Grupo de Investigación en Ciencia Aeroespaciales-GICA. Fundación Universitaria Los Libertadores
ing.ricardocardenas@gmail.com

INTRODUCCIÓN

Los UAV's (*Unmanned Air Vehicle*), por sus siglas en inglés, son aeronaves capaces de realizar misiones de vuelo sin la necesidad de intervención humana, la facilidad de aplicación de tareas de inspección, vigilancia, fotografía en entornos poco accesibles, etc. Y por lo tanto es una herramienta que puede ser de uso civil o militar en múltiples campos. El GICA¹, hace una propuesta de incluir esta tecnología en las técnicas de Radiosondeo, operando régimen de bajo número de Reynolds, su sistema de propulsión es un motor eléctrico y su principal objetivo es la recolección de datos atmosféricos.

El estudio propuesto es principalmente orientado para analizar sus variables de vuelo en descenso, haciendo análisis computacionales, validando los datos obtenidos en el laboratorio de túnel de viento y dar parámetros finales para la construcción del modelo y posteriormente la elaboración de las pruebas de vuelo.

1. PARÁMETROS INICIALES

La radiosonda para su correcto funcionamiento debe tener un diseño aerodinámico, una de las variables importantes es la velocidad del viento. El área alar es una función de la velocidad y selección del perfil quienes determinan el comportamiento aerodinámico del cuerpo.

Generalmente en la selección del perfil, se debe identificar que los parámetros de diseño establecidos como coeficiente de sustentación, coeficiente de arrastre, la razón de L/D, coeficiente de cabeceo permitan el cumplimiento del objetivo principal.

Para el sistema de recuperación se ha considerado una estructura de la sonda que permita ser recuperado por medio de un comportamiento aerodinámico (Figura 1), por lo cual el modelo debe tener superficies aerodinámicas y superficies de control que le permitan volver al punto de lanzamiento, a través de un sistema de navegación y vuelo controlado electrónicamente.



Figura 1. Diseño preliminar de la Radio Sonda
Fuente: GICA. 2013

De esta manera la radio sonda seguirá una misión de vuelo como lo muestra la (Figura 2), el cual se caracteriza por que el sistema electrónico almacena la coordenada de partida a través de un sistema GPS y una vez supera los 18000 m de altitud en donde no puede tener acceso a datos GPS, se ubicara con un sistema de datos inerciales IMU (por sus siglas en inglés *Inertial Measurement Unit*), para así al volver en descenso a los 18000 m confirmar la posición GPS y continuar con un descenso controlado hasta el punto de inicio.

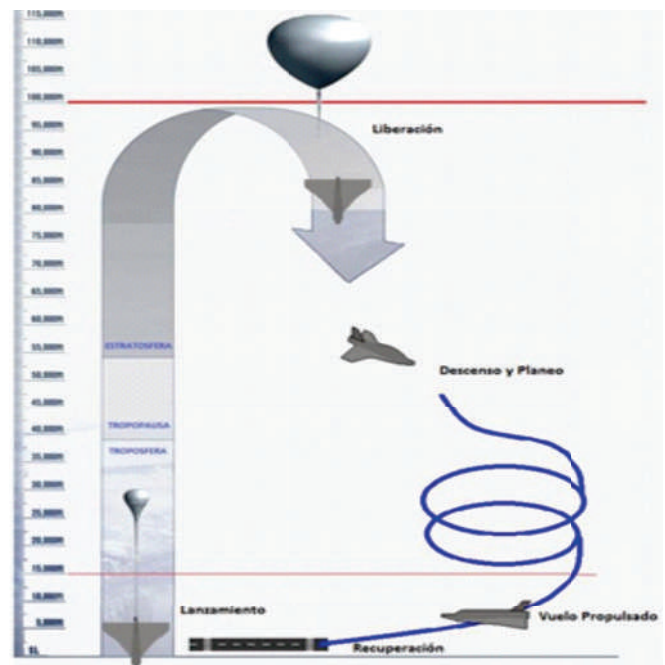


Figura 2. Perfil de la misión de vuelo
Fuente: GICA. Bogotá, Colombia 2013

¹ Son las iniciales de Grupo de Investigación de Ciencias Aeroespaciales GICA

El subsistema de Navegación se encarga de la recolección de datos de los sensores (GPS y brújula digital) y posterior procesamiento. La función del subsistema de Guía es generar la trayectoria o dirección a seguir por el dispositivo. Además la radiosonda cuenta con computadoras de aire abordo para la recolección de datos atmosféricos.

Condiciones atmosféricas

El “Sky Up” se ha diseñado para que en el descenso soporte condiciones atmosféricas variables, lo cual la altura en el que se libera del globo tenga ciertos parámetros atmosféricos como lo muestra la (Tabla 1). Donde se pueden evidenciar con base en la International Standard Atmosphere (ISA)².

(h) ALTURA [m]	(T) TEMPERATURA [K]	(P) PRESIÓN [N/m ²]	(ρ) DENSIDAD [kg/m ³]
32000	237,77	863,1	1,26E-02
25000	216,66	2.527,3	4,06E-02
11000	216,78	22.700,0	3,65E-01
0	288,16	101.325,0	1,23E+00

Tabla 1. Condiciones Atmosféricas

Fuente: Autores. Bogotá, Colombia: 2014; Datos tomados de: ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Introduction to Flight, 5 Ed. International Edition, McGraw-Hill, 2005.

Partiendo de las condiciones atmosféricas las principales diferencias técnicas y operacionales en el diseño e implementación de una radiosonda recuperable y reutilizable se basan en la caracterización aerodinámica y de diseño que se está empleando, para esto se describe en la siguiente Tabla 2, a partir de las primeras estimaciones realizadas por el GICA.

Variable	S. Ingles	S. I.
Peso máximo	WTO: 4,5 lb	2,041 kg
Envergadura	b: 55 in*	1,397 m
Área alar	S: 3,5 ft ² *	0,33 m ²
Cuerda media Aerodinámica	MAC: 10 in *	0,254 M
Velocidad de crucero	Vc: 35 mph	15,646 m/s
	51,31 ft/s	15,639 m/s
Velocidad de perdida	Vs: 16 mph	7,153 m/s
	23,6 ft/s	7,193 m/s
Relación de densidad	ρ/po: 0,6292	* =Preliminar
	A 15000 ft o 4572 m	

Tabla 2. Geometría del Sky UP

² Modelo el cual se obtienen valores de presión, temperatura, densidad y viscosidad del aire en función de la altitud.

Una de las consideraciones que se debe tener en cuenta para el diseño de la plataforma alar y selección del perfil, son los valores de número Reynolds (Re) ya que este factor se vuelve crítico debido al tamaño del vehículo y las velocidades de operación.

A baja velocidad y debido al tamaño, las fuerzas de viscosidad se tornan relativamente mucho más importantes que las fuerzas de inercia o por efecto de la masa del vehículo, se debe comprobar que en el rango de velocidades de operación del vehículo los valores de RE se encuentren entre los valores recomendados teniendo en cuenta los efectos de escala.

Para planeadores radio controlados multitarea estos son los valores de RE:

- En altas velocidades 400.000
- En planeo o bajas velocidades 100.000

2. INFORMACIÓN DEL DISEÑO DEL “SKY UP” Y SU COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO.

El diseño desarrollado de la estructura aerodinámica tiene una configuración tipo ala volante (Flight Wing), el perfil seleccionado es MH60, consta de dos superficies de control en las alas que cumplen las funciones de elevadores y alerones; el cuerpo del fuselaje se diseñó a partir de la cámara de video y con un espacio interior donde se albergara la batería, computadora de vuelo y radiosonda, sensores, servos, entre otros. El motor eléctrico tiene configuración Pusher con hélice de dos palas; tren de aterrizaje principal es ballesta ubicado en la parte frontal del fuselaje; el estabilizador vertical es doble ubicado en el centro del fuselaje una parte sobre el extradós el cual tiene el timón de dirección y la otra en el intradós que sirve también de patín de cola, como se muestra en la Figura 3.



Figura 3. Diseño de la aeronave contenedora de la radio sonda Fuente: GICA. 2014

Los valores de Re para regímenes de bajas velocidades (100000), estos son caracterizados preliminarmente por el grupo GICA, en el estudio de los perfiles para la construcción del prototipo final³ (Tabla 3).

No.	PERFIL	RE	%t/c	Cdmin	Cm ₀	α _s de g	(Cl/Cd) _{max}	Perdida
1	MH60	>100000	10.12	0.008	+0.0140	10	49	Moderado

Tabla 3. Condiciones del perfil seleccionado

Dentro de las consideraciones aerodinámicas previstas se encuentra la implementación del Perfil aerodinámico MH60 que brinda un coeficiente de momento cercano a cero ideal para este tipo de plataforma alar, además el valor de la relación de espesor (% t/c) es adecuada para albergar una estructura de soporte más alta y liviana teniendo en cuenta que el número Re es importante dando un valor por debajo de 100000, haciendo que la pérdida del perfil sea catalogada como moderada, y obteniendo un mejor rendimiento de la sección (Figura 4).

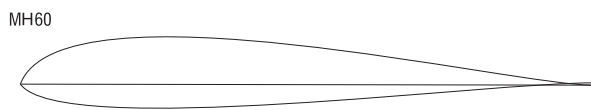


Figura 4. Perfil seleccionado MH 60

Este perfil fue diseñado específicamente para alas volantes, en flecha, deltas y sin estabilizador horizontal.

3 PARÁMETROS DE VUELO TEÓRICOS DE LA ETAPA DE DESCENSO A TRAVÉS DE CURVAS DE COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO

En la evaluación aerodinámica, inicialmente se hace una secuencia de toma de datos para el análisis bidimensional utilizando el programa computacional de código abierto Xfoil y Xflr5⁴, que solucionan de manera práctica, el comportamiento de fuerzas y presiones, aplicando el método de paneles.

³ TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44

⁴ XFOIL y XFLR5 son programas muy utilizados para analizar perfiles y alas que operan a bajos números de Reynolds. XFLR5 v6 brinda un análisis de estabilidad y control dinámicos a partir de la información aerodinámica calculada por VLM

En los perfiles seleccionados por bajos números de Reynolds como: MH60 y HS522, el perfil escogido es el MH60, se realizaron las comparaciones en 2D (Por Xflr5, Xfoil), este perfil tiene un buen desempeño a bajos números de Reynolds. Esta es una de las razones por el cual el grupo de investigación se acomoda a escoger los datos para la construcción del Sky Up.

En las gráficas siguientes (figura 5) se observa el análisis 2D realizado para los perfiles MH60 y HS 522 en el software Xflr5 y Xfoil.

El análisis para el perfil HS 522, alcanza condiciones críticas en la punta del plano, su valor de Re se encuentra por debajo de 100000, es importante verificar los datos para este perfil y observar si es apropiado para el tipo de misión.

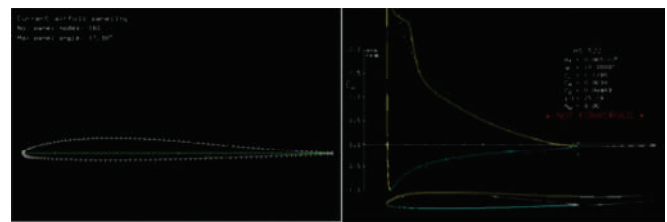


Figura 5. 1a y 1b. Coeficientes para Perfil HS522 y Geometría de paneles a (RE=65000) a α 10°.

Fuente: Autores. Xfoil. 2013;

Es importante determinar si la configuración actual cumple con las características necesarias para el control y estabilidad. Para ello fue necesario hallar los coeficientes de sustentación, resistencia y momentos requeridos con ayuda del programa XFLR5 el cual utiliza el VLM. El VLM va a permitir calcular las fuerzas de sustentación y resistencia inducida en una superficie alar de forma rápida y con buena precisión, a pesar de que trata al flujo como no viscoso y por lo tanto no está en capacidad de predecir la resistencia al avance producido por los esfuerzos cortantes ni la pérdida del ala, sin embargo, calcula fuerzas aerodinámicas en configuraciones no planas.

La Figura polar de un perfil representa sus valores de coeficiente de sustentación (Cl) y coeficiente de resistencia (Cd). Estos valores se toman de la experimentación realizada en el túnel aerodinámico, o de modelos matemáticos. Un perfil tiene una curva polar para un número de Reynolds determinado (en este caso Re=50000 a 920000), para conocer el com-

portamiento del perfil en el modelo, debería tener acceso a las curvas para los números de Reynolds a la cual volará. La Figura polar resulta muy útil en la elección del perfil aerodinámico en cada una de sus aplicaciones, pues muestra el margen de sustentación bajo por el cual la resistencia se mantiene en los límites adecuados. Figura 6 y 7.

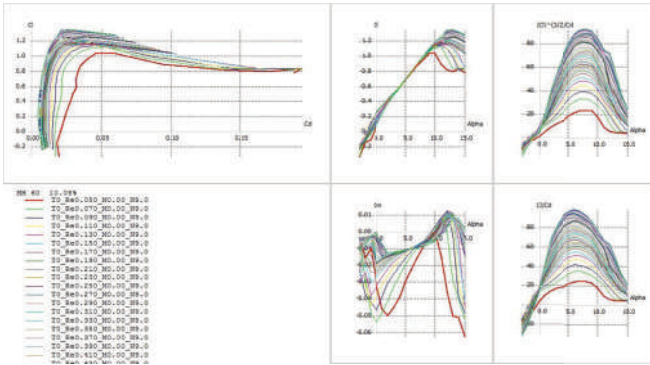


Figura 6. (Curvas Cl/Cd), (Cd/Alpha), (Cl/Alpha), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha). (Re= 50000 a 920000). Fuente: Autores. Xflr5. 2014

En la anterior figura es posible denotar la estabilidad del Reynolds en la Figura polar.

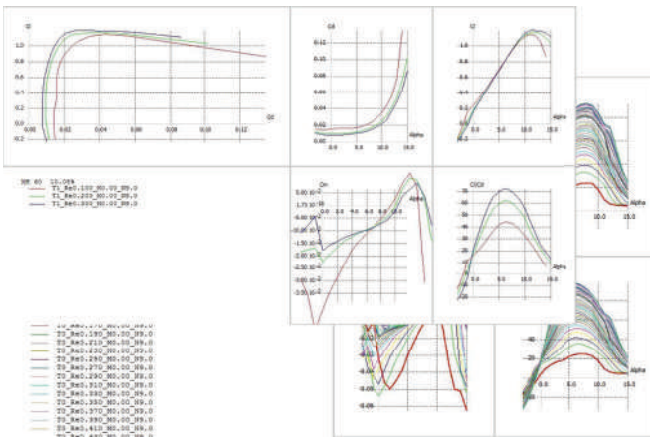


Figura 7. (Curvas Cl/Cd), (Cd/Alpha), (Cl/Alpha), (Cm/Alpha) y (Cl/Cd)/Alpha). (Re= 100000 a 300000) Fuente: Autores. Xflr5. Bogotá, Colombia; Autores.

Este Reynolds es específico para que caracterice e identifique las curvas de manera estable y cómoda antes obtenidas, el procesamiento de datos y represente significativamente el rango de Re antes analizado.

Determinación de medidas y parámetros definitivos

Según los datos analizados que se extrajeron anteriormente el valor máximo de peso al despegue (WTO),

es de 2.04 Kg (4.5 lb), 0.125 kg (0.3 lb) más que los 2 Kg empleados en la estimación inicial de la superficie alar, luego se efectuó un nuevo análisis que competía en el ajuste de área y velocidades, para que estos nuevos valores se asumieran en el ajuste de la geometría y plataforma alar (ver Tabla 4).

W_{TO}	2.04 Kg (4.5 lb)
V_S	37 Km/h (23mph)
V_L	42.6 Km/h (26.5mph)
R_E	178811
Cl	0.9
S	0.33m ² (3.5ft ²)

Tabla 4. Parámetros definitivos del Sky UP Fuente: Autores. Bogotá, Colombia: 2014;

Dimensiones, geometría y características iniciales del ala con base en los parámetros propuestos previamente.

Variable		S. Ingles		S.I.	
Cuerda de raíz	C_{root}	14.4	in*	0.366	m
Cuerda de punta	C_{tip}	3.5	in*	0.089	m
Velocidad de perdida	V_s :	24	mph	10.729	m/s

Tabla 5. Datos específicos del perfil alar

5. COMPORTAMIENTO AERODINÁMICO EN EL LABORATORIO TÚNEL DE VIENTO SUBSÓNICO.

Los ensayos se realizaron en el túnel aerodinámico del programa de Aeronáutica, Facultad de Ingeniería, Universidad Los Libertadores, En la elaboración de los prototipos a escala del perfil de ala del Sky up, analizando el comportamiento que tendrá en el túnel. El propósito de los ensayos es determinar que los datos que se tiene preliminarmente puedan ser constatados y previamente analizados para poder efectuar las gráficas reales y hacer la construcción del prototipo.

Teniendo en cuenta que el “Sky Up” es un diseño fundamentalmente de ala volante como se observa en la se puede considerar que el modelo para túnel del ala (3D) constituye un modelo apropiado tanto para el ala como para toda la aeronave, de tal manera que la sección de anclaje del modelo dentro del túnel, a su vez representa la incidencia del fuselaje en su comportamiento aerodinámico.



Figura 8. Configuración típica de un túnel de viento
Fuente: Autores 2014

Entre los datos técnicos más relevantes de este equipo se puede señalar el tramo de trabajo que tiene como medidas, la sección transversal de $400 \times 600 \text{ mm}^2$ y un largo de 600 mm. Para llevar a cabo las pruebas de los prototipos de los perfiles. Al llevar a cabo las pruebas hay que tener en cuenta ciertos aspectos en el cual minimizar los errores de montaje, dentro de esto se le sitúa una varilla de soporte de 12 mm de diámetro a los prototipos en la base para que ellos tenga una firmeza como primera característica y para poder montarlos sobre la balanza el cual nos dará datos de Lift, Drag y Momento. Una vez montado el modelo se procedió a ajustar la balanza, después colocamos en nivel el perfil, con el fin de eliminar los errores por influencia de mal ajustes. Finalmente se procede a poner el perfil en posición para hacer las medidas y el comportamiento real que tendrá.

Construcción de los modelos a escala del “sky up” para pruebas en túnel

Para determinar las características de construcción del modelo para pruebas en vuelo es necesario tener en cuenta la incidencia de la escala en su comportamiento, a partir de ello se utiliza el teorema de Pi que relaciona el factor de la escala geométrica. El cual al cumplirse, se puede determinar perfiles adimensionales de velocidad iguales en modelo y prototipo⁶ donde la velocidad del prototipo V_p , se mide en el modelo como V_m , y luego multiplicarla por el factor de escala:

$$V_p = \text{Escala} * V_m$$

Teniendo en cuenta dentro de los objetivos se requiere conocer las condiciones reales de vuelo del Sky Up. Estas están determinadas por el peso del modelo, la velocidad de operación en fases determinadas de la misión y las condiciones atmosféricas, la variable a determinar es la velocidad de operación en condición en las fases de la misión; Por tal razón la condición estándar de análisis se selecciona la velocidad de crucero.

A partir de lo anterior se ajusta las condiciones de vuelo del prototipo que se ven afectadas por su peso y condiciones atmosféricas diferentes de la experimentación, manteniendo la variable de velocidad de crucero V_c , este prototipo se diseña de manera simplificada permitiendo mantener dichas condiciones en su fase de descenso. Desde las condiciones que se proyectan para el prototipo se resaltan los Re de operación para así determinar los Re y geometría teniendo en cuenta las reducciones de escala y condiciones atmosféricas para la experimentación en túnel de viento.

Conociendo las condiciones de Re generales para toda la operación del Sky Up, se concibe un modelo matemático que conceda simular en Xflr5 y un modelo teórico del comportamiento aerodinámico del “Sky Up” en su etapa de descenso, a partir de allí se logra seleccionar el Re característico y estable que desde el teorema Pi, esto permite conseguir las velocidades experimentales en túnel, que posteriormente se ajustan a las velocidades del prototipo, que teniendo en cuenta las variaciones de peso y condiciones atmosféricas que tiene con respecto el prototipo real admite recrear las características de vuelo en etapa de descenso reales del Sky Up.

Se construyó un modelo del perfil MH 60 y este se realizó a una escala de 1:1.4 (Figura 9), se registraron resultados más acertados, con diferentes ángulos de incidencia, estas pruebas se variaron las velocidades en un rango de 8 a 24 m/s.

⁶ Sebastián Pérez by Scribd. Memorias de clase Fenómenos de transporte Licenciatura en ciencia y tecnología, clase 7, [en línea] fuente en: es.scribd.com/doc/207899694/clase7. Julio 2014, p. 80-82



Figura 9. Construcción del modelo del perfil a escala [1:1.4]
Fuente: Autores 2014

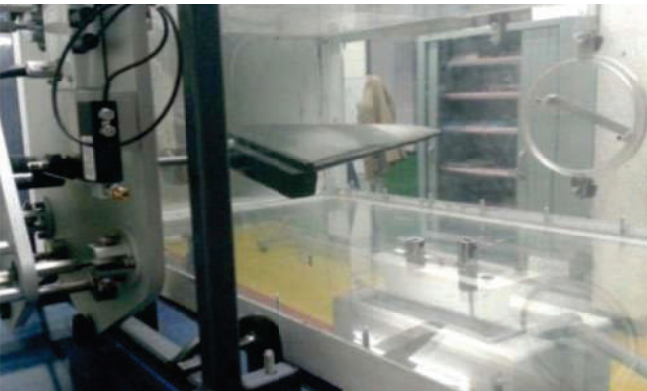


Figura 10. Pruebas en túnel de viento
Fuente: Autores 2014

6 ANÁLISIS Y TRATAMIENTO DE RESULTADOS

En este caso se analizaron el comportamiento que tenían los perfiles aerodinámicos mediante tablas de Excel, curvas obtenidas y validadas analíticamente. Una vez corroborado los datos que se obtienen en el túnel de viento se verifican mediante modelos matemáticos y gráficos. (Figura 11 a 14)

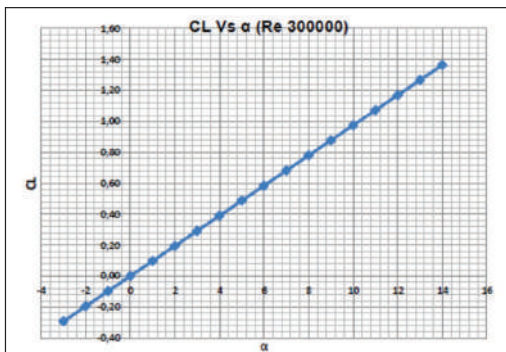


Figura 11. Validación de los coeficientes de Lift.
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

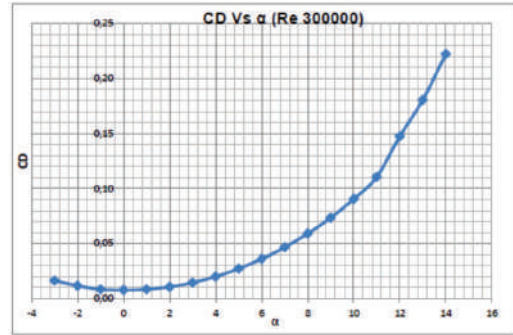


Figura 12. Validación de los coeficientes Drag.
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

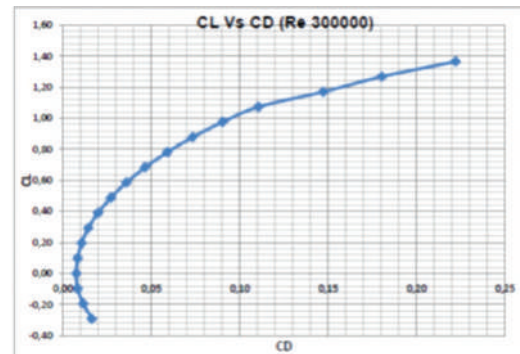


Figura 13. Validación de Drag polar
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

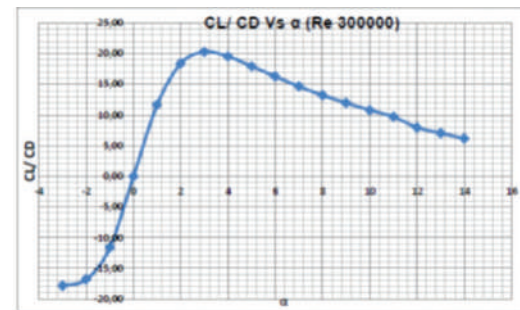


Figura 14. Validación de eficiencia aerodinámica
Fuente: Laboratorio Los Libertadores, modificado por autores.

Resultados significativos

Los resultados obtenidos en las gráficas se evidencian para ángulos de ataque comprendidos entre -3° y 14° , a partir de estos ángulos de ataque se empieza a notar una diferencia aceptable. Las diferencias entre el Lift y el Drag en ángulos superiores a los 5 grados se puede atribuirse los efectos que producen las paredes del túnel y el desajuste que puede adquirir la balanza por no estar definida en un solo sitio, produciendo una des calibración y este arrojando datos no tan confiables. A pesar de las diferencias y los errores que podemos en-

contrar se puede precisar que la eficiencia aerodinámica nos brinda resultados confiables para el desarrollo final del Sky Up. Al hacer el desarrollo matemático sobre que potencia y empuje es necesario para las diferentes velocidades que vaya adquirir en su descenso se pudieron obtener los siguientes resultados. (Figura 15)

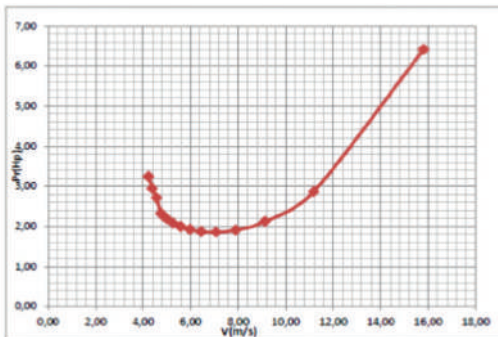


Figura 15. Potencia requerida
Fuente: autores.

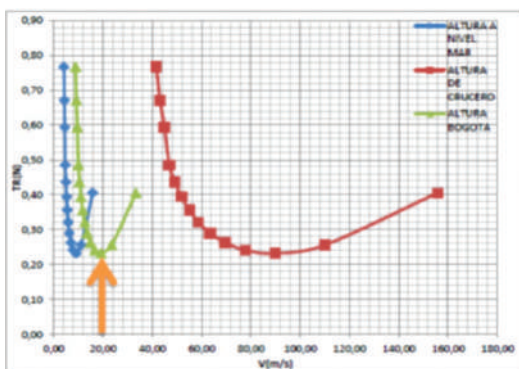


Figura 16. Empuje requerido a nivel del mar, altura de crucero y altura en Bogotá.
Fuente: Autores.

Se puede observar en la (Figura 15) que en la curva de empuje tenemos las velocidades máximas para las alturas requeridas, como lo es a nivel del mar, nivel de Bogotá, y la de crucero de la aeronave. Estas alturas son definidas. Los resultados obtenidos son analizados y previamente demostrado con los modelos matemáticos, se tendrá una variable importante y es el uso del motor eléctrico que influirá y habrá cambios en la configuración del sistema.

7 PARA PRUEBAS REALES DE VUELO.

Construcción del modelo

El modelo se construyó teniendo en cuenta las dimensiones descritas en el modelo en el CAD para po-

der hacer el corte de las costillas y un proceso de mecanizado con láser, como se observa en la Figura 18.

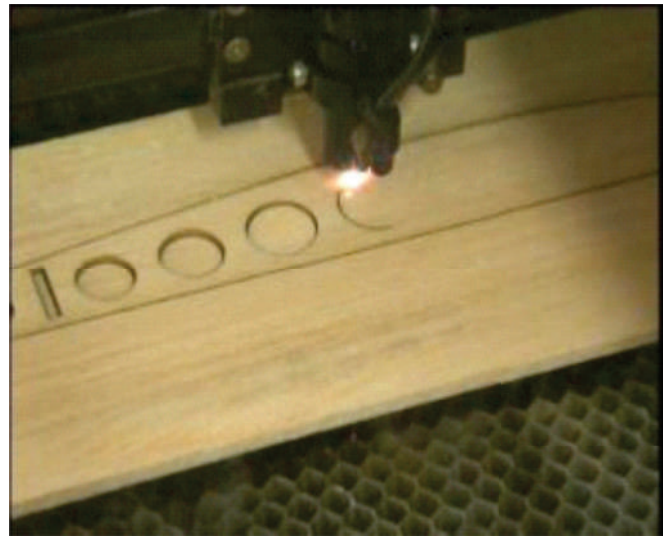


Figura 18. Corte de las costillas a laser
Fuente: Autores.

Después de realizar el corte láser, se procede a eliminar el material sobrante que queda en las costillas, haciendo un lijado muy mínimo. En la Figura 19. Se puede observar la alineación de las costillas con sus respectivos Jigs⁷, esto se realiza para que entre las costillas no tengan variaciones de ángulos de ataque y todas queden alineadas, luego de este paso es poner unos largueros entre las costillas para que ellas tengan una rigidez estructural como se observa en la Figura 19.



Figura 19. Alineación de Jigs
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

⁷ Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press



Figura 20. Pegado de largueros a las costillas
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

Al terminar todo el proceso de construcción se establece el desarrollo de la góndola, la corrección de imperfecciones de la madera aplicándole un poco de resina o masilla, después de este proceso se pintó y se balanceo correctamente para poder realizar las pruebas de vuelo. (Figura 21)



Figura 21. Prototipo corregido y terminado.
Fuente: Bogotá, Colombia; Autores

Pruebas para analizar senda de planeo

Se diseñaron unos ensayos de vuelo con el prototipo para poder obtener una reseña experimental real del “Sky Up” en su etapa de descenso. En la primera experimentación lo que se quiere es llegar a que el prototipo logre una velocidad de 20 m/s que es la velocidad de crucero que va a obtener en la altura a nivel de Bogotá. Para que el prototipo nos brinde el comportamiento de planeo que puede obtener cuando este descendiendo. Para esto se ha diseñado un mecanismo bastante simple de poleas y pesos

que funciona, mediante un riel fabricado por dos listones de madera para que sirva como conductor de la aeronave y esta tenga un sistema de gancho que lo sujete una cuerda el cual tendrá en su extremo un peso, así como se muestra en la Figura 22.

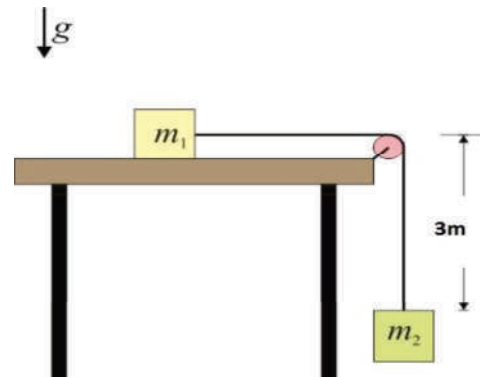


Figura 22. Mecanismo de poleas
Fuente: Internet, Bogotá, Colombia; 2014. Modificada por Autores. Fuente se encuentra: <http://laplace.us.es/wiki/index.php/Archivo:Dos-masas-mesa.png>

Con los datos anteriores y unos datos iniciales como nos muestra la (Tabla 5).Se empieza la realización de las pruebas experimentales reales.

m_1	0,5 Kg
g	9,78 m/s ²
V_f	20 m/s
h	3m
m_2	3-7 Kg

Con los anteriores datos se realiza la prueba de planeo como se muestra en la figura 23.



Figura 23. Pruebas reales
Fuente: Autores

Para conocer cuál es la velocidad final real que va a obtener el prototipo usamos ecuación de velocidad Final en caída libre. Esta es la velocidad real alcanzada por el prototipo, ya que encontramos una serie de inconvenientes, si queríamos llegar a la velocidad final de crucero que son 20 m/s en la altura de Bogotá, tendríamos que tener unos rieles de más de 22 m, y nuestra limitante es que solo se consiguieron de 3 m máximo. se puede observar (Figura 24), que el prototipo en esta prueba logro una distancia de planeo de 3,5 a 4,5 m variando el peso que era entre 3 a 7 kg, y mirando que su comportamiento aerodinámico de planeo no se observó en su totalidad por la velocidad que se logró, ante esto podemos definir que obtuvo una sustentación aceptable.



Figura 24. Vuelo final en planeo.
Fuente: Autores

Posteriormente se analizar los factores críticos que no hicieron posible la anterior prueba, en cual se localizaron que era la altura y distancia recorrida del prototipo, es decir no se tenían unos rieles con mayor longitud de 3 m.

Para la alteración de la altura se pensó en hacer una polea lo suficientemente grande que nos eliminara esta variable, el cual se encontró un motor que nos producía 3400 Rpm y se empezó a calcular de la siguiente ecuación:

Despeje de ciclos sobre minuto para resultar en radianes.

$$\frac{c}{\text{min}} * \frac{1}{60 s} = \frac{c}{s} = \text{rad}$$

Dónde:

C: ciclo

min: minuto.

El motor a disposición brinda 3400 Rpm las convertimos a ciclos sobre radianes, el equivalente es 57,5 c/ rad. De lo cual es posible continuar el proceso y ya conociendo que una polea de 35 cm de radio, para poder reemplazar la altura con el mecanismo que se piensa ejecutar, el cual consiste en que la polea hale la cuerda y esta a su vez le dé la velocidad que se quiere lograr. Con la construcción de la polea se encontró la dificultad y fue el motor, que no pudo moverla por ser tan grande, así se le aplicara una fuerza manual a la polea para que arrancara, el motor tendría que por lo menos mientras establece su velocidad constante, haberse consumido más de 80 metros de 55 cuerda para empujar el avión y sacarlo a planeo con la velocidad deseada. Ante estos podemos decir que esta prueba no es viable.

En esta experimentación se realizó el mismo principio de las poleas pero con la diferencia que se utilizaran dos poleas sobre un eje que la polea más pequeña sea la que soporte la caída del peso mientras la grande proporciona el movimiento a la velocidad deseada. Al desarrollar esta prueba y estar a punto de alcanzar la velocidad propuesta, encontramos una falla el cual era que el prototipo al llegar a estas velocidades no podía resistir estas gravedades que eran superiores a 4. Esto no es viable para los materiales implementados dado que no se podrían soportar estas pruebas.

Comparación datos computacionales con datos experimentales

Para nuestra comparación se presentan las gráficas de los datos obtenidos computacionalmente en XFLR5 y se

comparan con los datos experimentales (túnel de viento) que son analizados para la velocidad máxima teórica de 20m/s y la velocidad máxima experimental de 24m/s con una variación de ángulo de ataque de -5° a 15° . En la (Figura 24), se puede observar que el coeficiente de sustentación varía entre los datos experimentales y computacionales, dado que el ángulo de ataque en el cual el ala comienza a entrar en pérdida, computacionalmente es 12° y experimentalmente es de 10° . Sacando una corta conclusión podemos afirmar que el comportamiento del "Sky Up" puede ser variable en su descenso.

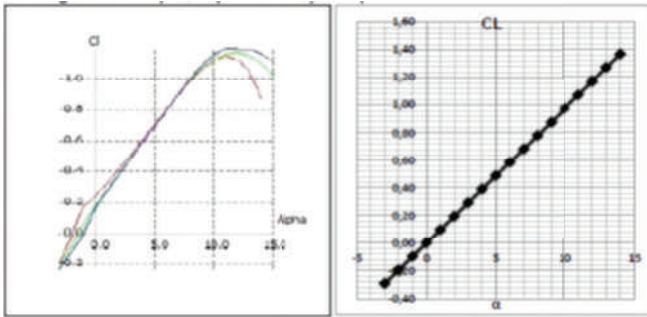


Figura 24a y 24b. Comparación del coeficiente de sustentación en función del Angulo de ataque, experimental y computacional. Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 25) permite ver que los valores del coeficiente de arrastre experimental se encuentran cercanos a los obtenidos por XFLR5. Para el ángulo de ataque cero, tanto los valores de las simulaciones como en los experimentales son aproximadamente iguales, la tendencia que se aprecia en los datos arrojados por XFLR5 y los obtenidos experimentalmente son muy cercanos en todos los ángulos expuestos, por lo tanto, se puede considerar que el coeficiente de arrastre es óptimo para el "Sky Up" para Reynolds bajos.

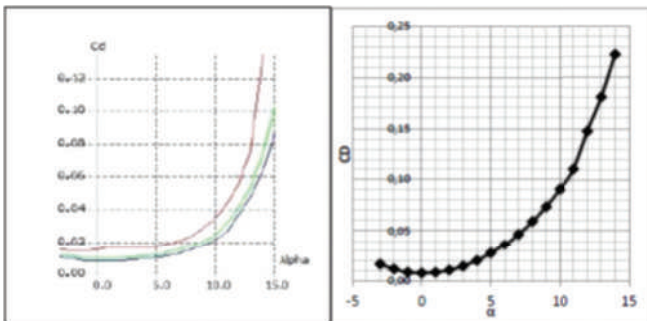


Figura 25a y 25b. Comparación del coeficiente de arrastre en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 26) se puede observar que la experimentación y el análisis computacional el coeficiente de momento es variable, empieza negativo, luego trata de estabilizar en la parte positiva y termina retomando los valores negativos, con esto se puede concluir que el perfil del ala muestra una estabilidad estática. 58

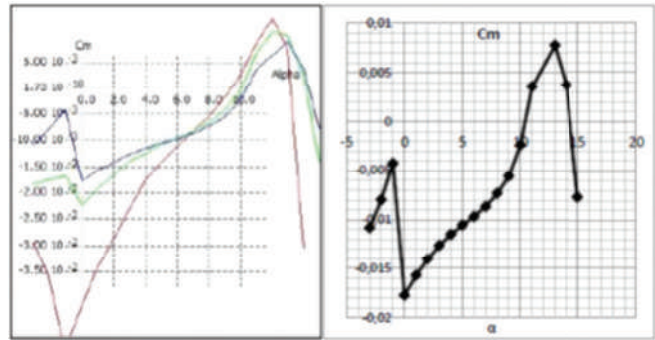


Figura 26a y 26b. Comparación del coeficiente del momento en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

En la (Figura 27), la aeronave tiene una velocidad óptima, donde la eficiencia aerodinámica tiene un comportamiento estable y mantiene una autonomía de vuelo eficiente dada por la sustentación. La máxima eficiencia computacional se encuentra cuando el ángulo es de 6° .

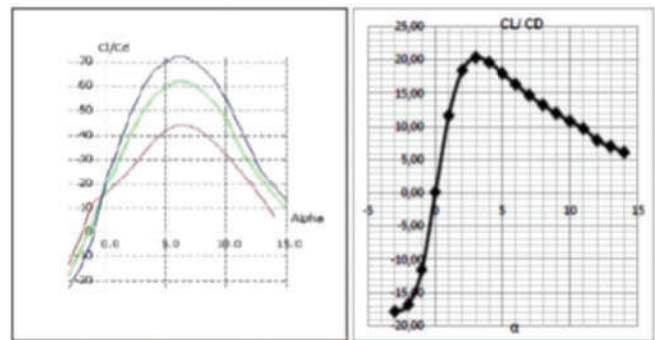


Figura 26a y 26b. Comparación de eficiencia aerodinámica en función del ángulo de ataque, experimental y computacional. Fuente: Autores Bogotá, Colombia; Datos tomados Xflr5 y Análisis Experimental

Análisis aerodinámico tridimensional

La comparación de los análisis obtenidos de los datos experimentales en frente a los adquiridos computacionalmente, se explica en la siguiente tabla.

Coefficientes Aerodinámicos	Alpha	Exp.	Alpha	XFLR 5	Alpha	Túnel de viento
CL máx	14°	1,37	11°	1,141	11°	1,0712
CD máx	14°	0,22	11°	0,043	14°	0,2201
Cm máx	14°	0.6615	0°	0,041	-3°	-0,0112
CL/CD máx	4°	19,53	4°	37,231	-1°	11,614

Tabla 6. Comparación de coeficientes aerodinámicos del Sky Up
Fuente: Autores. Bogotá, Colombia.

El siguiente análisis que nos muestra la (Tabla 6), el coeficiente de sustentación es mayor con XFLR5 a un ángulo de 11°. El CL máximo es mayor experimentalmente a un ángulo de 14°, comparado con XFLR5 es a 11°, lo cual demuestra que el análisis experimental se encuentra próximo a los datos obtenidos. La eficiencia aerodinámica (CL/CD) se encuentra a 4°, en la mayoría de los métodos utilizados, podemos decir para este ángulo de ataque es el más óptimo y recomendable para el vuelo en crucero. El alcance máximo que tiene el ala del Sky Up, es mayor experimentalmente a un ángulo de 4°. En la anterior tabla encontramos valores con los diferentes métodos evaluados, es por esto que se va a calcular un error porcentual para tener un margen por defecto, de los datos extraídos. El error porcentual se saca así:

$\% \text{ error} = [(\text{error teórico} - \text{error experimental}) / \text{error teórico}] \times 100\%^8$.

	Teórico	Exp.	%Error
CL máx	1,37	1,0712	0,218
CD máx	0,22	1,2201	0,000
Cm máx	0,6615	-0,0112	1,017
CL/CD máx	19,53	11,614	0,405

Tabla 7. Análisis de error en coeficientes.
Fuente: Autores. Bogotá, Colombia.

CONCLUSIONES

Analizando los resultados por los programas XFOIL y XFLR5, se estimaron características aerodinámicas del diseño como curvas de sustentación, coeficientes de momento, coeficiente arrastre, máxima eficiencia aerodinámica, empuje y potencia requerida. Luego de esto se realizaron análisis de estabilidad y control

en el laboratorio de túnel de viento. Finalmente con los datos obtenidos, se diseñaron un prototipo con medidas reales para poder hacer pruebas en ambiente real y saber su comportamiento en senda de planeo.

En los diferentes coeficientes máximos que se lograron obtener en XFLR5 y experimentalmente son muy cercanos, lo cual con esto podemos decir que la diferencia porcentual no sobrepasa el 5%, esto se debe a la relación de aspecto que caracterizo con el ala y su diseño.

Esta información se empleó para realizar el análisis de estabilidad y control. Luego de esto, se realizó el análisis de estabilidad y control de la aeronave a partir de las características y valores obtenidos respecto al programa XFLR5.

Al diseñar y construir el modelo para las pruebas experimentales reales, se realizaron algunas modificaciones en el diseño de las alas, poniendo unos winglets para su control vertical.

A partir del análisis computacional y experimental, se puede deducir que el diseño del "Sky Up" no es definitivo y que es posible hacer un nuevo diseño para un mejor rendimiento aerodinámico.

El diseño estructural del modelo real se tendrá que construir de tal manera que soporte diferentes gravedades sin que se destruya o tenga falencias de diseño.

Finalmente las pruebas de vuelo se encontraron algunos problemas sobre qué mecanismos se tiene que usar para poder llegar a la velocidad indicada por los análisis experimentales.

El presente proyecto ha permitido evaluar la etapa de descenso del "Sky Up" cuyos resultados obtenidos muestran condiciones favorables de vuelo para el cumplimiento de la misión teniendo en cuenta las demás conclusiones anteriormente mencionadas. Y que es necesario precisar con más detalle el estudio de las demás etapas de vuelo.

BIBLIOGRAFÍA

1. Análisis de las condiciones que favorecen el desarrollo de la actividad convectiva y de las tormentas eléctricas en la Sabana de Bogotá. . Eslava, Jesús y Montoya, Gerardo. [ed.] Universidad

⁸ DE FERMAT, Pierre. Estimando medidas.. Tipos de errores en la medición. Monografía de Física, Unidad I Sistemas de Unidades. México D.F. Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo. Ingeniería. 2013.

- Nacional de Colombia. Bogotá: Geofísica Colombiana, 2000, Vol. 4, págs. p 23-30. Grupo de Investigaciones en Meteorología. UNAL.
2. ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. Estados Unidos: Mc-Graw Hill, 2001. p 1-417. ISBN 0-07-237335-0.
 3. ANDERSON, Jhon D. Jr. En: Introduction to Flight, 5 Ed. International Edition, McGraw-Hill, 2005. P 1-350.
 4. ANDERSON, John D Jr. Aerodynamics: Some Fundamental Principles and equations. En: Fundamentals of aerodynamics. 3 ed. New York: McGraw Hill, 2001. p. 1-417 ISBN 0-07-237335-0.
 5. CARMONA, Anibal Isidoro. Aerodinámica y Actuaciones del Avión. Madrid: Para info, 2000. p. 79-113, (ISBN 84-283-2640-1).
 6. [6]. D. M. Atkins (1958). Observations on the Flight, Wing Movements and Wing Structure of Male *Priacma serrata* (Lee.) (Coleoptera: Cupecidae). *The Canadian Entomologist*, 90, pp 339-347. doi:10.4039/Ent90339-6.
 7. DE FERMAT, Pierre. Estimando medidas.. Tipos de errores en la medición. Monografía de Física, Unidad I Sistemas de Unidades. México D.F. Universidad Autónoma del Estado de Hidalgo. Ingeniería. 2013
 8. Education Series. 1992. P 1-400.
 9. Henriksen, Erik Karl (1973), Jig and fixture design manual, Industrial Press.
 10. Nasa. (Junio 4 - 2011), What Is Aerodynamics, [En Línea] <http://www.nasa.gov/audience/forstudents/k-4/stories/what-is-aerodynamics-k4.html#.U9Us5fldWSo>.
 11. National Instruments. National Instruments developer zone. [En línea] 14 de Septiembre de 2011. <http://www.ni.com/white-paper/13034/es/>
 12. Organización de Aviación Civil Internacional OACI. Anexo 3 Servicio Meteorológico para la Navegación Aérea Internacional. Canadá: s.n., 2007
 13. Sebastián Pérez by Scribd. Memorias de clase Fenómenos de transporte Licenciatura en ciencia y tecnología, clase 7, [en línea] fuente en: es.scribd.com/doc/207899694/clase7. Julio 2014, p. 80-82
 14. SEARS, ZEMANSKY, YOUNG, FREEDMAN: " Física Universitaria", Vol. I y II, Pearson, 1999
 15. SERWAY-J "Física para Ciencias e Ingeniería" Vol. 3, Editorial Thomson
 16. Sierra Giraldo Ingrid Tatiana, Gómez Gómez, Edgar Leonardo, Córdoba Ramírez Andres Rogelio. Fase inicial del diseño e implementación del prototipo de una radiosonda meteorológica recuperable y reutilizable. Fase inicial del diseño e implementación del prototipo de una radiosonda meteorológica recuperable y reutilizable. Cusco: VII Congreso Bolivariano de Ingeniería Mecánica, Octubre de 2012
 17. TECNO ESUFA Revista de Tecnología Aeronáutica, Bogotá D.C. Diciembre 2013, Vol. 20, ISSN 1900-4303, p. 23-44
 18. VAISALA. User's Guide Vaisala Radiosonde RS92-SGP. Helsinki, Finland : Vaisala Oyj, 2010. 64
 19. Raymer Daniel P. AIAA Aircraft Design: A conceptual approach.

EL SISTEMA QUE REVOLUCIONÓ EL CONCEPTO DE LA SEGURIDAD AÉREA

THE SYSTEM THAT HAS REVOLUTIONIZED THE CONCEPT OF AIR SAFETY

Por: David Bernal Rodriguez
david.bernal@aerocivil.gov.co

ABSTRACT: Technological advances in aviation offer daily air navigation improvements that strengthen the development of this great worldwide industry. These improvements gave way to new systems such as TCAS (Traffic alert collision avoidance system) which revolutionized history of the world aviation.

Aviation has caused greater reliance on procedures that require accurate and timely attention of the pilot when the aircraft presents risk of collision to avoid air accidents and incidents. This system has become in one of the aids that in some situations has supported communication and radar signal failures.

The use of TCAS systems, is es esencial for the entire flight security because it previews the possible approaches and the potential hazzards among aircrafts. It shows the surrounding air traffic to the aircraft.

key words. Advances, Standar, Investigation, System, Alarm, flight and Security.

RESUMEN: Los avances tecnológicos en la aviación ofrecen día a día mejoras a la navegación aérea, que fortalecen el desarrollo de esta gran industria a nivel mundial, estas mejoras dieron paso a nuevos sistemas como el TCAS (Traffic alert collision avoidance system) el cual revolucionó la historia del mundo aeronáutico.

La aviación ha originado mayor confiabilidad en procedimientos que requieren atención precisa y oportuna del piloto al momento en que la aeronave presente riesgo de colisión para evitar incidentes y accidentes aéreos, este sistema se ha convertido en una de las ayudas que en oportunidades ha soportado las fallas de comunicación y señal radar que se han presentado.

La utilización del sistema TCAS, es indispensable para la seguridad plena en vuelo pues prevé posibles acercamientos y amenaza potencial entre aeronaves, muestra el tráfico aéreo circundante a la aeronave.

PALABRAS CLAVES. Avances, Estándar, Investigación, Sistema, Alerta, Vuelo y Seguridad.

Fecha de recepción: 13 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

Docente Escuela de Suboficiales Fuerza Aérea, Coordinador Unidad de instrucción Torre de control Aeropuerto Internacional Eldorado, Instructor en especialidades aeronáuticas Licencia IET 1291, Controlador tránsito aéreo aeropuerto Internacional Eldorado Licencia CTA 677, Tecnólogo en comunicaciones aeronáuticas Fuerza aérea Colombiana, Meteorólogo aeronáutico Universidad Nacional de Colombia, Psicólogo en formación, Politécnico Granacolombiano, "Estudiantes de la Tecnología Comunicaciones Aeronáuticas curso TCA 87".



INTRODUCCIÓN:

El sistema de alerta de tráfico y evasión de colisión TCAS (Traffic alert and Collision Avoidance System o Traffic Collision Avoidance System), es un sistema a bordo de los aviones que informa a las tripulaciones de posibles colisiones entre aeronaves que circundan en espacios aéreos cercanos y su funcionamiento es independiente de los servicios de control de tránsito aéreo. El sistema TCAS, Se basa en el estándar teórico de OACI llamado ACAS.

“Rumbos aeronáuticos digital”, (2011) El sistema TCAS, es un sistema incorporado en la mayoría de los aviones comerciales actuales y cada día en más aeronaves deportivas y avionetas. Alerta a los pilotos sobre tráficos cercanos con el fin de evitar, como su propio nombre indica, colisiones y accidentes. Se podría decir que el desarrollo de este sistema comenzó en el año 1955 cuando el DR J. S Morell de Bendix Avionics publicó, en su ensayo "La Física de las colisiones", un algoritmo computable que relacionaba y definía diferentes proporciones entre el avión que se acerca y el avión amenazado. Este trabajo fue la base para todas las investigaciones posteriores que pretendieron diseñar un sistema para evitar colisiones aéreas. Durante los años 70 la empresa del doctor Morell presentó varios prototipos y a finales de los 80 obtuvieron la certificación de la máxima autoridad aeronáutica estadounidense (FAA, Federal Aviation Administration) para los primeros sistemas TCAS I. Podríamos dividir el TCAS en tres componentes: Un computador, que analiza la situación y calcula si existe o no riesgo de colisión (en caso afirmativo calcularía la maniobra evasiva pertinente), las antenas propias (normalmente 2) y las compartidas con otros sistemas y por último, el panel de control que incluye la representación gráfica de la situación y la interface entre piloto y equipo. Además el sistema va conectado a los altímetros, radioaltímetros y al transpondedor. Para entender

el funcionamiento del TCAS es necesario comprender el principio de operación de los transpondedores activos y radares secundarios de vigilancia. Estos sistemas establecen comunicaciones electrónicas entre dos aeronaves o entre una aeronave y un centro de control en tierra. Sin entrar en detalles, podríamos decir que para ello el transpondedor, que hace la primera emisión, codifica una interrogación predefinida en forma de pulsos modulados en amplitud y la emite en 1030 MHz y que el transpondedor receptor es capaz de interpretar y contestar automáticamente con el mismo método pero a una frecuencia de 1090 MHz. Las interrogaciones que hace el transpondedor emisor tienen como respuesta alguna información que otro equipo del avión requiere. Centrándonos de nuevo en el TCAS, cabe destacar que los transpondedores actúan en este caso en el llamado modo S. Es decir, responden a la interrogación con 24 pulsos de dirección, un pulso de identificación de modo y de 56 a 112 pulsos de datos. De esa manera, con datos de distancia, rumbo y altitud entre aeronaves, conseguimos una representación en 3 dimensiones del espacio aéreo cercano a la aeronave. Si existiera riesgo de colisión el sistema TCAS podría actuar de diferentes maneras según el tipo: Si el sistema instalado es TCAS I (primera generación) advertirá del riesgo; si el sistema es TCAS II advertirá el riesgo y además propondrá una maniobra evasiva en el plano vertical (ascienda o descienda) opuesta en cada avión. Actualmente se ha paralizado el desarrollo del TCAS III que propondría también evasión en el plano horizontal porque existen alternativas mejores de cara al futuro.

EL ESPACIO AÉREO COLOMBIANO:

El espacio aéreo Colombiano está dividido en diferentes áreas de control, uno de estos es el área terminal (TMA).

La TMA Bogotá, contiene diversos aeródromos, uno de ellos es el aeródromo de Guaymaral catalogado como el segundo en manejo de tránsito de vuelos visuales, allí un procedimiento de salida para vuelos VFR llamado WSW1 así:

Para aeronaves en plan de vuelo VFR cuyo origen o destino sea el aeropuerto Guaymaral Altitud máxima del corredor 10.500' con excepción del tramo Compreendido entre EL ROSAL Y BOJACÁ en el cual la

altitud máxima permitida es 9.500'. Requisito obligatorio disponer de respondedor radar equipado con modo "C" operativo. (Aerocivil, 2014).

Procedimiento que lleva los aviones de poco performance por una derrota que cruza por debajo de la senda de aproximación tramo entre El Rosal y Bojacá, pasando muy cerca de los aviones comerciales, privados y militares que pretenden llegar al aeropuerto internacional El Dorado, el cruce es relativamente cerca.

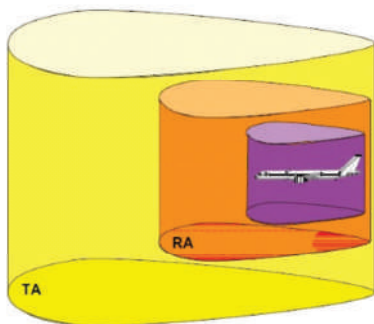
Así mismo, está el aeródromo de la Base Aérea Justino Mariño en Madrid Cundinamarca, ubicada dentro de la Zona de control CTR que protege las entradas y salidas de los vuelos instrumentales que llegan a El Dorado, la derrota de salida de una de las cabeceras de pista cruza la trayectoria de aproximación, convirtiéndose esto también en un factor de riesgo para las aeronaves que operan en la Base Aérea, como las que llegan a El Dorado.

El ACAS es el concepto teórico y el TCAS es la aplicación práctica, la función del ACAS es alertar a la tripulación de aquellos tráficos que representan riesgo de colisión con las aeronaves. Se basa en el TRANSPONDEDOR. Interroga a los aviones próximos y recibe una réplica de ellos. En función de esta respuesta, calcula el rumbo y la distancia y genera unos avisos que serán de TA (Traffic Advisory) o RA (Resolution Advisory) dependiendo de la proximidad de estos. "Existen 3 tipos de TCAS:

TCAS I Solo reposte TA

TCAS II Da información de TA y RA en el plano vertical

TCAS IV Es una modificación del TCAS III proporciona TA + RA + HRA (Horizontal Resolution Advisory) nos da avisos de resolución en el plano vertical y horizontal. Está en vías de desarrollo. Vallbona, (2011).



El TCAS II opera con el principio del radar secundario de vigilancia (SSR). Interroga a las aeronaves con una frecuencia de 1030 MHz y responde con 1090 MHz.

La única diferencia con el SSR es que la comunicación es aire - aire.

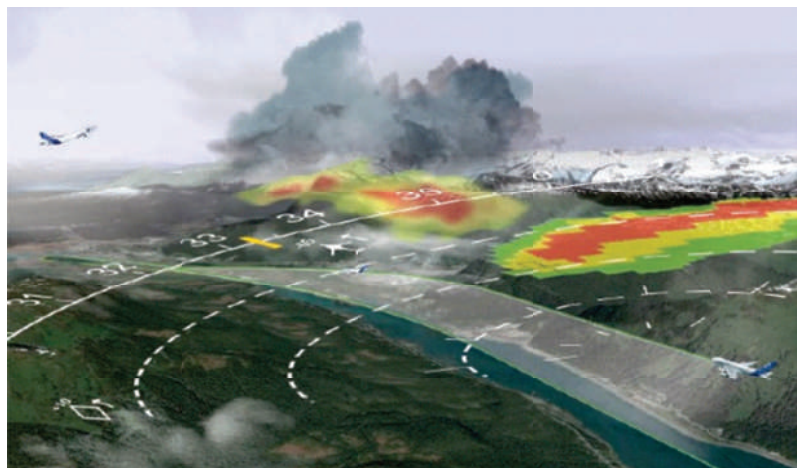
Usando este principio, el TCAS crea una burbuja de protección tridimensional alrededor de la aeronave. A esta burbuja se le llama TAU o umbral de protección. Este umbral depende de la distancia y el régimen de acercamiento (velocidad). Se mide en segundos. Vallbona, (2011).

$$TAU = \frac{\text{Distancia (NM)}}{\text{velocidad (kt)}} \times 3600$$

Desde la torre y centro de control Bogotá, se controlan y vigilan estas aeronaves, pero no es un secreto que existen factores como el mal tiempo, el factor técnico e incluso el factor humano que podrían complicar las cosas en espacios tan pequeños y con tanto tránsito de aeronaves, si se considera que en promedio cada tres minutos aproxima un avión a este aeropuerto internacional.

La experiencia aeronáutica mundial nos ha dejado conocimientos que han ayudado a ser más seguras las aeronaves, es el caso del sistema de abordaje ACAS, este instrumento permite visualizar el tránsito de aeronaves en las proximidades, convirtiéndose es una herramienta para los pilotos, alertando con tiempo de otras aeronaves circundantes.

DESCRIPCIÓN DEL ACAS – TCAS



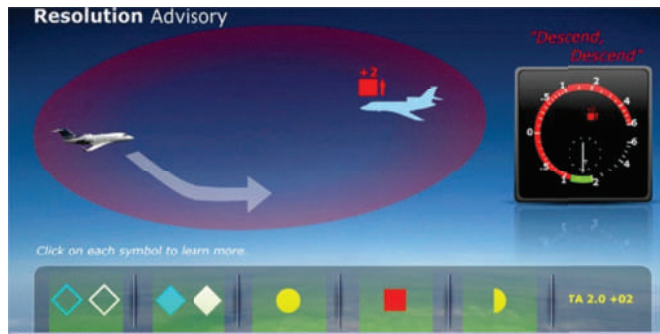
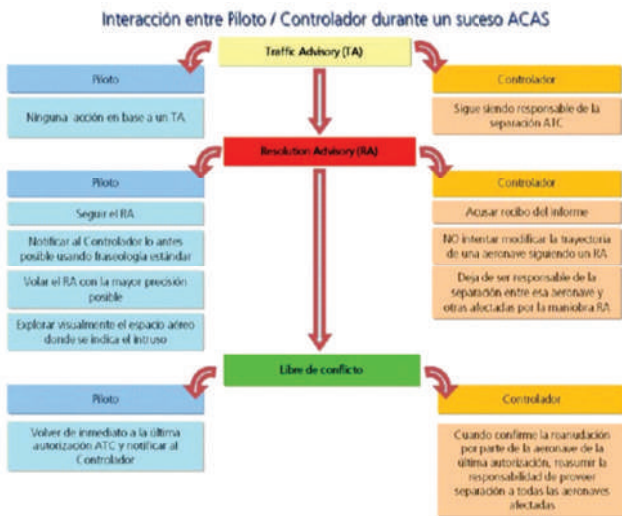
El concepto del sistema de anti-colisión, apareció a principio de 1950, con el continuo desarrollo de la aviación de la época, varias colisiones de aeronaves en vuelo permitieron el desarrollo del TCAS por la FAA en los estados Unidos de América. Al mismo tiempo, ICAO desarrolló los estándares de ACAS desde principios de 1980 y oficialmente fue reconocido en noviembre de 1993. ICAO publicó el Anexo 10, volumen IV describiendo los requerimientos de ACAS e ICAO los PANS-OPS Doc. 8168 ICAO-PANS ATM Doc. 4444 donde define la operación del ACAS. TCAS es la herramienta que asiste a las tripulaciones de vuelo, para identificar el tránsito de aeronaves circundantes. Las tripulaciones de vuelo No deben usar el TCAS para lograr su propia separación con las demás aeronaves. (Airbus, 2009).

INFORMACIÓN BRINDADA POR EL ACAS EN VUELO



	La aeronave no significa amenaza. Tráfico superior a 1200 fts. (350 mts.) y 6 NM.
	Intruso próximo dentro de 1200 fts. y 6 NM. Sin amenaza de colisión.
	TA: Con alarma de tráfico audible (TRAFFIC-TRAFFIC)
	RA: Alarma de resolución. Recomienda la resolución en cada caso.

El ACAS proporciona dos tipos de alerta. La primera de ellas se denomina Traffic Advisories (Tas) su finalidad es ayudar al piloto en la búsqueda visual de la aeronave intrusa y alertarle ante un potencial aviso de resolución (RA). La segunda se llama Resolution Advisories (RAs) y recomienda al piloto las maniobras adecuadas para evitar colisión entre las aeronaves en conflicto. En el caso de que la aeronave intrusa también disponga de ACAS, ambos sistemas coordinarán sus RAs a través del enlace de datos modo S para dar una respuesta conjunta, y reducir la posibilidad de colisión. (AENA, 2009).



Anónimo (2009). Seguridad en navegación aérea. [Grafica]. p9

Anónimo (2014). TCAS Fundamentals. [Grafica]. Recuperado de <http://www.flightsafety.com/elearning/tcas.php>

LAS FUNCIONES PRINCIPALES DEL ACAS EN LA AERONAVE SON:

- Vigilancia del espacio circundante a la aeronave.
- Rastreo de un objetivo identificado.
- Evaluación de amenaza potencial del objetivo identificado.
- Identifica el tráfico aéreo circundante a la aeronave.
- Cómputo y alerta de colisión con un objetivo identificado.
- Aviso de tráfico y/o de resolución.
- Alarma audible.
- Coordinación aire-aire para la resolución de conflictos.

ANTECEDENTES

“Rumbos aeronáuticos digital”, (2011). Se entiende por “colisión aérea” a un accidente de aviación en el que dos o más aeronaves chocan durante el vuelo. Debido a las velocidades relativamente altas y a su posterior impacto sobre la tierra o el mar, las aeronaves involucradas, en general, terminan con severos daños o en su total destrucción. Las posibilidades que un avión choque con otro son reducidas. Muchas personas que no entienden de aviación, a menudo se hacen la idea que el cielo es como un gran espacio abierto donde “los caminos” de dos aviones

coinciden y se encuentran en un punto. A pesar que esta especulación puede tener algo de veracidad, ya que las colisiones en el aire ocurren, la realidad es bastante distinta. A similitud de las carreteras terrestres donde, a pesar de la colocación de las señales de tránsito para guiar a los automovilistas, algunos no las respetan, lo mismo ocurre en el aire. Si bien aquí no se pueden establecer señales visibles, existen rutas perfectamente establecidas y normas que reglamentan el uso del espacio aéreo. Cuando algunas de estas dos cosas, que los pilotos deben conocer, se vulneran, las posibilidades de que ocurra una colisión aérea son grandes. Las colisiones aéreas tienen mucha mayor posibilidad de ocurrir cerca o en los aeropuertos, debido a una mayor cantidad de aviones que operan en el espacio adyacente al mismo.

La eventualidad de una colisión aérea se incrementa por los siguientes motivos:

- FALTA DE COMUNICACIONES
- ERRORES EN LA NAVEGACION
- DESVIACIONES DE LOS PLANES DE VUELO

El tráfico aéreo en el mundo ha crecido de una manera tal que las aeronaves han tenido que modernizar sus sistemas electrónicos de navegación aérea (aviónica), en general, para evitar posibles accidentes. Entre estos sistemas se destaca uno que fue desarrollado con el objeto de mantener bien informada a la tripulación sobre la densidad de tráfico y que además, ayuda a evitar las colisiones. Este moderno sistema se conoce como TCAS.

UN EQUIPO DE ANTICOLISION

El ACAS (airborne collision avoidance system) es un equipo de anticolidión que tienen las aeronaves abordo. Este equipo se vuelve indispensable para la navegación aérea cuya función es dar información y avisos sobre aeronaves que tengan riesgo de colisionar.

La zona de control CTR Bogotá, es un espacio aéreo pequeño para tan alto flujo de aeronaves que convergen al aeropuerto internacional El Dorado, máxime si se considera que los aeródromos de Guaymaral y Base aérea Justino Mariño también aportan sus operaciones aéreas a este tránsito aéreo.

Se hace entonces notable la importancia del ACAS (airborne collision avoidance system) para la evolución de todos los vuelos que entran y salen tanto del aeropuerto internacional el Dorado como de sus aeródromos cercanos.

¿Cómo es que no se genera el pánico entre las tripulaciones y los controladores aéreos bajo estas circunstancias y la tecnología de un equipo que está alertando constantemente del tránsito cercano?

Naturalmente, escuchar en cabina alertas simultaneas de cercanía, observar equipos con anuncios rojos de peligro anunciando la proximidad de una aeronave intrusa en la trayectoria de vuelo o estar viendo en la pantalla radar la proximidad de dos aviones a un mismo nivel en conflicto, genera en el ser humano un exceso de adrenalina lo cual se traduce en pánico, aparece acompañado de cambios significativos del comportamiento del individuo y de una preocupación o angustia continua, esto a su vez se denomina estrés.

El estrés se refiere a los hechos que se perciben como amenazadores para el propio bienestar físico o psicológico. Estos hechos se denominan estresores y la reacción de las personas a los mismos se llama respuesta al estrés. (Smith, 2003).

Para mitigar un poco estas situaciones de estrés, la Unidad administrativa de aeronáutica civil, División de los servicios a la navegación aérea publicó la circular C-07 del 2009:

Procedimientos aplicables a las aeronaves dotadas de sistema anticolidión de abordo ACAS en ella se resalta que:



Anónimo (2014). Operating Practices. [Grafica]. Recuperado de <http://www.flightsafety.com/elearning/tcas.php>

Las aeronaves en los tramos de aproximación intermedia y final, en el despegue y en el circuito de tránsito de aeródromo el sistema ACAS se utilizará únicamente en función TA (Traffic advisory). (Aerocivil, 2009).

Según el AIP (Aeronautic Information Publication) cuando la aeronave este rodando en plataforma o por las calles de rodaje el equipo ACAS debe estar en posición "Stand by".

En promedio son cerca de 1000 operaciones aéreas por día entre aterrizajes, despegues y sobrevuelos en el aeropuerto El Dorado que interaccionan con las operaciones de los aeródromos cercanos, gracias a las funciones de los controladores de tránsito aéreo militares y civiles se hacen coordinaciones que permiten que estos movimientos sean meticulosamente ejecutados por las tripulaciones de vuelo, y como soporte a esta operación el valioso sistema ACAS.

Estadística Aeropuerto Internacional Eldorado:

ESTADÍSTICAS TERCER TRIMESTRE 2014

MES	FECHA	CLASE DE VUELO			Operaciones Aereas pasajeros y carga		
		INTERNACIONAL	NACIONAL	GRAN TOTAL	Aterrizajes	Despegues	TOTAL
JULIO		359,780	808,649	1,168,429	11,662	11,683	23,345
AGOSTO		415,253	829,426	1,244,679	12,021	12,080	24,101
SEPTIEMBRE		366,904	815,354	1,182,258	11,937	11,992	23,929
Total general		1,141,937	2,453,429	3,595,366	35,620	35,755	71,375

Opain SA. (2014). Estadísticas y graficas [Grafica]. Recuperado de <http://eldorado.aero/sobre-el-aeropuerto/estadisticas-y-graficas/>

RECIENTEMENTE:

El pasado mes de noviembre, el Señor Director de la Aerocivil Doctor Gustavo Lenis, anunció a la opinión pública que: un fallo en las comunicaciones y la señal radar de El Dorado dejo a la deriva a casi 60 aeronaves en el TMA de Bogotá por 8 minutos, la herramienta que asistió a los pilotos en estos críticos momentos fue el sistema ACAS.

El ACAS se ha convertido en el equipo salva vidas del tránsito aéreo, aumentando la seguridad de los vuelos, disminuyendo los accidentes aéreos, y haciendo de la aviación una actividad CADA DÍA MÁS SEGURA.



Torre Eldorado (2014). Operación nocturna. [Fotografía]. Recuperado de Unidad de instrucción Torre Eldorado UNITED

CONCLUSIONES

- La epistemología aeronáutica, condujo al estudio de los conocimientos que se formaron con base en las experiencias aeronáuticas que han dejado huellas lamentables en la humanidad; pero gracias a ellas, hoy día podemos tener la plena seguridad de que el espacio por donde a diario hacemos nuestros vuelos es más seguro.
- La distribución del espacio aéreo Colombiano, se diseñó para que contenga rutas que convergen a los aeropuertos, la globalización ha incrementado en gran medida la cantidad de aeronaves que arriban y despegan del Aeropuerto Internacional de El Dorado, en la misma medida se espera que la tecnología tanto en tierra como en las aeronaves estén a la altura de tan importante necesidad de Seguridad Aérea.
- La experticia de los Controladores aéreos militares y civiles ha demostrado que el tránsito aéreo puede evolucionar de manera segura, ordenada y rápida en espacios aéreos conflictivos, no obstante la seguridad aérea demanda la participación de las tripulaciones y las máquinas para lograr el éxito en las operaciones aéreas.

BIBLIOGRAFIA:

1. AENA, (2009). Cómo funciona el TCAS. SEGURIDAD EN NAVEGACIÓN AÉREA (Número 1)
2. Aeronáutica civil, (2009). Procedimientos aplicables a las aeronaves dotadas de sistemas anti-colisión de a bordo – ACAS. Bogotá. Recuperado de http://www.aerocivil.gov.co/AIS/AIC/AIC%202009/AIC_C07_A06_2009.pdf .
3. Aeronáutica civil, (2014). Publicación de información aeronáutica aeródromo Flaminio Suarez Camacho SKGY. Recuperado de <http://www.aerocivil.gov.co/AIS/AIP/AIP%20Generalidades/Aerodromos/21%20SKGY.pdf>.
4. Airbus, (2009). Flight Operations Support & Services - Getting to grips with Surveillance.
5. Colisiones aéreas. (2011, 5 de octubre). Rumbos aeronáuticos digital, Recuperado de <http://www.eam.iaa.edu.ar/rumbos/Revista-23/RevistaRumbos23-SAeronautica.htm>
6. Smith, E, Nolen, S, Fredrickson, B, & Loftus, Geoffrey. (2003). Introducción a la psicología, edición (14ª). Madrid, Thomson, p459
7. Vallbona, (2011). Conocimiento teórico para el alumno de piloto de transporte de línea aérea. CESDA Instrumentación de cabina. TCAS. Tipos de sistemas. Recuperado de http://www.avia-co-va.es/WP/Instrumentacion_cabina.pdf
8. Vallbona, (2011). Conocimiento teórico para el alumno de piloto de transporte de línea aérea. CESDA Instrumentación de cabina. TCAS. Principios del TCAS II. Recuperado de http://www.avia-co-va.es/WP/Instrumentacion_cabina.pdf

DISEÑAR Y CONSTRUIR UNA CENTRAL DE CICLO COMBINADO BAJO LA OPERACIÓN DE UN TURBO CARGADOR

DESIGN AND BUILT A COMBINED CICLE POWER PLANT UNDER A TURBO CHARGER OPERATION

Por: Jefferson Zambrano Angel

ABSTRACT: The present article of reflection, describes why the first motor of reaction from Fundación Universitaria Los Libertadores was built under the turbo charger operation, with similar work to a motor of aviation with structural modifications, The final objective of this project is to design and built a combined cycle power plant using as chemical oil energy source "AV-GAS", or by default Bio-GAS that will be extracted from farms wastes or human wastes, this focused on the furthest places of our country, where the energy hasn't arrived due to geographical problems. The process passed by a preliminary design, that established the first parameters of motor operation, these parameters let developing a thermal-gasdynamic analysis to set up the specific trust and the adiabatic maximum temperature with the goal of determine which are the adequate dimensions and materials for an efficient work of the motor.

The final focus of this Project is the generation of energy implementing a combined cycle at motor reaction that was developed in Fundación Universitaria Los Libertadores, which would be able of supplying about 35 MW or 47.000 hp of energy approximately, enough to supply a territory with more than 50 houses. In this sense, the Project would have an impact not only at academical level but also on those regions of the country that the state doesn't provide energy.

Key Words: Central of mixed cycle, Pear, Turbo charger, Sustainable energetic system, turbo jet, Regenerative cycle.

RESUMEN: El actual artículo de reflexión describe el por qué se construyó el primer motor de reacción de la Fundación Universitaria Los Libertadores bajo la operación de un turbo cargador, con operación similar a un motor de aviación con modificaciones estructurales, el objetivo final de este proyecto es diseñar y construir una central de ciclo combinado utilizando como fuente de energía química combustible "AV-GAS", o por defecto Bio-GAS que se extraerá de desechos de granjas de animales o desechos humanos, esto enfocado en los lugares más alejados de nuestro país, donde la energía no ha llegado debido a problemas geográficos. El proceso paso por el diseño preliminar se estableció los parámetros iniciales de operación del motor, estos permiten desarrollar un análisis termogasdínamico para determinar el empuje específico y la temperatura máxima adiabática con el fin de establecer cuáles son las dimensiones y materiales adecuados para un funcionamiento eficiente del motor.

El enfoque final, de este proyecto es la generación de energía implementando un ciclo combinado al motor a reacción que se desarrolló en la Fundación Universitaria Los Libertadores, el cual estaría en la capacidad de suministrar alrededor de 35 MW o 47.000 HP de energía aproximadamente, suficientes para abastecer un territorio con más de 50 casas. En este sentido el proyecto tendría un impacto no solo a nivel académico sino en aquellas regiones del país en las que no se presta servicio de energía, por parte del estado.

Palabras clave: Central de ciclo combinado, Pera, Turbo jet, Sistema energético sostenible, Turbo compresor, Ciclo regenerativo.

Fecha de recepción: 20 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

Máster en Ingeniería el Mantenimiento, Universidad Politécnica de Valencia, España, Ingeniero Aeronáutico Universidad de San Buena ventura Bogotá, Colombia, Docente Investigador Fundación Universitaria los Libertadores.

PROBLEMÁTICA

La industria aeronáutica en Colombia no ha tenido un desarrollo avanzado en distintas áreas en comparación con la industria en general, esto en gran parte por sus procesos ya que se ven ajenos a las demás áreas de la industria sin tener en cuenta que son beneficiosos para el desarrollo de nuevas tecnologías, un ejemplo es la aplicación de las turbinas en centrales nucleares, la energía eólica, las centrales de ciclo combinado, etc. Y como se ve en cada una de estas centrales de generación de energía se tiene como constantes sistemas que hacen parte de la aeronáutica, como son las turbinas de una central nuclear que funcionan con vapor a alta presión igual como lo hacen las turbinas de impulso de algunos motores de aviación, las palas de los generadores eólicos que hacen parte de un estudio aerodinámico en sus palas, los motores a reacción de una central de ciclo combinado que funcionan bajo el ciclo Brayton, igual que un motor de avión, y otra serie de singularidades que vinculan a la industria aeronáutica directa e indirectamente en el sector productivo/energético y que en algunos casos la aplicación de sus técnicas ayude o mejoren la operación de estos sistemas en su funcionamiento.

Uno de los pasos más importantes para investigar en la ingeniería es diseñar y construir, ya que esto permite probar muchas de las teorías y da pie para involucrarse en nuevos proyectos y nuevas ideas, que permitan innovar en áreas como son la energética que trae consigo beneficios no solo para el investigador y para la institución si no que se apuesta al beneficio del país puntualmente a sectores más necesitados donde existe pobreza y carencia de recursos. Así pues la Universidad apostará, al desarrollo de un proyecto que consiste en la creación de una central de ciclo combinado para generación de energía, bajo el funcionamiento de un turbo reactor (proyecto desarrollado y en operación actual en la Universidad los libertadores), fusionado con un sistema de turbinas a vapor para extracción y generación de energía eléctrica, este proyecto seguirá operando con gas ya que es uno de los combustibles fósiles menos contaminantes en comparación con los otros hidrocarburos, así también el proyecto permitirá operar con biocombustibles que se está desarrollando en la universidad

con desechos orgánicos e inorgánicos que permiten que bajen aún más la contaminación, en el caso de tocar el tema de contaminación ambiental Versus otros combustibles fósiles. Este proyecto abarca una interdisciplinariedad entre diferentes áreas de la ingeniería permitiendo que se involucre áreas de la ingeniería del sector eléctrico, mecánico, industrial y de sistemas entre otras facultades, con el fin de mejorar las características del proyecto, pudiendo crear un producto final que pueda tener uso en una población que tenga la necesidad de un sistema eléctrico a bajo costo. A todo se suma la siguiente pregunta;

¿CÓMO DISEÑAR Y CONSTRUIR BAJO LA OPERACIÓN DEL RGG1 UNA CENTRAL DE CICLO COMBINADO?

Justificación

Este proyecto se realizará con fin de seguir aportando a la investigación de motores a reacción en Colombia, y la visión de ingresar gracias a esto en el área energética, debido a que se han diseñado y construido pocos prototipos bajo este principio. Es importante que la investigación en el país tenga sus inicios en los centros educativos, Por este motivo la facultad de ingeniería aeronáutica de la Fundación Universitaria los Libertadores es un medio para lograr este objetivo. Este proyecto posicionará a la Fundación Universitaria Los Libertadores y sus estudiantes como pioneros en diseño y construcción de dispositivos de propulsión y extracción de energía, abriendo puertas en el sector energético del país siendo los primeros en involucrar gran parte de las ingenierías con el fin de ingresar en el sector energético en el país abarcando el tema de centrales energéticas con desarrollos y beneficios para la sociedad.

En cualquier área del saber es importante aplicar los conocimientos adquiridos a través del proceso de aprendizaje para afianzarlos y utilizar estos para innovar. El prototipo que se va a construir permite a los estudiantes interrelacionar áreas de vital importancia para la ingeniería aeronáutica como: motores a reacción, transferencia de calor, termodinámica e implementación de nuevas tecnologías en la parte térmica.

Así también este proyecto permite innovar en esta área y será la primera central de ciclo combinado que

opere bajo el funcionamiento de un turbo cargador, diseñado y construido en la Fundación Universitaria los Libertadores también será un gran beneficio para la Universidad porque va a servir como una ayuda didáctica para los estudiantes de Ingeniería aeronáutica, Ingeniería mecánica, Ingeniería Industrial, Ingeniería electrónica e Ingeniería de sistemas, con el fin de desarrollar nuevos proyectos en corto, mediano y largo plazo.

Un factor muy importante en el desarrollo de este proyecto es su aplicabilidad, ya que será una fuente de energía eléctrica para los sectores más necesitados.

MARCO TEÓRICO

Motor de combustión

Es una máquina que funciona mediante un ciclo termodinámico y ciclo mecánico, produciendo trabajo debido a la liberación de energía química presente en el combustible suministrado.

Un ciclo se denomina termodinámico cuando sucede una serie de cambios de estado, de tal forma que la masa gaseosa que se ve afectada por los diferentes procesos retorna a las condiciones iniciales.

Un ciclo se denomina mecánico cuando se repiten una serie de procesos sin que el fluido regrese a las condiciones iniciales; el ciclo comienza con condiciones iguales al ciclo anterior pero con un fluido diferente ¹.

Turbo Jet

El primer tipo de motor a propulsión fue el turbo jet, un turbo jet esta hecho de los siguientes componentes:

- Toma de aire
- Compresor
- Cámara de combustión
- Turbina
- Tobera

El aire primero entra por la toma de aire la cual entrega un flujo suave y uniforme al compresor. El compresor es un dispositivo mecánico que tiene como ta-

rea elevar la presión del aire, pero no solo la presión cambia, también la temperatura y la densidad se ven afectadas.

Después de la descarga del compresor el aire comprimido entra a la cámara de combustión, donde el combustible es inyectado y quemado, añadiendo de esta manera una gran cantidad de energía química al flujo de aire; esta transferencia se logra por reacción química. En el proceso de combustión se incrementa la temperatura manteniendo una presión constante, esto es un proceso ideal.

Seguidamente la energía liberada es absorbida por la turbina, la cual está unida por un eje al compresor y su tarea es la convertir la energía cinética del gas en trabajo mecánico para mover el compresor y algunos accesorios necesarios para la operación del motor.²

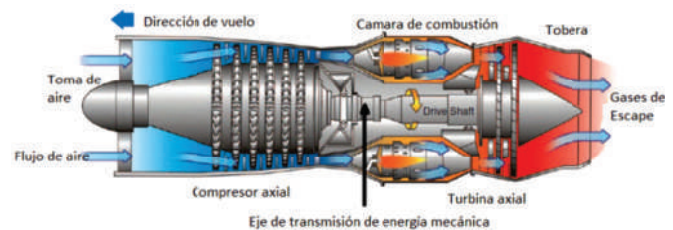


Figura 1. Motor turbo jet

Fuente: <http://talkaviation.com/images/Books/afh/chapter-15/basic%20turbo-jet%20engine.jpg>

El principio de funcionamiento de un motor de reacción es un sistema propulsivo el cual está basado en la aplicación de la segunda y tercera Ley de Newton.

Segunda Ley de Newton: el incremento de la cantidad de movimiento es igual a la impulsión de la fuerza aplicada y tiene la misma dirección que aquella. Puede expresarse también diciendo que la fuerza total ejercida sobre un cuerpo es igual al producto de su masa por la aceleración.

Tercera Ley de Newton: a toda acción de una fuerza, hay una reacción igual actuando en la misma dirección pero en sentido contrario³.

Empuje en un motor a reacción.

¹ CUESTA ÁLVAREZ, Martín. Motores de reacción. Quinta edición. España. Paraninfo. 1980. 552p.

² HUNECKE, Klaus. Jet Engines, fundamentals of theory, design and operation. Sexta edición. Inglaterra. Biddles Ltd. 2003. 235p.

³ CUESTA ÁLVAREZ, Martín. Motores de reacción. Quinta edición. España. Paraninfo. 1980. 552p.

Para obtener el empuje de un motor utilizando las leyes de Newton tenemos:

Incremento de cantidad de movimiento:

$$E = m(V_s - V_e)$$

Siendo:

m = Masa

V_s = Velocidad de salida

V_e = Velocidad de entrada

E = Empuje generado

Al aplicar la segunda ley de Newton nos proporciona lo siguiente: impulso de la fuerza F aplicada durante un tiempo t .

$$Ft = m(V_s - V_e)$$

En donde la fuerza sería igual a:

$$F = m \frac{(V_s - V_e)}{t}$$

Ahora al aplicar la tercera ley de Newton decimos que:

$$E = -F$$

Este valor de empuje puede escribirse en función del gasto de aire que atraviesa el motor por unidad de tiempo y de la variación de velocidades entre la entrada y la salida.

Así llamando \dot{m} al gasto másico de aire por unidad de tiempo, y G al gasto en peso de aire por unidad de tiempo, el valor absoluto del empuje resulta:

$$E = m \frac{(V_s - V_e)}{t} = \dot{m}(V_s - V_e) = \frac{G}{g}(V_s - V_e)$$

Siendo g la aceleración de la gravedad.

$$E = \frac{G}{g}(V_s - V_e)$$

Ciclo termodinámico "ciclo Brayton" de un turbo jet

El comportamiento del flujo en un motor a reacción es similar al que se observa en un motor recíproco, la diferencia es que los cuatro tiempos del motor recíproco suceden sobre el pistón, en cambio en un motor a reacción cada proceso sucede en cada una de las partes de este motor.

El ciclo que mejor describe este proceso en los motores a reacción es el ciclo Brayton.

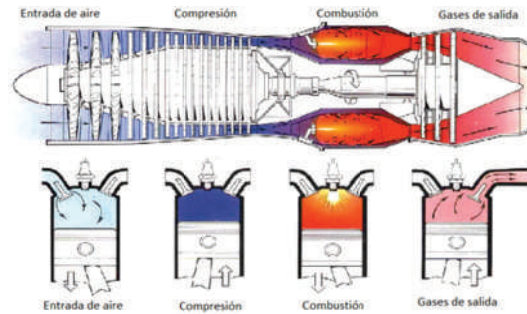


Figura 2. Comparación entre el ciclo de trabajo de un motor a reacción y uno recíproco.

Fuente: *The jet engine, Roll Royce*

El ciclo de trabajo de un motor a reacción se puede representar con el siguiente diagrama de presión versus volumen.



Figura 3. Diagrama del ciclo Brayton

Fuente: *Modificado de The jet engine, Roll Royce*

Estos cambios son indicados como se ve en la figura anterior partiendo desde el punto A que representa el aire a presión atmosférica que es comprimido a lo largo de la línea AB donde hay un proceso adiabático, siguiente a esto De B a C se introduce y quema combustible a una presión constante por lo tanto el proceso se asume como isobárico, allí hay un considerable incremento de volumen y una mínima pérdida de presión del gas en la cámara de combustión, siguiente al proceso de combustión en los puntos que van de C a D los gases resultantes de la combustión se expanden a través de la turbina y la tobera regresando a la atmósfera esto ocurre bajo un proceso adiabático. Durante esta parte del ciclo, alguna de la energía en la expansión de los gases es tomada por la turbina para la realimentación del sistema⁴.

⁴ ROLLS-ROYCE PLC. The jet engine. Quinta edición. Inglaterra. Renault Printing Co Ltd. 1996. 278p.

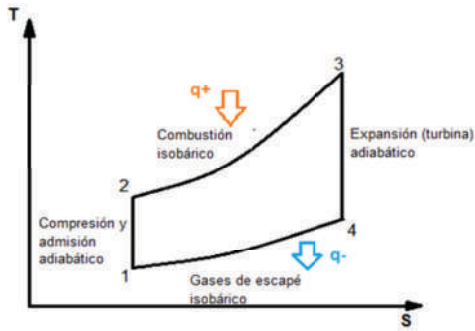


Figura 4. Diagrama temperatura vs entropía
Fuente: Modificado de http://gl.wikipedia.org/wiki/Ciclo_Brayton

El comportamiento de un motor a reacción se observa con la variación de la temperatura y la entropía en las diferentes etapas; de 1 a 2 en la compresión la temperatura aumenta manteniendo la entropía constante. Cuando se agrega calor en la combustión de 2 a 3 la temperatura y entropía se incrementan de manera casi uniforme y en la expansión de 3 a 4 la temperatura decrece permaneciendo constante la entropía.

CICLO RANKINE

El ciclo Rankine es un ciclo de potencia representativo del proceso termodinámico que tiene lugar en una central térmica de vapor. Como se ve en la figura 6, que utiliza un fluido de trabajo que alternativamente evapora y condensa, típicamente agua (si bien existen otros tipos de sustancias que pueden ser utilizados, como en los ciclos Rankine orgánicos). Mediante la quema de un combustible, el vapor de agua es producido en una caldera a alta presión para luego ser llevado a una turbina donde se expande para generar trabajo mecánico en su eje (este eje, solidariamente unido al de un generador eléctrico, es el que generará la electricidad en la central térmica). El vapor de baja presión que sale de la turbina se introduce en un condensador, equipo donde el vapor condensa y cambia al estado líquido (habitualmente el calor es evacuado mediante una corriente de refrigeración procedente del mar, de un río o de un lago). Posteriormente, una bomba se encarga de aumentar la presión del fluido en fase líquida para volver a introducirlo nuevamente en la caldera, cerrando de esta manera el ciclo.

Existen algunas mejoras al ciclo descrito que permiten mejorar su eficiencia, como por ejemplo sobrecalentamiento

del vapor a la entrada de la turbina, recalentamiento entre etapas de turbina o regeneración del agua de alimentación a caldera como se ve en la figura 5.

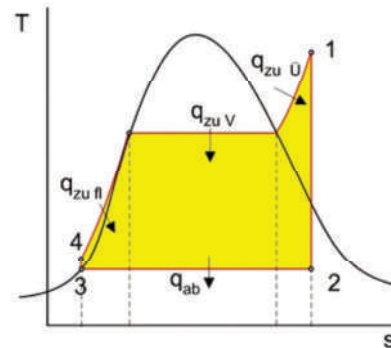


Figura 5. Diagrama temperatura vs entropía
Fuente: http://es.wikipedia.org/wiki/Ciclo_de_Rankine

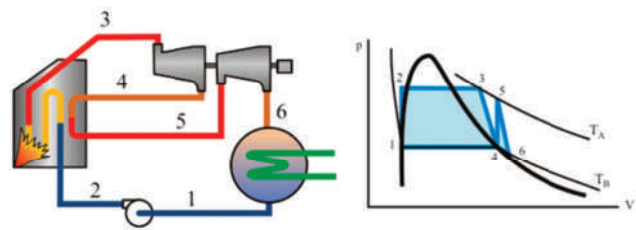


Figura 6. Diagrama presión vs volumen
Fuente: http://educativa.catedu.es/44700165/aula/archivos/repositorio/4750/4931/html/64_ciclo_de_rankine.html

- ⁵En la transformación 1-2 aumenta la presión del líquido sin pérdidas de calor, por medio de un compresor, con aportación de un trabajo mecánico externo.
- En la transformación 2-3 se aporta calor al fluido a presión constante en una caldera, con lo que se evapora todo el líquido elevándose la temperatura del vapor al máximo.
- La transformación 3-4 es una expansión adiabática, con lo que el vapor a alta presión realiza un trabajo en la turbina.
- La transformación 4-1 consiste en refrigerar el fluido vaporizado a presión constante en el condensador hasta volver a convertirlo en líquido, y comenzar de nuevo el ciclo.

Para optimizar el aprovechamiento del combustible, se somete al fluido a ciertos procesos, para

⁵ http://educativa.catedu.es/44700165/aula/archivos/repositorio/4750/4931/html/64_ciclo_de_rankine.html

tratar de incrementar el área encerrada en el diagrama p-V.

- Precalentamiento del agua comprimida 4-5 aprovechando el calor de los gases que salen por la chimenea de la caldera. Con esto no se aumenta el área del diagrama, pero se reduce el calor que hay que introducir al ciclo.
- Recalentamiento del vapor que ha pasado por la turbina 5-6 haciéndolo pasar por la caldera y después por otra turbina de baja presión.

CENTRAL DE CICLO COMBINADO

Es una central en la que la energía térmica del combustible es transformada en electricidad mediante dos ciclos termodinámicos: el correspondiente a una turbina de gas (ciclo Brayton) y el convencional de agua/turbina vapor (ciclo Rankine).

La turbina de gas consta de un compresor de aire, una cámara de combustión y la cámara de expansión. El compresor comprime el aire a alta presión para mezclarlo posteriormente en la cámara de combustión con el gas. En esta cámara se produce la combustión del combustible en unas condiciones de temperatura y presión que permiten mejorar el rendimiento del proceso, con el menor impacto ambiental posible.

A continuación, los gases de combustión se conducen hasta la turbina de gas (2) para su expansión. La energía se transforma, a través de los álabes, en energía mecánica de rotación que se transmite a su eje. Parte de esta potencia es consumida en arrastrar el compresor (aproximadamente los dos tercios) y el resto mueve el generador eléctrico (4), que está acoplado a la turbina de gas para la producción de electricidad. El rendimiento de la turbina aumenta con la temperatura de entrada de los gases, que alcanzan unos 1.300 °C, y que salen de la última etapa de expansión en la turbina a unos 600 °C. Por tanto, para aprovechar la energía que todavía tienen, se conducen a la caldera de recuperación (7) para su utilización.

La caldera de recuperación tiene los mismos componentes que una caldera convencional (precalentador, economizador, etc.), y, en ella, los gases de escape de la turbina de gas transfieren su energía a un fluido, que en este caso es el agua, que circula por el interior de los tubos para su transformación en vapor de agua.

A partir de este momento se pasa a un ciclo convencional de vapor/agua. Por consiguiente, este vapor se

expande en una turbina de vapor (8) que acciona, a través de su eje, el rotor de un generador eléctrico (9) que, a su vez, transforma la energía mecánica rotatoria en electricidad de media tensión y alta intensidad. A fin de disminuir las pérdidas de transporte, al igual que ocurre con la electricidad producida en el generador de la turbina de gas, se eleva su tensión en los transformadores (5), para ser llevada a la red general mediante las líneas de transporte (6).

El vapor saliente de la turbina pasa al condensador (10) para su licuación mediante agua fría que proviene de un río o del mar. El agua de refrigeración se devuelve posteriormente a su origen, río o mar (ciclo abierto), o se hace pasar a través de torres de refrigeración (11) para su enfriamiento, en el caso de ser un sistema de ciclo cerrado.

Conviene señalar que el desarrollo actual de esta tecnología tiende a acoplar las turbinas de gas y de vapor al mismo eje, accionando así conjuntamente el mismo generador eléctrico.



Fuente: <http://www.unesa.es/sector-electrico/funcionamiento-de-las-centrales-electricas/1343-central-ciclo-combinado>

Metodología

Para diseñar la Central de Ciclo Combinado es necesario establecer los parámetros y condiciones en los que va a operar la central de ciclo combinado, en este paso se asumirán datos relacionados con la presión, densidad y temperatura atmosféricas que se tomarán de la tabla de atmósfera estándar.

Adicionalmente se analizará los procesos termodinámicos y comportamientos de los componentes en función de las presiones y temperaturas a lo largo de todos los ciclos y con esto se determinará la cantidad de energía que suministra esta central, con esto se calculará el con-

sumo específico de combustible, y tener como resultado el beneficio Vs consumo que brindara esta central.

Para construir la central de ciclo combinado, hay que saber el comportamiento termodinámico en cada una de las partes y así determinar las dimensiones y propiedades de los materiales que se van a utilizar. Para este fin se integran varias áreas de conocimiento como termodinámica, mecánica de fluidos, transferencia de calor, motores recíprocos y motores a reacción, que son parte del programa de ingeniería aeronáutica y que aplican para la construcción de la central de ciclo combinado.

Considerando que la cámara de combustión, el intercambiador de calor y el sistema de recuperación, son las partes de la central, que están expuestas a elevadas temperaturas es necesario que se utilicen materiales adecuados que cumplan con estas exigencias de soportar altas temperaturas y altas presiones, este diseño se llevara a cabo con la ayuda de los software (solidedge, ansys) que permiten validar datos de comportamiento de los materiales en función de la operación con la presión y alta temperatura. También para su construcción se utilizaran herramientas y maquinaria tales como: torno, fresadora, equipo de soldadura, taladro, pulidora, equipo de pintura, entre otras para todo el proceso de manufactura.

Para garantizar el buen funcionamiento de la central de ciclo combinado debe ser ensamblado y calculado dependiendo de sus especificaciones técnicas, para tal fin se utilizara; bombas de agua y aceite, un intercambiador de calor de alta presión, sistema de tuberías de alta presión, un sistema de alimentación de combustible, un sistema de recuperación, entre otros. Con esto se iniciara el diseño realizando cálculos del caudal para determinar el diámetro de la tubería, teniendo en cuenta que operaran a una elevada temperatura y presión, con el fin de garantizar la vida útil de la central y la seguridad de operación de la misma.

El sistema de operación se diseñara con el fin de garantizar una transferencia homogénea y eficiente de calor para aprovechamiento energético, para esto se utilizara sistemas diseñados y calculados que cumplan esta labor manteniendo la presión requerida permitiendo extraer la máxima energía de cada uno de los dos ciclos.

Después de construir los componentes de la central de ciclo combinado y seleccionar todos los equipos se procede a realizar el ensamble con base en los planos

y de la simulación de todo el conjunto de la central, garantizando que los componentes se acoplen de la forma correcta, teniendo en cuenta que para el encendido de la central se deben tener condiciones de seguridad altas y al efectuar los ajustes se procederá a realizar la operación de dicha central de ciclo combinado.

CONCLUSIONES

- La primera fase del proyecto arroja que la mejor forma de encendido de sistema de motor a reacción, se logra a 1150°C, temperatura de salida de los gases de escape de la cámara.
- La mejor forma de lubricación del sistema se debe hacer por medio de un sistema de reservorio bajo "De capacidad mayor a recorrido de sistema".
- El sistema de encendido debe realizarse por medio de un sistema eléctrico que permita alcanzar el flujo másico mínimo que garantice la combustión en la cámara.
- La presión de inyección y el inyector se deben calcular dependiendo la densidad y presión de inyección del combustible.
- El sistema de extracción de potencia "turbina libre" debe ser calculado, según la energía requerida para la operación del sistema.
- El ciclo combinado deberá ir en función de los cálculos gasodinámicos y los materiales para así tener la menor cantidad de pérdidas, y mayor eficiencia.

BIBLIOGRAFÍA

- ROLLS-ROYCE PLC. The jet engine. Quinta edición. Inglaterra. Renault Printing Co Ltd. 1996. 278p.
- CUESTA ÁLVAREZ, Martín. Motores de reacción. Quinta edición. España. Paraninfo. 1980. 552p
- HUNECKE, Klaus. Jet Engines, fundamentals of theory, design and operation. Sexta edición. Inglaterra. Biddles Ltd. 2003. 235p.
- CUESTA ÁLVAREZ, Martín. Motores de reacción. Quinta edición. España. Paraninfo. 1980. 552p.
- <http://www.unesa.es/sector-electrico/funcionamiento-de-las-centrales-electricas/1343-central-ciclo-combinado>.

PROYECTO DE DISEÑO, CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO Y PRUEBA DEL BANCO DE ALMACENAMIENTO DE LAS HÉLICES DEL EQUIPO T27

PROJECT OF DESIGN,
CONSTRUCTION AND
PROTOTYPE TESTING OF
PROPELLERS T27

Por: MY® Richard Fajardo Vergara
fajardorichard@yahoo.com.ar
MG. Alicia del Pilar Martínez Lobo
Investigación.academico@yahoo.com

ABSTRACT: This present article aims to make a description of the investigation process that was carried out in its different phases, process that is complete by first time as it is made in other specialties of the school, such as maintenance with test benches and tools.

The Project was developed during three years, in which every course as option of graduation Pro-ject achieved each phase.

key words. Supplies chain, pilot test, storage bench, propellers, logistics.

RESUMEN: El presente artículo busca realizar una descripción del proceso investigativo que se llevó a cabo en sus diferentes fases, proceso que por primera vez se hace en forma completa, tal y como se efectúa en otras especialidades de la Escuela, como en mantenimiento con los bancos de prueba y las herramientas.

El proyecto se desarrolló durante tres años, en los cuales cada curso como opción de trabajo de grado cumplió cada uno con una de las fases.

PALABRAS CLAVES. Cadena de suministros, pruebas piloto, banco de almacenamiento, hélices, logística.

Fecha de recepción: 21 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

INTRODUCCIÓN

En el proceso de investigación formativa que se realiza en la Escuela de Suboficiales de la FAC ESUFA, se presentan diferentes proyectos elaborados por los alumnos de la institución, en esta oportunidad los distinguidos de la especialidad de abastecimientos se dieron a la tarea de diseñar, construir y realizar las pruebas piloto del proyecto titulado BANCO DE ALMACENAMIENTO DE LAS HÉLICES DEL EQUIPO T27.

A continuación se hace la descripción del proceso investigativo, los autores y las conclusiones principales a las que llegó cada grupo.

DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Teniendo en cuenta el problema que se presenta en el almacenamiento de la hélices se diseñó y construyó un banco de apoyo necesario para mejorar el proceso de manipulación de las mis-mas, es frecuente encontrar en las unidades aéreas estos elementos sobre llantas, generando así un riesgo al quedar expuestas a golpes, daños y perder el balance de las palas, o presentar rupturas y grietas en su estructura.

Esto, sumado a que su manipulación y transporte se hace bastante dispendiosos en cuanto una hélice en promedio peso 250 kilos que no es posible levantar por un solo operario.

Al final, con el fin de dar una propuesta de solución a la situación antes mencionada y teniendo en cuenta que el banco se encontraba construido, se pensó en probarlo y verificar cómo se comportaría la hélice anclada al banco mientras se realizan procesos de manipulación, pudiendo verificar si el banco construido cumplía con las especificaciones requeridas para su uso y ser puesto al servicio en un ambiente de trabajo adecuado.

Así el proyecto se desarrolla en tres fases, como se expone a continuación, una por año y por curso de distinguidos de abastecimientos.

FASE DE DISEÑO

Esta fase se tituló DISEÑO DEL PROTOTIPO DEL BANCO DE ALMACENAMIENTO Y TRANSPORTE PARA LAS HÉLICES DEL T27. Y lo desarrollaron los Ds. Bulla Céspedes Diego Andrés, Ds Aguirre Moreno Juan Carlos, Ds Correa Chaparro Jonatán Iván del curso 84. (Aguirre Moreno Juan Carlos, 2012)

El proyecto de diseño del banco consistió en realizar unos prototipos y determinar los aspectos técnicos del mismo adaptándolo a las necesidades encontradas en un diagnostico previo que se realizó y presentarlo en un ambiente virtual (solid edge) para su realización.

Los siguientes fueron los aspectos técnicos que se tuvieron en cuenta en el diseño del banco, facilidad de manejo, almacenamiento, seguridad en la manipulación de la pieza y la factibilidad de construcción sin

que llegase a sobrepasarse de unos costos racionales y que su construcción se pudiera realizar con los materiales disponibles en el mercado local.

demás. con base en el las características físicas de las hélices, se analizó en el diseño un estudio mecánico para establecer que fuerzas y pesos interactúan en el avance del diseño del banco y mostrar forma, diseño, materiales, y componentes óptimos para la fabricación del banco.

Con lo anterior establecer qué medidas y que proporciones de material se utilizaría en el banco y a su vez el peso que tendrá el total de la estructura.

DISEÑO DEL BANCO

La principal necesidad es el almacenamiento y seguridad de la hélice. Teniendo en cuenta lo anterior se formularon tres posibles formas de bancos. Para de esta manera determinar cual se adapta más a las condiciones requeridas.

El primer diseño se pensó como una unidad simple, que permite ubicar la hélice de manera vertical almacenando una sola hélice, el banco facilita la operación dentro del almacén y fuera este gracias a sus rodamientos. Este banco permite el almacenamiento en línea, al acoplarse a otros en forma de estantante, con un contrapeso en el frente del banco para que el peso de la hélice no desplace el banco hacia atrás, favoreciendo el espacio, dentro del almacén.

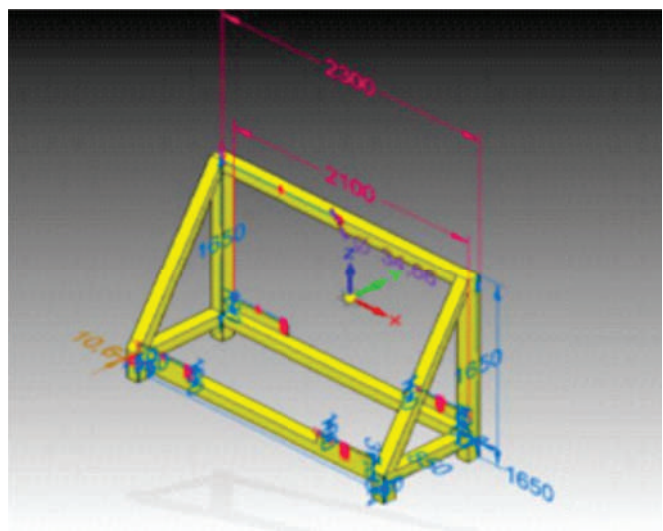


Figura 1. Primer diseño. Fuente diseño del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del T27.

El segundo diseño sería una unidad robusta de banco, permitiendo el almacenamiento de hasta 6 hélices en forma vertical, con ruedas para su transporte dentro del almacén, este no se puede acoplar a otros estantes y estaría sujeto enteramente las disposiciones de espacio, dentro de su ubicación.

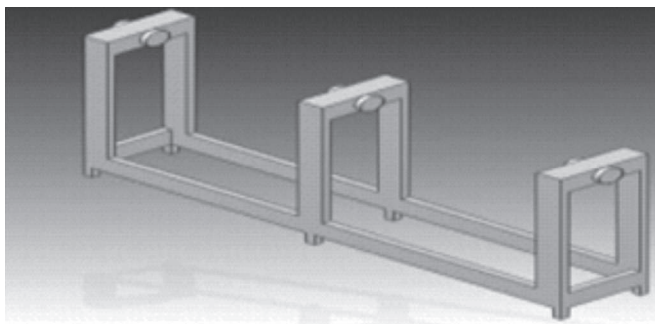


Figura 2. Segundo diseño. Fuente diseño del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del T27.

El tercer diseño es una unidad simple de banco, que permite ubicar la hélice de manera vertical. Se puede almacenar una sola hélice, el banco facilita la operación dentro del almacén y fuera este gracias a sus rodamientos, permitiendo el almacenamiento en línea al acoplarse a otros estantes, cuenta con una desviación en diagonal, que no permite que la hélice tenga movimientos y soporte las cargas directamente en sus esquinas.

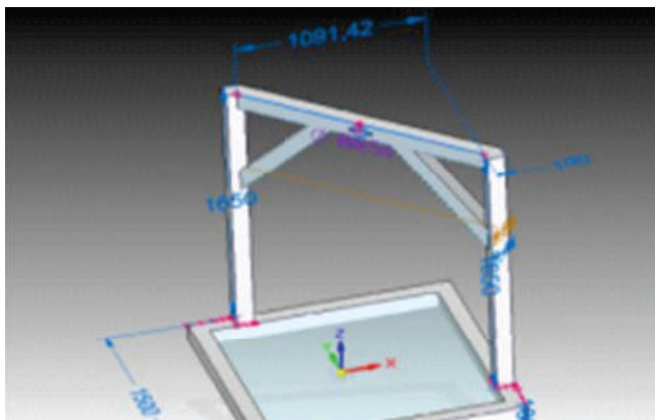


Figura 3. Tercer diseño. Fuente diseño del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del T27.

PROTOTIPO EN SOLID EDGE

El siguiente es el prototipo elaborado en 3D en el programa solid edge que permitió la simulación del banco.

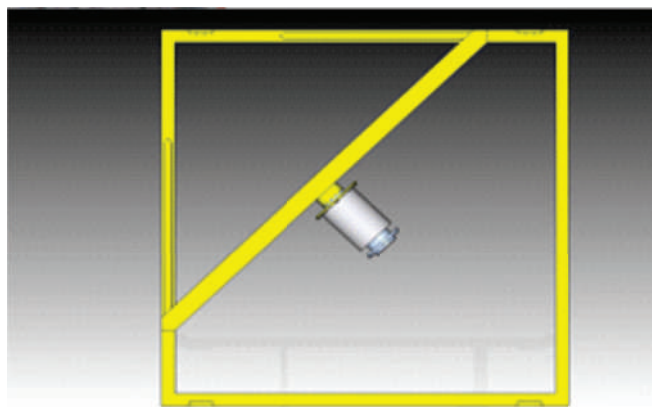
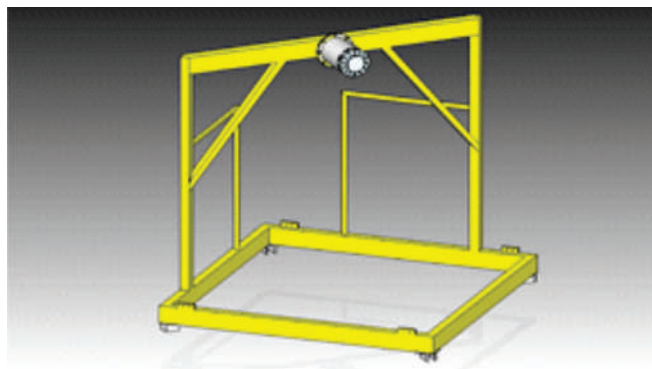


Figura 4. Diseño final. Fuente diseño del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del T27.

En este diseño tridimensional se observa que el banco es una estructura robusta con un soporte diagonal y el espigo para anclar la hélice a fin que se pueda voltear y manipular en condiciones óptimas de seguridad tanto para el operario como para la misma hélice. Solamente se puede montar una hélice y no permite acoples a otros bancos, adicional sus rodachines permiten des-lazar el banco con la hélice anclada al espigo.

FASE DE CONSTRUCCIÓN

Esta fase se tituló CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DEL BANCO DE ALMACENAMIENTO Y TRANSPORTE PARA LAS HÉLICES DEL A29 T27 Y ARAVA. Y lo desarrollaron los Ds. Bernal Avendaño Osmar, Ds. León Aguilar Cristian, Ds. Moncayo Jaimes Nelson Ds. Naranjo Botero Daniel del curso 85. (Bernal Avendaño Osmar, 2013)

El proyecto de la construcción del banco consistió en construir un soporte que permita hacer un correcto almacenamiento, manipulación y transporte

de las hélices del T-27, facilitando el proceso a los almacenistas y operarios al momento de realizar el desmonte, transporte y los movimientos de la hélice, necesario para la ayuda del trabajo en las unidades de CAMAN y CACOM 2, que es donde se encuentran estos elementos.

Las características técnicas del banco son las siguientes:

MEDIDAS ALTURA DEL BANCO 1.75 METROS		
ESTRUCTURA CON HÉLICE HC-B5MA-2: 245,249 KG	ESTRUCTURA CON HÉLICE HC-B31N-3N:224,278 KG	PESO ESTRUCTURA: 80.184 KG.
ALTURA CON HÉLICE HC-B5MA-2: 2.97 METROS	ALTURA CON HÉLICE HC-B31N-3N: 2.90 METROS	ÁREA BASE: 1.50 METROS
FUERZA DE TRACCIÓN CON HÉLICE HC-B5MA-2: 60.81 NW	FUERZA DE TRACCIÓN CON HÉLICE HC-B31N-3N: 55.86 NW	PESO MÁXIMO SOPORTADO 260 KG

Basado en el manual de la hélice se construyó el proyecto el cual consistió en dos espigos y un porta espigo y una estructura que hace de banco construido de forma cuadrangular con un arco cuadrado diagonal a la base del mismo, con dos soportes en la parte trasera esto para un peso y balance de la hélice, con cuatro ruedas, dos de ellas giratorias y dos fijas, a cada esquina de la base del banco con las medidas del diseño del proyecto, con una capa de pintura electrostática para no permitir el deterioro de la superficie de acero, presente en la totalidad de la estructura.



Figura 5. Estructura banco. Fuente construcción del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del A29, T27 y ARAVA.



Figura 6. Espigo T27 y ARAVA. Fuente construcción del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del A29, T27 y ARAVA.



Figura 7. Espigo T29. Fuente construcción del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del A29, T27 y ARAVA.



Figura 7. Porta espigo. Fuente construcción del prototipo del banco de almacenamiento y transporte para las hélices del A29, T27 y ARAVA.

Al final se materializó el diseño en un banco que a simple vista podía suplir la necesidad del almacenamiento de las hélices y facilitar su manipulación y transporte. Sin embargo no se habían realizado las pruebas para determinar su operación confiable.

FASE DE PRUEBA

Esta fase se tituló PRUEBAS PILOTO PARA EL BANCO DE ALMACENAMIENTO DE LAS HÉLICES DEL EQUIPO T-27 Y lo desarrollaron los Ds Espinosa Prada Diego Fernando Ds Gómez Guzmán Carlos Andrés Ds Vega

Castro Luis Alfredo del curso 86. (Espinosa Prada Diego Fernando, 2014).

El trabajo se orientó a definir unas pruebas piloto para el banco de almacenamiento de hélices que se encontraba construido, con el fin de demostrar su funcionalidad, y determinar si cumplía con los parámetros técnicos, para ponerlo a disposición de los talleres de hélices de CAMAN y que pudiera soportar el peso y balance de la operación.

Por lo anterior se diseñaron tres pruebas basadas en el manual de hélices de Hartzell, el cual proporciona los parámetros básicos para el almacenamiento de las hélices, después de diseñadas las pruebas, se procedió a realizarlas en un ambiente controlado, donde se puso a prueba estructuralmente, su equilibrio y su maniobrabilidad, estas consistieron en una serie de procedimientos que midieron la funcionalidad de dicho banco.

Las pruebas que se realizaron fueron clasificadas como estructurales, de equilibrio y de manejo y movimiento, las cuales se delinearon con la colaboración de un grupo de técnicos de aviación que laboran en el taller de hélices de CAMAN.

PRUEBA ESTRUCTURAL

La prueba estructural se realizó con el fin de verificar que el banco de almacenamiento cumpliera con todas las pautas de seguridad y resistencia, la cual constaba en una primera parte en la inspección de la estructura, de la entrada del eje y las ruedas para el movimiento. Luego de esto, para determinar si la estructura resiste el peso, se procedió al montaje de una hélice y observar el comportamiento del banco de almacenamiento.



Figura 9. Prueba estructural. Fuente pruebas piloto para el banco de almacenamiento de las hélices del T27.

PRUEBA DE EQUILIBRIO

La prueba de equilibrio principalmente fue realizada con el fin de comprobar que el diseño que tiene el banco fuera suficiente para soportar la hélice, que tuviera un balance correcto para trabajar mientras estuviera instalada, revisando que no hubieran cambios por mínimos que fueran que alteraran la posición y equilibrio del banco.

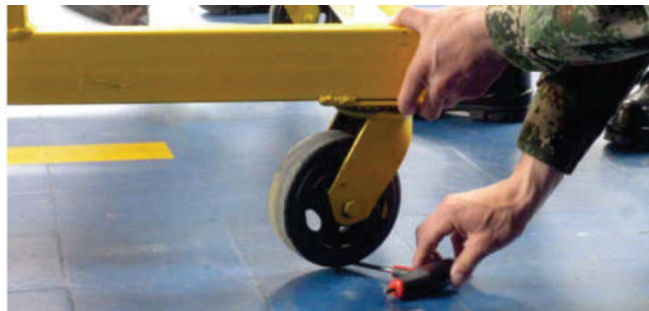


Figura 10. Prueba estructural. Fuente pruebas piloto para el banco de almacenamiento de las hélices del T27.

PRUEBA DE MANEJO Y MOVIMIENTO

Esta prueba jugó un papel importante dentro del proyecto, ya que buscaba comprobar las condiciones que presenta el banco con respecto a la movilidad o desplazamiento dentro de un movimiento de transporte o movilidad mientras lleva sujeta la hélice.

Al final los resultados que arrojaron dichas pruebas se documentaron con el fin de generar unas recomendaciones y un dictamen final acerca de si es posible poner a disposición el banco construido.

Con el fin de darle una estructura a las pruebas y un documento válido para el registro de las mismas, se generaron unos documentos que soporten la realización de los procedimientos que lleven a certificar las capacidades funcionales del banco, dicho documento se compone de: hoja de registro y tarjeta de trabajo, en las cuales se planteó las etapas de las pruebas a realizar, la identificación del lugar, participantes de las pruebas y las guías técnicas que se utilizan para realizar el trabajo.

Así cada prueba cumplió con las siguientes etapas dentro de un marco lógico, metodológico y secuencial que determina unos patrones para poder realizar las pruebas, ya que no existen registros de proyectos anteriores a este.



Figura 11. Prueba de manejo y movimiento. Fuente pruebas piloto para el banco de almacenamiento de las hélices del T27.

FASE DE ALISTAMIENTO:

La fase de alistamiento fue definida por el equipo de trabajo, como aquella en la que se realiza un chequeo de que se tengan todos los elementos necesarios para la realización de la prueba, dentro de esto encontramos los elementos de seguridad industrial, las guías técnicas, el lugar adecuado para la prueba, el personal necesario, el óptimo estado del banco y la hélice para la prueba.

FASE DE EJECUCIÓN:

En esta fase es donde se desarrollaron las pruebas que fueron planteadas para revisar la funcionalidad del banco de almacenamiento. Aquí es donde se sigue el paso a paso que establece la tarjeta de trabajo para realizar las pruebas.

FASE DE RECOPIACIÓN DE DATOS:

En la fase de recopilación de datos se estructuraron todos los medios que se utilizaron para poder recopilar la información a medida que las pruebas se fueron realizando, en esta fase se documentó y se realizó el registro fotográfico y principalmente se hizo el diligenciamiento de la tarjeta de trabajo donde queda el registro de si se cumple o no con el paso a paso y se puedan dar las observaciones que ocurren en el procedimiento.

FASE DE ANÁLISIS DE DATOS:

En esta fase el proceso que se lleva a cabo es el de analizar todos los datos y resultados fruto de la realización de la prueba, generando unas conclusiones y unas recomendaciones, con el fin de determinar si el

banco es o no funcional.

CONCLUSIONES

El proyecto como un todo es la respuesta oportuna a una problemática real y sentida de los almacenes y talleres donde se almacenan y re-paran las hélices, buscando solucionar con base en los procesos de investigación de ESUFA una situación compleja para la institución por el costo de mantenimiento que a veces se debe realizar en el exterior y el impacto que pueda tener en la disponibilidad de alistamiento de las aeronaves.

En cuanto al resultado de las pruebas, el banco de almacenamiento no es funcional, debido a que se encontró que tiene defectos en su diseño, además no cuenta con seguridad para sujetar el eje de la hélice en el espigo y su punto de gravedad está corrido por lo que el peso de la hélice provoca un desbalanceo y sobrecarga en una de las llantas delanteras, convirtiéndolo en un factor de riesgo para los operarios y las hélices.

El ejercicio de llevar hasta el final un proyecto de esta naturaleza que abarcó tres años e igual número de cursos es sumamente enriquecedor y demuestra la importancia de llevar a cabo un proceso de investigación científico de manera completo, en donde se incluyan las fases de diseño, desarrollo y pruebas, con el fin de generar un producto final con los mínimos estándares de calidad.

BIBLIOGRAFÍA

1. Aguirre Moreno Juan Carlos, c. (15 de Octubre de 2012). *DISEÑO DEL PROTOTIPO DEL BANCO DE ALMACENAMIENTO Y TRANSPORTE PARA LAS HÉLICES DEL T27*. Madrid, Cundinamarca, Colombia.
2. Bernal Avendaño Osmar, c. (10 de Noviembre de 2013). *CONSTRUCCIÓN DEL PROTOTIPO DEL BANCO DE ALMACENAMIENTO Y TRANSPORTE PARA LAS HÉLICES DEL A29 T27 Y ARAVA*. Madrid, Cundinamarca, Colombia.
3. Espinosa Prada Diego Fernando, c. (23 de 09 de 2014). *PRUEBAS PILOTO PARA EL BANCO DE ALMACENAMIENTO DE LAS HÉLICES DEL EQUIPO T-27*. Madrid, Cundinamarca, Colombia.

KIT DE TRABAJO PARA EFECTUAR INSPECCIÓN, MANTENIMIENTO Y OVERHAUL PARA LAS CAJAS DE (42° Y 90°); LOS EJES DEL ROTOR DE COLA Y HANGERS DE LOS EQUIPOS BELL 212 / 412 Y HUEY II

WORK KIT TO EXECUTE THE INSPECTION, MAINTENANCE AND OVERHAUL FOR INTERMEDIATE GEAR BOX AND TAIL ROTOR GEAR BOX (42° AND 90°); THE TAIL ROTOR DRIVESHAFT AND HANGER OF THE EQUIPMENTS BELL 212 / 412 AND HUEY II

Por: DS Isaza Medina Harvey, DS Jaimes Sandoval Wilman, DS Lizcano Estupiñan Emanuel, DS López Cáceres David

ABSTRACT: With the acquisition of the work kit, the hangar of helicopters of the Air Command of Maintenance FAC, will have an essential tool to make inspection tasks, maintenance and overhaul of the intermediate gear box and tail rotor gear box (42° and 90°); the tail rotor driveshaft and hanger of the assigned equipments to this unit (CAMAN), like Bell 212/412 and HUEY II. Identifying an opportunity of improvement on inspection time, the maintenance and repair of these components for the enlistment percentage of this team contributing to the operator's industry security, as well as the components.

Highlighting out that it is an own innovative design that counts with the requirements of the regulator entities of aeronautical maintenance.

key words. Work Kit, boom Tail, Hanger, propeller axis, box (42° and 90°)

RESUMEN: Con la adquisición del KIT de trabajo el hangar de helicópteros del Comando Aéreo de Mantenimiento FAC, contará con una herramienta esencial para efectuar trabajos de inspección, mantenimiento y overhaul de las cajas de (42° y 90°); los ejes del rotor de cola y hangers de los equipos asignados a dicha unidad (CAMAN), como son Bell 212 / 412 y HUEY II. Identificando una oportunidad de mejora en el tiempo de inspección, mantenimiento y reparación de estos componentes para el porcentaje de alistamiento de dichos equipos aportando a la seguridad industrial del operario como de los componentes.

Resaltando que es un diseño propio innovador que cuenta con los requerimientos de las entidades reguladoras de mantenimiento aeronáutico.

PALABRAS CLAVES. KIT de trabajo, Tail boom, Hanger, eje impulsor, cajas de (42° Y 90°).

Fecha de recepción: 17 de noviembre de 2014

Fecha de aprobación: 28 de noviembre de 2014

INTRODUCCIÓN

En la actualidad la Fuerza Aérea Colombiana en el cumplimiento de su misión institucional diariamente lleva a cabo operaciones aéreas que involucran sus aeronaves, para tal caso debe cumplir con la normativa de aeronavegabilidad.

De ahí que en la unidad de asignación de cada equipo aeronáutico estas tareas se realicen de manera segura y técnica.

El comando Aéreo de Mantenimiento FAC en búsqueda del cumplimiento de la misma, realiza diferentes trabajos de mantenimiento de excelente calidad dentro de ellos se destacan los que se llevan a cabo en el taller de helicópteros.

Con el fin de contribuir al cumplimiento de las tareas programadas; un grupo de alumnos crea un KIT de trabajo para mejorar el proceso de mantenimiento de algunos componentes del tail boom (caja de 42º y 90º, ejes y hangers.) de los equipos Bell 212 / 412 y HUEY II. De la Fuerza Aérea Colombiana. De forma técnica y preservando la seguridad de los mismos y los operarios. Puesto que la forma en que se hacen actualmente estos procesos no es segura y no cumple con parámetros técnicos, cabe enunciar uno de ellos mandatorio por el manual de mantenimiento Bell Model UH-1H II Helicopter, (BHT PUB-92-004-23) como es la inspección visual a los componentes la cual se debe hacer con una lupa de 5x (5 dioptrías) que fue incorporada al KIT de trabajo además cuenta con una serie de características técnicas que lo hacen un elemento con la calidad exigida.

Para su consecución se contó con la colaboración de técnicos y operarios del taller de helicópteros, taller maquinaria, taller soldadura quienes con su diferente conocimiento en su ámbito laboral guiaron el trabajo de investigación; al igual que los conocimientos adquiridos durante el proceso de formación académica que contribuyeron en esta investigación, tales como diseño en sistemas CAD, la física, las publicaciones técnicas, el inglés técnico y la resistencia de materiales entre otras como las clases de mantenimiento aeronáutico.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

Los equipos 212 / 412 y HUEY II, de la Fuerza Aérea Colombiana exactamente los asignados al Comando Aéreo de Mantenimiento CAMAN se encuentra en el hangar de helicópteros, en el cual se realiza los procesos de mantenimiento de nivel I, II, Y III; específicamente de la parte del tail boom.

El proceso que se hace a las cajas de (42º y 90º), a los ejes y los hangers, consiste en desinstalar y almacenar en un Stand, para luego realizar el trabajo de inspección y mantenimiento. Este procedimiento no cuenta con los estándares de seguridad y protección de los componentes, provocando daños y afectando el porcentaje de alistamiento de los equipos.

Adicionalmente, las cajas al quedar sueltas y sin la protección requerida, pueden generar accidentes por caídas o mala manipulación al personal de técnicos.

Por otro lado, se puede ver afectada la salud de los técnicos encargados de realizar estas tareas, al observar la mala postura ergonómica de trabajo que adoptan cuando realizan las actividades requeridas para la inspección de las cajas de (42º y 90º), los ejes y los hangers.

Con este problema surgió la idea de elaborar un KIT de trabajo para la inspección, mantenimiento y overhaul. Buscando que cada una de estas actividades sea más segura, eficiente y práctica a la hora de su desarrollo.

FORMULACIÓN DE PROBLEMA

¿Cómo mejorar la inspección, mantenimiento y overhaul de los componentes dinámicos del tail boom como lo son cajas de (42º y 90º), los ejes y los hangers de los equipos Bell 212 / 412 y HUEY II.?

OBJETIVOS

Objetivo General

Mejorar el proceso de inspección, mantenimiento y overhaul para las cajas de (42º Y 90º); los ejes del rotor de cola y hangers de los equipos Bell 212 / 412, HUEY II de la Fuerza Aérea Colombiana.

Objetivos Específicos

- Realizar el diseño de los bancos de trabajo en sistemas CAD teniendo en cuenta los cálculos obtenidos.
- Construir los bancos de acuerdo al diseño realizado en sistemas CAD.
- Optimizar los recursos humanos, económicos y técnicos del área de mantenimiento.
- Buscar la clasificación por DICEX, y posteriormente la certificación de DIMAN.

METODOLOGÍA DE LA INVESTIGACIÓN

Tipo de investigación

El planteamiento del problema anteriormente mencionado se desarrollará, aplicando los métodos mencionados a continuación: investigación aplicada, investigación descriptiva, investigación bibliográfica e investigación de campo.

Investigación Aplicada: La forma de esta investigación es aplicada, ya que se parte de la teoría de las ciencias básicas para confrontarla con la realidad,

Investigación Descriptiva: Esta consiste en detallar situaciones y eventos, es decir, cómo es y cómo se manifiesta determinada situación.

La investigación descriptiva: en comparación con la naturaleza poco estructurada de los estudios exploratorios, requiere considerable conocimiento del área que se investiga para formular las preguntas específicas que busca responder.

Investigación Bibliográfica: Se recopiló toda clase de información proporcionada por fuentes secundarias como textos, artículos, manuales, reglamentos, puntos de información técnica de la escuela de suboficiales, información recolectada en la unidad del Comando Aéreo de Mantenimiento.

Investigación de Campo: Luego de haber investigado y consultado con personal técnico tanto del Comando Aéreo de Mantenimiento, como grupo de suboficiales especialistas en el área mencionada, de la Escuela de Suboficiales CT. Andrés M. Díaz; llevamos a cabo una encuesta en la cual logramos conocer la importancia que tiene llevar a cabo el desarrollo del "Kit de trabajo para efectuar inspección, mantenimiento y overhaul para las cajas de (42º y 90º); y los ejes del rotor de cola y hangers de los equipos Bell 212 / 412 y HUEY II".

ESTUDIO TÉCNICO

Dicho KIT consta de dos bancos uno de ellos dispuesto para las cajas, este compuesto por dos soportes que sujetaran cada una de las cajas (42º y 90º); estos soportes reposan en una estructura convencional es decir la de una mesa de trabajo estándar que en su parte superior cuenta con una distribución de bigas diseñadas para que resistan el peso de las cajas (42º y 90º); y permitan su sostenimiento sobre el banco para poder manipular las piezas. Además cuenta con el suficiente espacio a la hora de realizar los trabajos que cuenta dicho KIT con el objetivo de garantizar su accesibilidad y organización en el área de trabajo.

Por otro lado existe otro banco que será utilizado para albergar los ejes y hangers el cual contara con una estructura diferente al anterior está en forma de

T aprovechando la parte superior para los trabajos de mantenimiento e inspección, sin embargo cuenta con un nivel inferior dispuesto para el almacenamiento posterior a la inspección, mantenimiento y ensamble de ejes y hangers. Contará también con una lámpara de lupa de 5X con brazo flexible que permitirá realizar la inspección visual del elemento y poder dar un diagnóstico para la reparación o procedimiento a seguir.

Estos bancos de trabajo también cuentan con ruedas industriales SUPO las cuales ofrecen un valor muy importante en el momento de ser transportados dentro del taller de helicópteros del comando aéreo de mantenimiento puesto que en dicho hangar además de tener equipos asignados para su mantenimiento.

También se lidera el proyecto de conversión de equipos UH-1H a HEUY II y es ahí donde se observaron los beneficios de estas herramientas.

Un factor importante que se tuvo en cuenta con la realización de los diseños fue sin lugar a duda la seguridad tanto de los componentes aeronáuticos que allí se trabajan como la seguridad del operario, dado que las cajas (42º y 90º) de los equipos anteriormente enunciados en primer lugar su valor monetario es alto también su peso es considerable y una caída podría causar daños a la salud de los operarios es por estas razones el cuidado a la hora de realizar los cálculos de las vigas que soportarían los pesos de dichas cajas y a su vez los cálculos de esfuerzos de cada soporte y estructura anteriormente enunciadas.

Para la consecución de este kit de trabajo inicialmente se diseñó en AUTO CAD en donde se asignaron los valores exactos con los que se trabajaría posteriormente con el fin de realizar la distribución de las piezas que van sujetas a la mesa de trabajo teniendo en cuenta los cálculos hechos inicialmente para la división de las vigas especialmente en el banco donde se realiza la inspección y mantenimiento a las cajas (42º y 90º) ya que este a diferencia el otro banco no tiene que soportar grandes cargas y esfuerzos.

Luego de presentar el diseño en el hangar de helicópteros del comando aéreo de mantenimiento CAMAN

y de ser aprobado se dio lugar a su construcción física que fue realizada específicamente con los siguientes materiales y características propias de diseño.

La gráfica No.1 muestra el diseño del prototipo en sistemas CAD de cómo quedaría terminado en la imagen se muestra en su vista superior.



Figura 1. Prueba estructural. Fuente pruebas piloto para el banco de almacenamiento de las hélices del T27.

El banco de trabajo N1 cuya función es reposar las cajas de (42° y 90°) de los equipos Bell 205 / 212/ 412 y HUEY II asignados al comando aéreo de mantenimiento CAMAN; para que allí se les inspeccione y se realice el tipo de mantenimiento al que sea necesario y ordene el manual.

Principalmente la estructura está hecha de tubería rectangular y cuadrada de Acero Cold Rolled distribuida así:

Tubo rectangular de 1½" x 3" y calibre 1.2 mm: empleada para las vigas o travesaños.

Tubo cuadrado de 1½" x 1½" y calibre 1.2 mm: empleada para los soportes horizontales.

También para su fácil maniobrabilidad o manejo en el hangar cuenta con un total de 4 ruedas móviles dos de ellas con frenos.

La parte superior donde van sujetos los soportes de las cajas está compuesta por madera de alta densidad.

El soporte de la caja de 42° está construido en ángulo de 1" x 1" y calibre ¼; el soporte de la caja de 90° está construido en platina de 7 mm.

Además se deja habilitado el espacio para sujetar la lámpara con lupa de 5X para las inspecciones visuales internas mandatarías del manual.

Para dicha construcción se partió del diseño de su estructura presentada en la gráfica No.2 en la que se puede observar la distribución de sus bigas.



Figura 2. Diseño en AUTO CAD de la estructura del banco de trabajo N1 que soporta las cajas de (42° y 90°).

Su estructura esta soldada y posteriormente tratada contra la corrosión para de este modo preservar y mantener la vida útil del mismo en este caso se adiciono un recubrimiento primario de primer anticorrosivo industrial para luego cubrir la superficie de pintura amarillo mate tipo doméstico.

Sus dimensiones son 1.20 metros de largo, 70 centímetros de ancho y 1.10 metros de alto.

La gráfica N8 se observa el diseño de los soportes de las cajas al igual este fue hecho en sistemas CAD para posteriormente construirlo; el soporte N1 hecho en platina de Acero 1020 de 7mm y sujeto a la bigas con tornillos acerados y tuercas de seguridad. El soporte N2 está asegurado de la misma manera que el anterior a diferencia que su construcción está hecha en Angulo A 36 de 1" por 1/8.

Estos soportes fueron trabajados en el taller de maquinaria del comando aéreo de mantenimiento CAMAN basados en planos tomados de los equipos afectados.

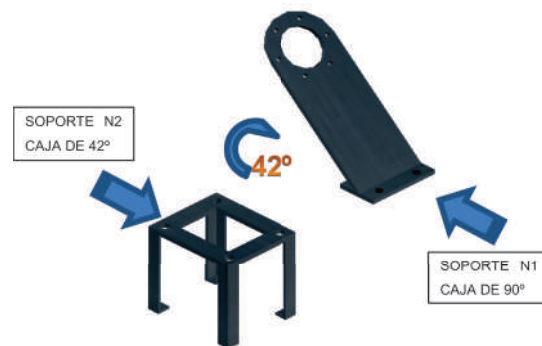


Figura 3. Diseño en AUTO CAD de los soportes donde reposan las cajas de (42° y 90°).

Dentro de las recomendaciones al momento de utilizar el banco de trabajo se debe resaltar el cuidado cuando se transporta dentro del taller y estén sujetas las cajas, ya que, el peso de las mismas es aproximado de 25 kg y una caída a esa altura puede causar daños a

los operarios, al igual que se puede afectar las cajas de (42° y 90°), las cuales tienen un valor económico alto y lo más preocupante retrasar que una equipo salga a vuelo a cumplir con la misión estipulada.

Al igual que el anterior se diseñó el prototipo en sistemas CAD como se muestra en la gráfica N4 adjunta a continuación.



Figura 4. Diseño en AUTO CAD banco de trabajo N2 para realizar inspección mantenimiento y almacenamiento de ejes y hangers.

Por otra parte el banco de trabajo N2 cuya función es reposar los ejes y hangers de los equipos Bell 212/ 412 y HUEY II asignados al comando aéreo de mantenimiento CAMAN; para que allí se les inspeccione y se realice el tipo de mantenimiento al que sea necesario y ordene el manual.



Figura 5. Diseño en AUTO CAD de la estructura del banco de trabajo N2 que soportan los ejes y hangers.

Se observa el diseño de la estructura hecha en sistemas CAD con el mismo fin del anterior, distribuir cargas para posteriormente construirlo y así aprovechar su área de trabajo como se ilustra en la gráfica N 5.

Principalmente la estructura está hecha de tubería rectangular de Acero Cold Rolled A 36 distribuida así:

Tubo cuadrado de 1½" x 1½" y calibre 1.2 mm: empleada para toda su estructura.

También para su fácil maniobrabilidad o manejo en el hangar cuenta con un total de 4 ruedas móviles dos de ellas con frenos.

Los soportes donde reposan los ejes son de madera.

Lámpara lupa de 5x para realizar inspección visual.

Básicamente el diseño de los prototipos de los soportes de los ejes son en forma de U y al igual que los anteriores fueron creados en sistemas CAD como se describen en la gráfica No.6.



Figura 6. Diseño en AUTO CAD de los soportes donde reposan los ejes y hangers.

Al igual que el banco de trabajo N1 la estructura del banco N2 está soldada y posteriormente tratada contra la corrosión de este modo preservar y mantener la vida útil del mismo para este caso se adicionó un recubrimiento primario de primer anticorrosivo industrial para luego cubrir la superficie de pintura amarillo mate tipo doméstico.

Sus dimensiones son 1.70 metros de largo, 70 centímetros de ancho y 1.10 metros de alto.

De igual forma que el banco de trabajo N1 se estipulan los cuidados al momento de ser transportado este también cuenta con recomendaciones pese a que los soportes donde reposan los ejes están diseñados para que no se salgan ya que la caída de alguno de estos ejes se llevase a cabo los daños son irreversibles puesto que los elementos son delicados y frágiles la mínima grieta o golpe da lugar a que sea reemplazado inmediatamente.

Otro componente que requiere un cuidado especial es la lámpara lupa que es utilizada para inspeccionar visualmente los ejes y los hangers.

CÁLCULOS DE ESFUERZOS

Basándonos en normas técnicas y legales se realizaron los cálculos debidos para la debida implementación de los materiales.

A continuación se anexa dichos cálculos de esfuerzo del material para posteriormente ser comparados en tablas de esfuerzos de materiales.

➤ Cálculo de esfuerzo para el soporte de la caja de 42°.

$e^n = P/A$	$A = b \times h$
$e^n = 15 \text{ lbs.} / 41.84 \text{ in}^2$	$A = 7,0866 \text{ in} \times 5,9055 \text{ in}$
$e^n = 0,358 \text{ PSI}$	$A = 41.84 \text{ in}^2$

- Cálculo de esfuerzo para el soporte de la caja de 90°.

$$e^n = P/A$$

$$A = b \times h$$

$$e^n = 30 \text{ lbs.}/46.49 \text{ in}^2$$

$$A = 9,8425 \text{ in} \times 4,7244 \text{ in}$$

$$e^n = 0,645 \text{ PSI}$$

$$A = 46.49 \text{ in}^2$$

- Cálculo de esfuerzo para el banco de trabajo donde están las cajas de (42° y 90°).

$$e^n = P/A$$

$$A = b \times h$$

$$e^n = 125 \text{ lbs.}/1302.01 \text{ in}^2$$

$$A = 47,2440 \text{ in} \times 27,5590 \text{ in}$$

$$e^n = 0,096 \text{ PSI}$$

$$A = 1302.01 \text{ in}^2$$

- Cálculo de esfuerzo para el banco de trabajo donde están las cajas de (42° y 90°).

$$e^n = P/A$$

$$A = b \times h$$

$$e^n = 80 \text{ lbs.}/1844,496 \text{ in}^2$$

$$A = 66,929 \text{ in} \times 27,5590 \text{ in}$$

$$e^n = 0.043 \text{ PSI}$$

$$A = 1844,496 \text{ in}^2$$

e^n = esfuerzo normal

P = peso

A = área

b = base

h = altura

Dados los resultados obtenidos en los cálculos de esfuerzo realizados, basados en las medidas exactas de las estructuras y soportes y comparados en tablas de resistencias de materiales y esfuerzos del acero 1020 y cold rolled. Dichos valores están dentro de los parámetros que nos brinda la tabla es por esta razón que se construye en estos materiales.

Además, las ruedas que se implementaron soportan 100 kg cada una para cada banco de trabajo. Al igual que se realizaron pruebas de deformaciones a los soportes puesto que estos deben resistir grandes torques.

CONCLUSIONES

- Se diseñó y construyó el KIT de trabajo que permite hacer más ágil, fácil y seguro los trabajos de mantenimiento de los componentes aeronáuticos relacionados (cajas de 42° y 90°, ejes y hangers.) de los equipos Bell 212 / 412 y HUEY II.
- Por otro lado a lo largo del desarrollo de la investigación, se encontraron otras áreas que se verían beneficiadas con la implementación del KIT para realizar trabajos de mantenimiento como es el taller de componentes dinámicos donde se realizan reparaciones mayores dichos componentes del tail boom.

- La consecución de este proyecto nos es gratificante desde el punto educativo por la implementación de los conocimientos adquiridos en el periodo de formación académica específicamente en las aéreas de mantenimiento aeronáutico, física, resistencia de materiales, sistemas CAD, metodología de la investigación estas dentro de las más importantes.

BIBLIOGRAFÍA

1. Manual de Mantenimiento Aeronautico FAC. (n.d.). Manual de Mantenimiento Aeronautico FAC. *Manual de Mantenimiento Aeronautico FAC*.
2. Constitución Política de Colombia. (1991). *Constitución Política de Colombia*. Constitución Política de Colombia. Retrieved from [constituion politica de colombia: constitucion politica de colombia](http://constituion.politica.gov.co)
3. DECISIÓN 486: Régimen común sobre propiedad industrial. (n.d.). DECISIÓN 486: Régimen común sobre propiedad industrial. *DECISIÓN 486: Régimen común sobre propiedad industrial*.
4. Estatuto de Seguridad Industrial resolución N 02400 de 1979 (mayo 22). (1979, mayo 22). *estatuto de seguridad industrial. bogota, colombia*.
5. <http://guiahelicopteros.com>. (n.d.). <http://guiahelicopteros.com/inventor-del-helicoptero/>. Retrieved from <http://guiahelicopteros.com/inventor-del-helicoptero/>: <http://guiahelicopteros.com/inventor-del-helicoptero/>
6. <http://incolor.inetnebr.com>. (n.d.). *incolor.inetnebr*. Retrieved from *incolor.inetnebr*: <http://incolor.inetnebr.com/iceman/helicopt.htm>
7. <http://www.aviheco.com>. (2011). *Aviheco SA ©*. Retrieved from *Aviheco SA ©*: <http://www.aviheco.com/aviheco-eng-index.html>
8. <http://www.bellhelicopter.com/>. (n.d.). *bell helicopter*. Retrieved from *bell helicopter*: http://www.bellhelicopter.com/en_US/Military/Military.html
9. <http://www.ecured.cu>. (n.d.). *ecured*. Retrieved from *ecured*: http://www.ecured.cu/index.php/Resistencia_mec%C3%A1nica

10. <http://www.flugzeuginfo.net>. (n.d.). http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_412_en.php. Retrieved from http://www.flugzeuginfo.net/acdata_php/acdata_412_en.php.
11. <http://www.helis.com>. (1997). helicopter history site. Retrieved from *helicopter history site*: <http://www.helis.com/database/model/92/>
12. <http://www.metaza.com.co>. (n.d.). *metaza*. Retrieved from metaza: http://www.metaza.com.co/sites/default/files/pages/datasheets/acero_cold_rolled.pdf
13. <http://www.metaza.com.co>. (n.d.). *metaza*. Retrieved from metaza: http://www.metaza.com.co/sites/default/files/pages/datasheets/acero_hot_rolled.pdf
14. <http://www.webinfomil.com>. (n.d.). <http://www.webinfomil.com/2012/10/fuerza-aerea-colombiana-adquiere.html>.
15. <http://www.webinfomil.com>. (n.d.). <http://www.webinfomil.com/2013/12/fuerza-aerea-colombiana-moderniza-sus.html>. Retrieved from <http://www.webinfomil.com/2013/12/fuerza-aerea-colombiana-moderniza-sus.html>.
16. <https://www.fac.mil.co>. (n.d.). *FUERZA AEREA COLOMBIANA*. Retrieved from FUERZA AEREA COLOMBIANA: <https://www.fac.mil.co/?idcategoria=11213>
17. <https://www.fac.mil.co>. (n.d.). <https://www.fac.mil.co>. Retrieved from <https://www.fac.mil.co>: <https://www.fac.mil.co>
18. <https://www.fac.mil.co/?idcategoria=11212>. (n.d.).
19. [www.guiahelicopteros.com](http://guiahelicopteros.com). (n.d.). <http://guiahelicopteros.com/partes-del-helicoptero/>. Retrieved from <http://guiahelicopteros.com/partes-del-helicoptero/>: <http://guiahelicopteros.com/partes-del-helicoptero/>
20. Manual de Mantenimiento Bell Model UH-1H II Helicopter, (BHT PUB-92-004-23)

Trabajos de grado curso 86 TECNOLOGÍAS AERONÁUTICAS

TECNOLOGÍA ELECTRÓNICA AERONÁUTICA

TS. MORALES CUETO OMAR

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
PROTOTIPO DE MODELO INTEGRAL COMO INTERFAZ DE PROTOCOLOS DE COMUNICACIÓN DE DATOS DEL FLIGHT SIMULATOR X AL ARINC 429 ESUFA	DS. BUITRAGO MARTÍNEZ MICHELL, DS. FERNÁNDEZ REINA ANDERSON, DS. GALVIS MONTOYA BRAYAN, DS. GUTIÉRREZ BARRAGÁN JHON
BANCO DE PRUEBA PARA LA MEDICIÓN DE LA PRESIÓN DE LA UNIDAD COMAND CONTROL UNIT DE LAS SILLAS DE EYECCIÓN MK-8 Y MK-10 DE LAS AERONAVES TUCANO Y SUPERTUCANO DE LA FUERZA AÉREA COLOMBIANA	AL3. ORTIZ VERGEL JAVIER FERNANDO, AL3. VARGAS ROJAS RONALD STIVEN, AL3. VELA VARGAS GUSTAVO ADOLFO
INTEGRACIÓN DE COMPONENTES ELECTRÓNICOS A EL PROTOTIPO QUAD SECURITY	DS. GARCÍA TOBON ESTEBAN DE JESUS, DS. QUINTERO YEPES JOHANNY ANTONIO, DS. SALAZAR CALDERON LUIS SANTIAGO
PROTOTIPO Y CANAL DE PRUEBA PARA LA REPARACIÓN DEL CONTROL ASSEMBLY Y RPM WARNING DE LOS HELICOPTEROS HUEY II Y UH-1H	DS. JIMÉNEZ BARRIENTOS ARLEY, DS. SANGUINO JAVIER ANDRÉS, DS. WILLIAMS RODRIGUEZ EDUARD CAMILO
PROTOTIPO PARA LA MODERNIZACIÓN DE LOS INDICADORES DE PRESIÓN DEL BANCO DE PRUEBAS DE UNIDADES HIDRÁULICAS P/CPA 150200-0070-BH	DS. SANDOVAL CAYCEDO NELSON ANDRES, DS. SERRATO ALARCÓN CHARLIE, DS. TAPIERO MEDINA DARWIN
PROTOTIPO BANCO CASAFALLAS DEL ANNUNCIATOR CONTROL BOX DEL AS-47T CAMAN	DS. PÁEZ APONTE BRIAM DAVID, DS. QUINTANA SEPULVEDA HECTOR ALBEIRO, DS. QUIÑONES LOZADA JHON JAIRO
PROTOTIPO DEL DISEÑO DE BANCO DE CALIBRACIÓN NEUMÁTICO DE INTERRUPTORES DE PRESIÓN DE 0 A 200 PSI A LA AERONAVE AC-47T	DS. MARTÍNEZ PINZÓN ERIK ALEXANDER, DS. PINO SERNA ANDERSON HUMBERTO, DS. TRUJILLO GONZÁLEZ CRISTIAN AUGUSTO
PROTOTIPO COMPLEMENTARIO DEL SISTEMA DE MONITOREO DE LOS VEHÍCULOS DE ESUFA	DS. VACCA JARA JAIME OSWALDO, DS. VEGA SIERRA JONNY ANDRES, DS. VILLANUEVA GARCIA FABIAN ALBERTO
DISEÑO DE UN CONTADOR DIGITAL DE FLEXIONES DE BRAZO Y FLEXIONES ABDOMINALES	DS. TOBON CARVAJAL BAYRON ALONSO, DS. CALERO CHAMORRO HECTOR FABIO, DS. MIRA BERNAL JORGE ANDRES

TECNOLOGÍA DE INTELIGENCIA AÉREA

TS. BARRERA BURGOS ROBINSON

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
LABORATORIO DE INTELIGENCIA DE SEÑALES	DS. ARISTIZABAL RAMÍREZ JHONATAN FERNANDO, DS. MOSUCA CARDOZO JOHAN SEBASTIAN, DS. VILLA ECHEVERRY JUAN CAMILO
PROPUESTA DE RESTRUCTURACIÓN DEL SIIO MODULO ADMINISTRACIÓN PERSONAS E INTELIGENCIA	DS. GUERRERO BARRERA OSCAR ANDRES, DS. HERNÁNDEZ TORRES MICHEL SNEIDER, DS. OSPITIA CHACON ANGEL
SOFTWARE DE SIMULACIÓN DEL EQUIPO IC-R9500	DS. AVILES TAMAYO CRISTIAN JAVIER, DS. CAMARGO URREGO EDINSON ANDRES, DS. ROJAS VARGAS MICHAEL ORLANDO

TECNOLOGÍA EN ABASTECIMIENTOS AERONÁUTICOS

TS. MORALES MORA DAIRO GABRIEL

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
ESTUDIO DE UN SISTEMA AUTOMÁTICO DE CONTROL DE INVENTARIO DE COMBUSTIBLE DE AVIACIÓN PARA CACOM-4	DS. ARISTIZABAL PUENTES YERSON ANDRES, DS. BARON GALINDO JUAN NICOLAS, DS. LEGUIZAMON DIAZ ARVEY
DISEÑO SECCIÓN DE EMBALAJE CACOM-2	DS. HERNANDEZ SILVA OMAR STIVEN, DS. MESA MONTAÑEZ PEDRO PABLO DS. SARRIAS ROJAS CRISTIAN ESAU
PRUEBAS PILOTO PARA EL BANCO DE ALMACENAMIENTO DE LAS HELICES DEL EQUIPO T-27	DS. ESPINOSA PRADA DIEGO FERNANDO, DS. GOMEZ GUZMAN CARLOS ANDRES, DS. VEGA CASTRO LUIS ALFREDO

TECNOLOGÍA EN COMUNICACIONES AERONÁUTICAS

TS. GUIO VARGAS JUAN EDILBERTO

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
DISEÑO DE UN SISTEMA DE SONIDO INTERCONECTADO CON LA TORRE DE CONTROL QUE DISMINUYA LOS BIRD STRIKES EN CACOM-1	DS. CABALLERO MARTÍNEZ JOSE ANTONIO, DS. HOYOS RUBIO JUAN JOSE, DS. TALERO RICO RODOLFO ANDRES
ESTUDIO DEL SISTEMA DE MULTILATERACION A TRAVES DE UNA GUIA AL PERSONAL ORGANICO DE LA FUERZA AÉREA COLOMBIANA	DS. CHAMIZO MALES DAVIS SANTIAGO, DS. GARAY CASTRO JESUS GUILLERMO, DS. RODRÍGUEZ GARZÓN BRANDON STIVENTH
ESTRATEGIA PARA LA IMPLEMENTACIÓN DE UN ESPEJO RADAR EN CACOM-4	DS. AFANADOR MURILLO GERMAN FERNANDO, DS. PARRA JALLER JAIME ALBERTO
PROTOTIPO DEL DISEÑO INTEGRADO DE ALERTA TEMPRANA PARA EL CONTROL DE TRANSITO AÉREO EN CAMAN	DS. DEVIA AGUILAR KEVIN ANDRES, DS. DIAZ CARDENAS DAVIS ALBERTO, DS. VARON GUTIERREZ JHON MARIO
CREACIÓN DE UN DISEÑO ESTANDAR PARA LAS NUEVAS TORRES DE CONTROL DE LAS UNIDADES DE LA FUERZA AEREA COLOMBIANA	DS. BAHAMON BAHAMON CHRISTIAN ANDRES, AL3. RANGEL MACIAS LUIS EDUARDO AL3. RANGEL MESA JHONATAN
ATLAS CLIMATOLOGICO DE LAS ESTACIONES CONVENCIONALES DE UNIDADES AÉREAS FAC	DS. LUGO HERRERA JULIAN DAVIS, DS. ROJAS SOLORZANO JOHAN DS. GARZON ROA DAVID
ELABORACION DE LA PAGINA WEB DE LA TECNOLOGIA DE COMUNICACIONES AERONAUTICAS DE LA ESUFA	AL3. VELEZ RAMIREZ JUAN DAVID, AL3. VELASQUEZ GUALTEROS LUIS EDUARDO

TECNOLOGÍA EN DEFENSA AÉREA

TS. ROMERO ROA NESTOR

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
IMPLEMENTACIÓN DE UNA APLICACIÓN QUE INTEGRE LA INFORMACIÓN DIRECTA DEL ESTADO DE LAS AERONAVES EN EL TERRITORIO COLOMBIANO	DS. CASTAÑO MONTENEGRO WILLIAM, DS. URREGO MADRID DILAN DAVID DS. VASQUEZ LUIS ALBERTO
SISTEMA PARA LA INTEGRACIÓN Y GRABACIÓN DE LAS COMUNICACIONES DE UN PUESTO ADELANTADO DE CONTROL SIGCPAC-FAC	DS. ACERO SUAREZ JAIVER CAMILO, DS. AGUIRRE MORENO CRISTIAN CAMILO, DS. BAEZ DIAZ ISMAEL FERNANDO, DS. BELTRAN CARDENAS EDWIN JAIR, DS. BERNAL RAMIREZ MIGUEL ANGEL

TECNOLOGÍA EN SEGURIDAD AEROPORTUARIA

TJ. PULIDO RODRIGUEZ ARMANDO

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
MANUALES DE ADMINISTRACIÓN DE PROCEDIMIENTOS DE ALMACENAMIENTO, TRANSPORTE Y MANTENIMIENTO DE MATERIAL DE GUERRA Y EQUIPO ESPECIAL	DS. ALBA JIMENEZ ELKIN SMITH, DS. ALVAREZ VARGAS EDGAR JAVIER, DS. BALLENA LOPEZ GUNNAR, DS. BARBOSA NARVAEZ MATEO, DS. CARDEÑO RAMOS CRISTIAN, CAMILO, DS. RIAÑO ORJUELA CARLOS ELBERTO
GUÍAS INTEGRADAS DE SEGURIDAD Y DEFENSA DE BASES FUERZA AÉREA	DS. CAMAYO ARCOS JESUS, DS. CORREA MUÑOZ DIEGO, DS. GONZALEZ BOCANEGRA DANIEL, DS. LUNA DELGADO OSCAR, DS. NAVAS LOZANO MARLONS, DS. ORTEGA DAZA JHOAN, DS. PEÑA RAMOS ANDRES, DS. URUEÑA MENDIETA GERMAN
MANUAL DE EMPLEO PARA LOS COMANDOS ESPECIALES AEREOS EN OPERACIONES TIPO	T1. MORENO SILVA JAVIER, T1. VARILA CAJAMARCA JUAN CARLOS, DS. ALMARIO GARCES KLISMAN ANDRES, DS. BOHORQUEZ CARDOSO YEISY, DS. CARRETERO MORENO MIGUEL ANGEL, DS. CERON CERON ALEJANDRO, DS. SALAMANCA FAJARDO NICOLAS FELIPE
ESTRUCTURACIÓN DE MANUALES DE LA ADMINISTRACIÓN, INSTRUCCIÓN Y LIDERAZGO PARA EL PERSONAL MILITAR	DS. APONTE GUZMAN FAIBER, DS. BARON MORATO WILDER, DS. MORENO MUNAR DIEGO, DS. LEON ORDOÑEZ DIEGO, DS. PRIETO PULIDO WILMAR, DS. RIVERA GAVIRIA MATEO, DS. RIVERA MALDONADO DANIEL, DS. RODRIGUEZ BELTRAN FREDY, DS. SÁNCHEZ HERNANDEZ YEFERSON, DS. VARGAS SIMANCA OMAR

TECNOLOGÍA EN MANTENIMIENTO AERONAUTICO

TJ. PEDRAZA JAIME ALFONSO

JEFE DE TECNOLOGÍA

PROYECTO	AUTORES
KIT DE TRABAJO PARA EFECTUAR INSPECCION, MANTENIMIENTO Y OVERHAUL PARA LAS CAJAS DE (42° Y 90°) LOS EJES DEL ROTOR DE COLA Y HANGERS DE LOS EQUIPOS BELL 212/412 Y HUEY II	DS. ISAZA MEDINA HARVEY, DS. JAIMES SANDOVAL WILMAN, DS. LIZCANO ESTUPIÑAN EMANUEL, DS. LOPEZ CACERES DAVID
KIT PARA EL AJUSTE Y TORQUE DE LA TUERCA RETENEDORA DEL CUBO DEL ROTOR DE COLA DEL BELL 212,412 Y HUEY II	DS. CUESTA OSORIO ROBERT ESTIWAR, DS. ESPAÑA PINTO ELKIN EDUARDO, DS. HERRERA MOLINA JONATHAN ANTONIO, DS. OJEDA TUTA CRISTIAN ANDRES
PROTOTIPO DE BANCO DE PRUEBA PARA LA VALVULA LIMITADORA DE TORQUE Y TEMPERATURA DEL MOTOR TPC 331	AL3. GALEANO RAMOS WILLIAM, AL3. HERNANDEZ PARRA MANUEL, AL3. LONDOÑO CONTRERAS CRISTIAN, AL3. JIMENEZ ARIAS LEANDRO
AEROMODELO RAPTOR-LEGUION	AL3. LEGUIZAMON LEAL JAVIER ESTEBAN, AL3. LEON GOMEZ JONATHAN ALONSO, AL3. PEREZ DE LA ROSA DANIEL
BANCO PARA EL CANOPY DEL AVION T-90 CALIMA- COMANDO AEREO DE MANTENIMIENTO	DS. RODRIGUEZ PORRAS BRYAN DAVID, DS. MELO REYES FABIAN ORLANDO, DS. MURCIA HERRERA DEISNER ADRIAN
DISEÑO Y CONSTRUCCION DE LA HERRAMIENTA PARA EL MONTE Y DESMONTE DE LA BOQUILLA DE LOS INYECTORES DE MOTORES PT6	DS. SILVA VERGARA DILAN ANDRES, DS. TRUJILLO OROZCO DANIEL ALEJANDRO
DISEÑO PARA LA ACTUALIZACION DEL BANCO DE PRUEBA PARA LOS INYECTORES Y DISTRIBUIDOR DE COMBUSTIBLE DEL MOTOR J69-T25A	DS. SANCHEZ JIMENEZ DAVID FERNANDO, DS. TAMBO VARGAS SEBASTIAN, DS. VANEGAS BERNAL JAVIER ADENIS
PROTOTIPO BANCO DE PRUEBA PARA INYECTORES DEL MOTOR T-53	DS. PANCHE AREVALO JORGE MAURICIO, DS. RODRIGUEZ ZAPATA IVAN DARIO, DS. RODRIGUEZ RONDON JUAN DAVID, DS. ROJAS VARGAS OSCAR JAVIER
BANCO PARA LA INSTRUCCIÓN DE LAS PRACTICAS ESTANDAR DE FRENADO	DS. CONTRERAS ACEVEDO BRAYAN YESID, DS. CORTES MONTES DANIEL EDUARDO, DS. DULCEY MONTES TITO ALEXANDER
REDISEÑO DEL BANCO HIDRAULICO MOVIL/ESTATICO PARA EL MANTENIMIENTO DE LOS HELICOPTEROS UH1H-BELL 212-HUEY II	DS. OSPINA MALDONADO OSCAR FERNANDO, DS. NIÑO CIFUENTES ALVARO ANDRES, DS. OTERO BECERRA JORGE ENRIQUE
CAJA DE SUMINISTRO DE NITROGENO DE LAS PALAS DEL UH60	AL3. SALDAÑA ZULUAGA SERGIO DAVID, AL3. SANA AVELLA JHAN ARLEY, AL3. ZAMBRANO TRIANA NELSON, AL3. RODRIGUEZ PARRA LUIS CARLOS
MODIFICACION HERRAMIENTA EXTRACTORA DE HELICE DE LA AERONAVE CESSNA 208 (CARAVAN)	DSM. ALDANA LUIS YON JAIRO, DS. AVILA CAMARGO JUAN FELIPE, DS. CAMARGO MONCALEANO JAVIER
DISEÑO Y FABRICACIÓN DE LA HERRAMIENTA ESPECIAL T086 PARA LA TUERCA RETENEDORA DEL PERNO DE LAS PALAS DEL ROTOR PRINCIPAL DE LOS HELICOPTEROS HUEY II Y UH1H EN LA UNIDAD DEL COMANDO AEREO DE MANTENIMIENTO (CAMAN)	DS. RAMOS CORTES KEVIN ASDRUBAL DS. ROJAS RAMIREZ JHON ANDERSON DS. GIL LOZANO CESAR AUGUSTO
BANCO PARA EL MANTENIMIENTO DE LOS PLANOS DEL AVION T-90 CALIMA COMANDO AEREO DE MANTENIMIENTO	DS. PARRA BEZALEL MARIO, DS. SAENZ BELTRAN EDWIN, DS. SALAS RIVERA DANILO, DS. RUIZ ARIAS EDIER
BANCO PARA LA INSTALACIÓN DE LOS STEPS DE LA AERONAVE T-90 CALIMA CAMAN	DS. MORALES MUÑOZ DENNIS STEVEN, DS. MEDINA ACOSTA CARLOS JULIO, DS. MONTAÑEZ JURADO HERMES LEONEL
PROTOTIPO BANCO DE PRUEBAS DE LA VALVULA RELAY DE TANDEUR DEL AERONAVE K-FIR COMANDO AÉREO DE MANTENIMIENTO	DS. CASTRO GIL RONAN, DS. FALLA PARRA OSCAR, DS. GOMEZ MEDINA ELKIN, DS. JIMENEZ RINCON IVAN
REVISION DOCUMENTAL DEL GRAFENO EN LA INDUSTRIA AERONAUTICA	DS. CASTAÑEDA RIOS JUAN ALEXANDEER, DS. MARTINEZ BUITRAGO JORGE ALEXANDER, DS. MARTINEZ RICO OSCAR LEONARDO



La Revista **TECNOESUFA** es una publicación académica, científica y tecnológica desarrollada en la Escuela de Suboficiales “CT. Andrés M. Díaz” de la Fuerza Aérea Colombiana, con la intencionalidad de publicar artículos de investigación científica y tecnológica, de reflexión que se deriven de una investigación, de revisión de tema, artículos cortos y reportes de caso, especialmente en el campo aeronáutico.

En congruencia con lo anterior, Colciencias plantea unas directrices para las publicaciones con unas características específicas que expongo de manera sintetizada a continuación (ver especialmente páginas 7 y 8 del documento guía servicio permanente de indexación de Revistas de Ciencia, Tecnología e innovación Colombianas <http://201.234.78.173:8084/publindex/docs/informacionCompleta.pdf>)

1. Artículos de investigación científica y tecnológica
2. Artículos de reflexión
3. Revisión de tema
4. Artículo corto y
5. Reporte de caso

Estructura general del artículo

1. Datos del autor (grado, nombre completo, preparación académica, correo electrónico y teléfonos de contacto)
2. Expresar el tipo de artículo
3. Título (español e inglés)
4. Resumen (español e inglés)
5. Palabras claves (español e inglés)
6. Introducción
7. Cuerpo del artículo
8. Tablas, figuras y ecuaciones
9. Conclusiones y Recomendaciones
10. Bibliografía

Los artículos deben estar escritos con normas APA 6ta edición, con una extensión entre 15.000 y 20.000 caracteres, adicionalmente adjuntar en formato

Word el texto y las tablas, las figuras en formato JPG para que permita ser editable en la respectiva diagramación.

Envío de artículos:

Escuela de Suboficiales “CT. Andrés M. Díaz”

Dirección: Carrera 5 No. 2 – 92 Sur, Madrid – Cundinamarca

Teléfono Directo: 8209079 / 8209078 Ext. 1025 – 1705

Conmutador: 8209080 / 8209066

Correos electrónicos:

revistatecnoesufa@gmail.com y / o investigacion.academico@gmail.com

Comandante ESINV Capitán Adriana Mercedes Medina Medina

Editora: Patricia Cadena Caicedo

CONTENIDO EDICIÓN ANTERIOR



Volumen 21 • Julio de 2014

INSTITUCIONAL

¿IMPACTO LA ACREDITACIÓN AL MEDIO EDUCATIVO CASTRENSE?

ASD2. Olga Terreros Carrillo

LA MEMORIA HISTÓRICA DE LA FAC, UNA PERSPECTIVA DESDE LA IDENTIDAD DEL SUBOFICIAL

OD15. Marisol Romero Parra

CIENCIA Y TECNOLOGÍA AERONÁUTICA

DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE LA ESTACIÓN DE CONTROL EN TIERRA PARA UNA AERONAVE NO TRIPULADA DE CORTO ALCANCE

Ing. Rafael Mauricio Cerpa Bernal, PhD

Ing. Pedro Luis Jiménez Soler, Msc

Ing. daniel Agudelo Noreña

Esp. Andrés F. Téllez Velásquez

Daniel F. Salamanca Torres

GENERALIDADES DE LOS SIMULADORES DE VUELO

Ing. Nelson Javier Rodríguez

PROYECTOS ESPACIALES LATINOAMERICANOS:
¿NOS ESTAMOS QUEDANDO ATRÁS?

Jhonathan Orlando Murcia piñeros, MSc

José Gregorio Portilla Barbosa, PhD

DISEÑO DEL VEHICULO AÉREO NO TRIPULADO SOLvendus

Ing. Julio Enoc Parra

GRAFENO

Gloria María Carrillo Lozano

EDUCACIÓN AERONÁUTICA

¿ERES UNA PERSONA CURIOSA Y TE GUSTA INVESTIGAR?

leidy esmeralda Herrera Jara



FUERZA AÉREA COLOMBIANA
Escuela de Suboficiales "CT. Andrés M. Díaz"



INSTITUCIÓN DE EDUCACIÓN SUPERIOR - IES ACREDITADA EN ALTA CALIDAD

Según Resolución 3328 del 25 de abril de 2011

PROGRAMAS TECNOLÓGICOS



INTELIGENCIA AÉREA



ELECTRÓNICA
AERONÁUTICA



ABASTECIMIENTOS
AERONÁUTICOS



SEGURIDAD
AEROPORTUARIA



DEFENSA AÉREA



COMUNICACIONES
AERONÁUTICAS



MANTENIMIENTO
AERONÁUTICO

PRIMERA FUERZA MILITAR CERTIFICADA EN TODOS SUS PROCESOS



www.esufa.edu.co

Cra 5 No. 2-92 Sur, Madrid Cundinamarca

Teléfono Directo: 8209079 / 8209078 Ext. 1025 – 1705

Conmutador: 8209080 / 8209066