

Diseño básico de un vehículo aéreo no tripulado de ala fija para misiones de inspección remota de rango medio.

Juan M. Vásquez, Elkin A. Taborda y Luis B. Gutiérrez

Abstract – Nowadays, inspection of electric infrastructure is a key application on aerial robotics. This article addresses a preliminary and basic design of an unmanned aerial vehicle (UAV), for medium range inspection missions. Speed, endurance, altitude ceiling, payload capacity and maximum take off weight are key features considered on aircraft design. Selection of the vehicle subsystems like avionics, propulsion, structure, remote inspection elements, telecommunications, emergency and recovery is discussed. Many of these subsystems are critical and must be designed and selected according to specific mission requirements.

Resumen – Hoy en día, una de las principales aplicaciones de la robótica aérea es la inspección de infraestructura eléctrica. En este artículo se aborda el diseño preliminar y básico de un vehículo aéreo no tripulado (UAV) para misiones de rango medio para este tipo de aplicaciones. En el diseño se consideran variables clave como velocidad, autonomía, techo de operación, capacidad de carga y peso máximo al despegue. Se discute la selección de los diferentes subsistemas abordado como son la aviónica, propulsión, estructura, equipo de video de alta resolución, telecomunicaciones, emergencia y recuperación. Muchos de estos son críticos para el funcionamiento de la aeronave y deben ser seleccionados de acuerdo con los requerimientos específicos de la misión.

Index terms – Robotics, unmanned aerial vehicles, mechanical design, aircraft design.

La inspección periódica de las líneas de transmisión es una de las tareas básicas del mantenimiento; para ello, cuadrillas de ingenieros y técnicos recorren por tierra y aire tramos de varias decenas de kilómetros para evaluar el estado físico de cada uno de los componentes de la línea (cables, herrajes, aisladores, torres, anclajes y servidumbre).

Esta labor de inspección es bastante difícil y peligrosa debido a la topografía del país, el clima, las limitadas vías de acceso y sobre todo, la situación del orden público en ciertas zonas por donde pasa el sistema de interconexión.

A la Universidad Pontificia Bolivariana (UPB) se le planteó esta problemática, en busca de una solución tecnológica de gran impacto. Es así como se presentó a Colciencias un proyecto en varias fases para la investigación y diseño de un sistema automático para inspección remota de líneas de transmisión de energía eléctrica. En la primera fase del proyecto se concluyó que la mejor alternativa de solución a este problema era el desarrollo de un vehículo aéreo no tripulado que pudiera capturar, almacenar y/o transmitir imágenes de dichas líneas. En este artículo se presenta el resultado del diseño preliminar y básico que resultó de esta primera fase.

En el proyecto han intervenido los Grupos de Investigación en Automática y Diseño (A+D), Transmisión y Distribución de Energía Eléctrica (T&D), Microelectrónica, Informática y Telecomunicaciones (GIDATI) y la Facultad de Ingeniería Aeronáutica de la UPB.

I. INTRODUCCIÓN

El sistema de interconexión eléctrica hace parte de la infraestructura de cualquier país y por tanto, es un componente crítico para el desarrollo socio económico. Algunas de las empresas del sector eléctrico están encargadas de la construcción, operación y mantenimiento de las líneas de transmisión eléctrica, que van desde las centrales de generación hasta las subestaciones de distribución locales y regionales.

Juan Vásquez. jmvasquezc@upb.edu.co. Facultad de Ingeniería Mecánica.
Elkin Taborda. elkin.taborda@upb.edu.co. Facultad de Ingeniería Mecánica.
Luis Gutiérrez. lbgutie@ieec.org. Facultad de Ingeniería Electrónica.
Universidad Pontificia Bolivariana. Grupo de Automática y Diseño A+D.
Circular 1 # 70-01. Escuela de ingenierías. A.A. 56006. Medellín, Colombia.
Teléfono: (574) 4159020. Fax: (574) 4118779.

II. METODOLOGÍA

En la primera fase del proyecto, se aplicó el procedimiento de diseño mecánico preliminar y básico. El primero contempla después del planteamiento del problema, la revisión del estado del arte, la recolección de datos, la identificación y jerarquización de variables cualitativas y cuantitativas de diseño y por último, la selección de la solución. En el diseño básico se identifican los subsistemas del prototipo, se plantean y evalúan alternativas, y se elige la mejor solución para cada subsistema; luego se integran los subsistemas para comprobar su compatibilidad. Como resultado, se obtiene un bosquejo del sistema y una estimación de sus características para el posterior diseño de detalle.

III. DESARROLLO Y RESULTADOS

A. Etapa de diseño preliminar

En la revisión de la bibliografía existente, se encontraron múltiples antecedentes de plataformas robóticas para inspección de líneas eléctricas. Estos casos se agruparon en seis alternativas. Tres de ellas son plataformas que se desplazan por los cables: brazos articulados, teleférico autopropulsado y sistema híbrido; las otras tres corresponden a vehículos aéreos no tripulados (ala rotatoria, ala fija y aerostático).

Frutiger [1] y Ruaux [2] han desarrollado robots de brazos articulados; Peungsungwal [3], Campos [4] y Montambault [6] han diseñado y probado robots móviles que utilizan poleas motrices; por su parte Sawada [7] propuso un diseño híbrido de brazos y poleas. Todos estos trabajos pueden ser adaptados o han sido diseñados para el desarrollo de tareas de inspección detallada y mantenimiento de líneas de transmisión de energía eléctrica.

La EPRI [8] da cuenta en su reporte de múltiples vehículos aéreos no tripulados de ala fija y ala rotatoria que han sido utilizados para inspección de sistemas de transmisión.

Yamaha [9] cita entre las aplicaciones de su helicóptero no tripulado la inspección de infraestructura eléctrica. También se consideró el caso de dirigibles para recolección aérea de imágenes [10].

De cada alternativa se analizaron características, ventajas y desventajas. Se tomaron como base de decisión 15 variables de diseño entre las que se encontraban velocidad, rango y alcance, techo de operación, capacidad de carga y peso máximo. Aplicando una metodología cuantitativa de decisión conocida como matriz de Moody, se calificaron las alternativas y se escogió como solución un UAV de ala fija.

Al ampliar la búsqueda de antecedentes de aviones no tripulados, se halló una gran cantidad de modelos civiles y militares dedicados a labores de inspección y vigilancia. Basados en el estudio del estado del arte de estos aparatos, los miembros del Semillero de Investigación de la Facultad de Ingeniería Aeronáutica propusieron un prototipo de avión tipo *pusher* llamado AURA. Este avión ofrece ventajas como una mayor capacidad de carga, autonomía, rango, velocidad y respuesta ante contingencias, techo de operación, eficiencia y mejor capacidad de evasión.

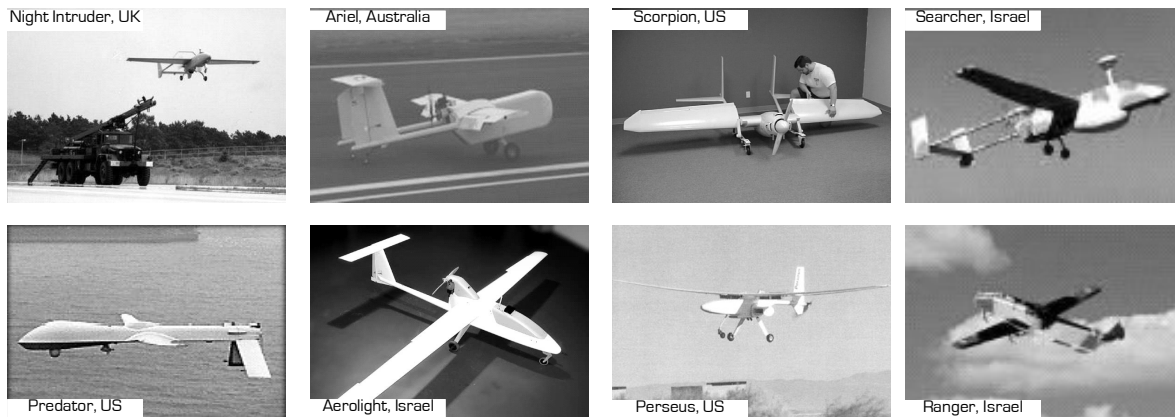


Figura 1. Estado del arte de UAV para inspección remota en misiones de rango medio [11].

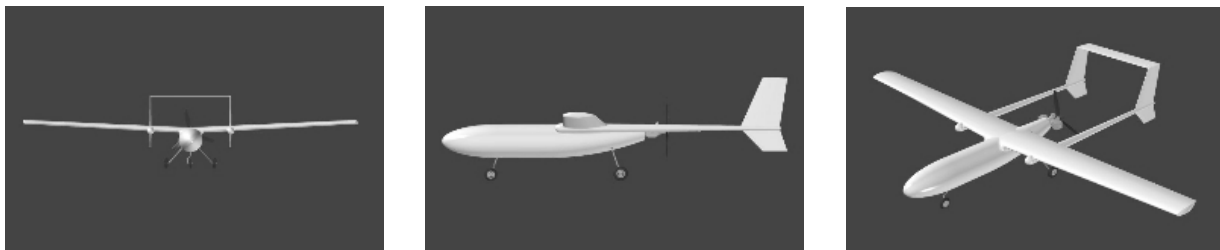


Figura 2. Diseño conceptual inicial del UAV AURA. Juan Guillermo Arboleda y Nicolás Ariza.

B. Identificación de subsistemas

La parte central del diseño básico de toda máquina es dividirla en subsistemas, es decir, conjuntos de elementos funcionales afines entre sí. De esta forma se puede analizar cada subsistema por separado sin olvidar su interacción con otros. A través del trabajo conjunto de los diferentes grupos que participan en el proyecto, se definieron los subsistemas que irán a bordo del UAV. En la Figura 3 se muestran los

subsistemas y los flujos de energía, masa e información que existen entre ellos. Los subsistemas identificados son:

- **Cámara:** es la parte central de una misión de inspección, necesaria para registrar en video imágenes de la línea y sus alrededores; este subsistema incluye la cámara misma, la torreta y la unidad de control para giroestabilización y *autotracking*, y una grabadora de video digital a bordo.

DISEÑO BÁSICO UAV AURA – SUBSISTEMAS

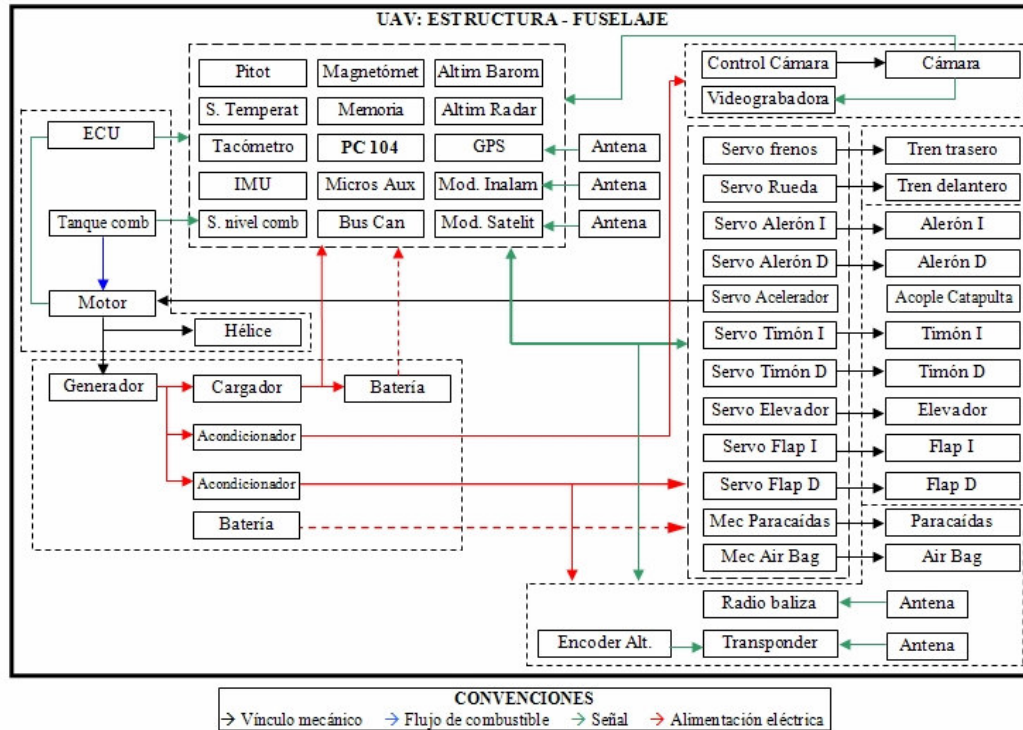


Figura 3. Subsistemas del UAV AURA.

Es opcional el uso de un sistema dedicado para transmisión de imágenes en tiempo real, así como el uso de otras tecnologías de inspección, dentro de la capacidad de carga útil del avión.

- Telecomunicaciones: es la parte encargada del envío bidireccional de datos entre la plataforma y las estaciones de control en tierra; incluye un sistema de módem inalámbrico de largo alcance que no requiere línea de vista y un sistema de comunicación satelital de respaldo, cada uno con su propia antena.
- Hardware para guía, navegación y control: es la parte encargada de la medición de variables de navegación, procesamiento de datos y control de la aeronave. La instrumentación de navegación incluye GPS, unidad inercial, magnetómetro, pitot, altímetro radar, sonar y barométrico; también se monitorean el desempeño del motor mediante sensores de temperatura, nivel y presión de combustible, velocidad y tensión en el generador. Se adoptó una arquitectura flexible basada en un bus CAN; ésta utiliza microcontroladores para el manejo de la comunicación serial entre sensores, actuadores, elementos de telecomunicación y la unidad central de procesamiento. El objetivo es controlar la posición, actitud y velocidad del UAV, de modo que pueda seguir rutas preestablecidas para cumplir con las funciones de inspección remota. Toda esta información es manejada a través de un procesador con factor de forma PC 104, y una plataforma de software en tiempo real.
- Propulsión: es la parte que genera potencia mecánica para la propulsión de la aeronave; incluye un motor de

combustión interna a gasolina de 4 tiempos, sus complementos, la hélice y el tanque de combustible.

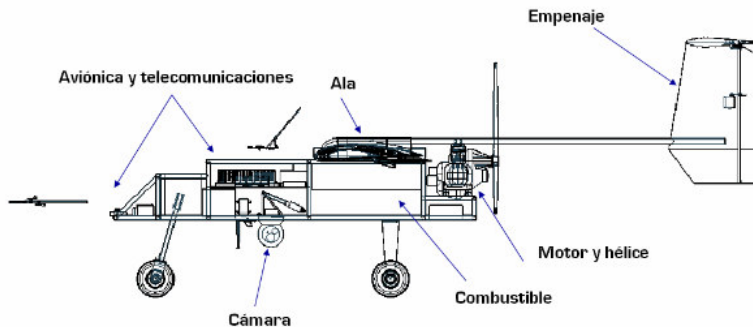
- Alimentación eléctrica: es la parte que suministra la alimentación eléctrica de los sistemas abordo de la aeronave; incluye el generador acoplado al motor, acondicionadores de voltaje y cargadores diseñados a medida y baterías de respaldo.
- Actuadores: es el conjunto de servomotores que mueven las superficies de control de vuelo de la aeronave y operan otros elementos mecánicos como la dirección del tren delantero, los frenos del tren trasero, el sistema de despliegue del paracaídas y el sistema de elevación de la cámara y acelerador del motor.
- Seguridad y recuperación: agrupa algunos elementos obligatorios para la seguridad en la navegación aérea [12] tales como luces, *transponder*, y baliza de emergencia; también se decidió utilizar paracaídas y *airbag* con sus respectivos mecanismos de activación y despliegue, con el fin de realizar aterrizajes en zonas sin pista preparada y como medida de emergencia en caso de falla en vuelo.
- Estructura: es la parte que contiene y soporta todos los demás elementos de la aeronave; incluye el fuselaje principal, las alas y el empenaje.
- Despegue y aterrizaje: corresponde a los trenes de aterrizaje en configuración triciclo; el tren de nariz posee un servo para el control de la dirección durante el carreteo en pista y un sistema de amortiguación hidráulica; por su parte, el tren principal es rígido incluye el sistema de frenado para el aterrizaje.

C. Planteamiento y selección de alternativas

Para cada subsistema se establecieron criterios de selección de acuerdo con los requerimientos particulares del problema. Luego se realizó una revisión ampliada del estado del arte para identificar posibles alternativas, tanto para elementos comerciales como manufacturados. Finalmente, cada subgrupo de trabajo eligió la mejor alternativa y aportó la información técnica y económica de cada elemento, especialmente dimensiones físicas, pesos, y consumos eléctricos. Debido a la confidencialidad del proyecto, se omiten detalles sobre los modelos y características específicas de los componentes seleccionados.

D. Integración de subsistemas

Una vez se determinó la totalidad de componentes abordo, se definió su distribución dentro de la aeronave (*lofting*) [13],



[14]. Para ello, se dividió el fuselaje en ocho secciones o estaciones con accesos independientes y separadas por paredes con pasacables para la conducción de las señales y la alimentación eléctrica. De adelante hacia atrás, cada sección contendrá: aviónica, tren delantero y dirección, cámara y carga útil extra, aviónica y comunicaciones, paracaídas y airbag, tanque de combustible y trenes traseros, fuente y baterías y motor.

Se utilizó una herramienta de modelación geométrica (Solid Edge®) para la creación de piezas y subensambles a partir de los planos y hojas de datos de los elementos comerciales. Con éstos se sintetizaron los elementos manufacturables y se realizó la distribución espacial de todos los componentes. Dentro de la integración virtual también se tuvo en cuenta el peso de cada elemento y subsistema (ver Figura 4).

Descripción subconjunto	Masa (kg)
Estructura y fuselaje	38.267
Tren de aterrizaje principal	21.043
Tren de aterrizaje de nariz	16.531
Estructura ala principal y flaperones	21.646
Estructura de cola, elevador y timones	18.626
Componentes de aviónica y telecomunicaciones	11.097
Cámara Flircom, accesorios y mecanismo	26.506
Paracaídas y airbags	22.000
Motor, hélice y accesorios	66.470
Celda de combustible	77.280
Generador y baterías	13.944
Conectores, cables, sujetadores	15.000
TOTAL	348.410

Figura 4. Distribución de componentes en la aeronave y tabla de distribución de masa.

E. Diseño conceptual aeronáutico

El diseño conceptual aeronáutico se llevó de forma paralela a las etapas de selección e integración de subsistemas. Esto permitió confirmar o cambiar las especificaciones y capacidades de los equipos de comunicaciones y propulsión.

El punto de partida para esta etapa del diseño es la definición de la misión que realizará el UAV. Se eligieron tres de los tramos del sistema interconectado nacional donde es más difícil el acceso de personal para su inspección. Con la ayuda de un sistema de información geográfica se ubicaron las rutas de las líneas, obteniendo para cada una el perfil de vuelo. Con esto se definió el alcance, autonomía y altitud de vuelo requeridos (ver Figura 5).

Con el peso total y otras variables se sintetizaron y analizaron iterativamente la geometría del ala (perfil alar, envergadura, superficie mojada, ángulo de ataque y diedro, etc.), el desempeño aeronáutico (sustentación, arrastre, velocidad de pérdida, rata de ascenso, longitud mínima de despegue, etc.) y los requerimientos de potencia (al despegue con máximo peso, en ascenso y crucero). Con los datos de potencia y velocidad se seleccionaron un motor y una hélice tentativos. Con el

consumo del motor y la autonomía se recalculó el volumen y peso del combustible, y se corrigió el peso máximo al despegue. Todo el proceso se repitió varias veces hasta converger a los resultados mostrados en este trabajo.

Luego se estimaron las cargas aerodinámicas que permiten diseñar las vigas, costillas y refuerzos en los planos principales y de cola; por otra parte se estimaron las cargas sobre los trenes de aterrizaje, para diseñar de manera preliminar los elementos de la estructura [15], [16].

Para estos elementos se eligió una aleación de aluminio aeronáutico (AL2024T351), el cual es resistente a corrosión, liviano y notablemente resistente a esfuerzos. En el fuselaje y *booms* de cola se utilizarán elementos tubulares, mientras que para las vigas y costillas se emplearán láminas dobladas y perfiles. Para la piel de los planos se eligió lámina de aluminio, mientras que la piel del fuselaje se moldeará en plástico reforzado con fibra de vidrio en razón a la compleja curvatura en el cono de nariz y las transiciones entre fuselaje y ala principal.

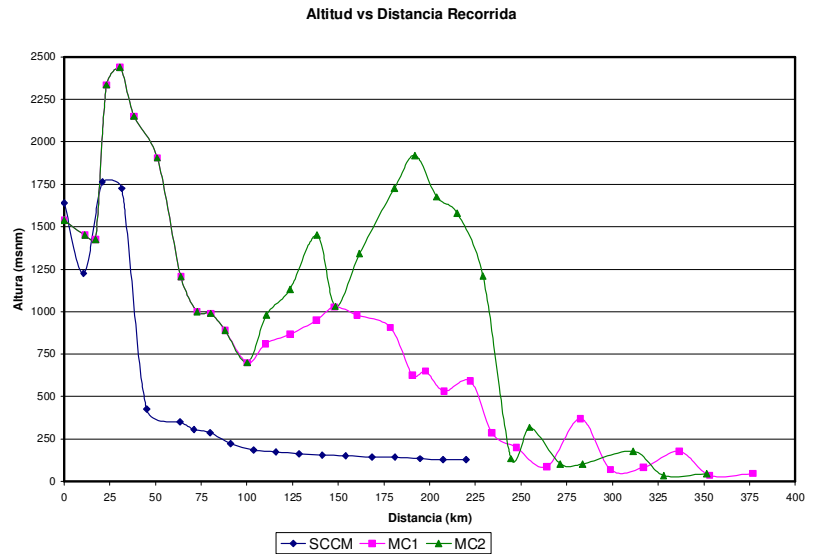


Figura 5. Diseño de la misión. Izquierda: mapa de ruta. Derecha: perfiles de vuelo.

Al completarse la distribución y ensamble de todos los elementos, se pueden calcular los parámetros necesarios para alimentar los modelos usados en la simulación del sistema de guía, navegación y control. Entre estos están la posición del centro de masa respecto al sistema de ejes coordenados del avión y los momentos de inercia, y la longitud, área y ubicación de las superficies de control.

Las características obtenidas para el UAV son las siguientes: 8 metros de envergadura, 6 metros de longitud, 400 kg de peso máximo al despegue, 50 kg de carga útil, 5 horas de autonomía, rango de 400 kilómetros, velocidad mínima de *loiter* de 100 km/h, velocidad máxima de 150 km/h, longitud mínima de despegue de 150 metros y un techo de operación

de 10000 pies (3300 metros sobre el nivel del mar). En la Figura 6 se muestra el aspecto actual del diseño en ambiente virtual.

Una vez finalizada la primera fase y con las especificaciones obtenidas se contactó a la industria aeronáutica regional. Se obtuvo información sobre capacidades tecnológicas, costos y tiempos aproximado de desarrollo y fabricación. Con estos datos se formuló el proyecto para la segunda fase, la cual se espera comience a finales del 2006 y tenga una duración de 18 meses. En esta fase se refinará el diseño y se construirán dos prototipos. Luego en una tercera y última fase, también de 18 meses se desarrollará la puesta a punto y las pruebas de vuelo.

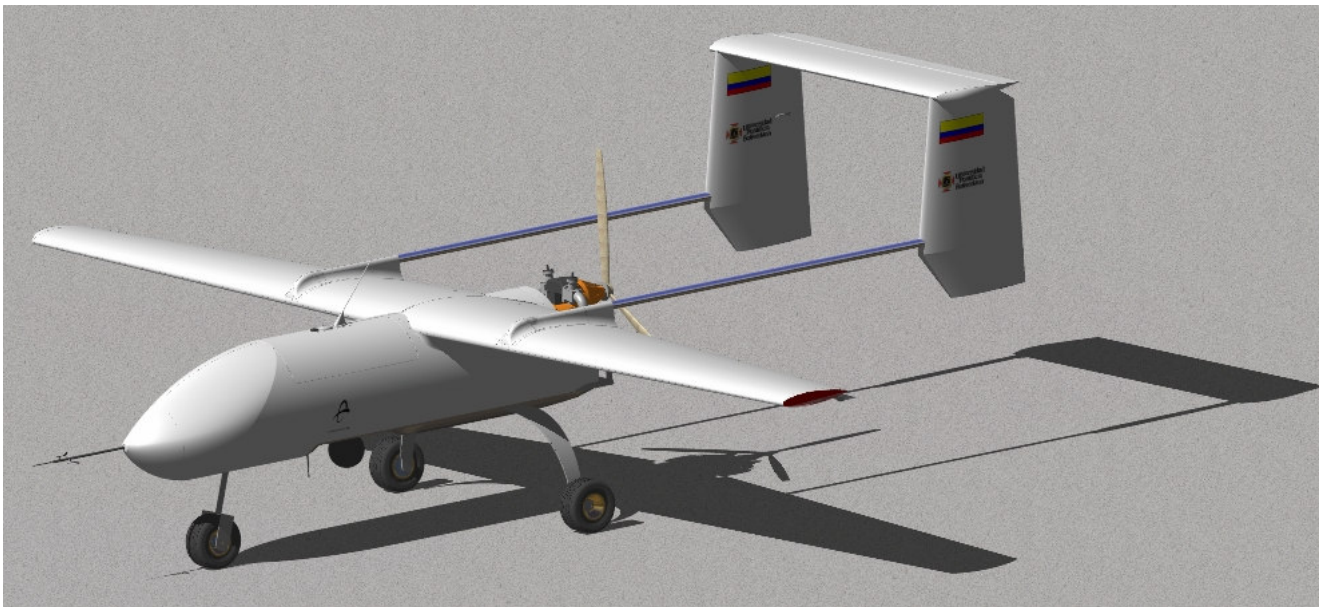


Figura 6. Vista del diseño preliminar del UAV AURA.

IV. CONCLUSIONES

El UAV de ala fija es la plataforma más apropiada para los requerimientos de inspección remota planteados. Se destaca su mayor autonomía, alcance y rango, alta velocidad de reacción a imprevistos, capacidad de carga, capacidad de evasión, confiabilidad y maniobrabilidad.

El diseño preliminar establece los requerimientos y restricciones que sirven en el diseño básico para la identificación y selección de los subsistemas abordo. Las características de algunos elementos afectan la selección de otros subsistemas. En especial, la selección de la cámara, telecomunicaciones, estructura y propulsión resultan críticos para asegurar la funcionalidad y confiabilidad en el diseño.

La síntesis dimensional y el ensamble virtual de los elementos permite un diseño de adentro hacia fuera. La distribución de los componentes en el fuselaje determinan los requerimientos de espacio y forma de la estructura; también permite hallar rápidamente un primer valor más aproximado del peso del avión, variable crítica para el diseño aeronáutico, además de la ubicación del centro de masa, longitudes y distancias de los planos de control, entre otros. Esto representa un cambio en el paradigma metodológico pues siempre se parte de un supuesto de peso y de dimensiones geométricas para iniciar la iteración.

Es un hecho que la mayor parte de los componentes deben ser importados. Sin embargo es posible diseñar y construir vehículos aéreos no tripulados en Colombia, pues se cuenta con el conocimiento y parte de la tecnología necesarios. Esto constituye una base para el inicio de una nueva industria aeronáutica en el país.

REFERENCIAS

- [1] D.R. Frutiger, J.C. Bongard and F. Iida, "Iterative product engineering: evolutionary robot design", in: Proceedings of the fifth international conference on climbing and walking robots, 2002.
- [2] P. Ruaux, "Mechanization of the installation of aircraft warning spheres on overhead lines", in: Proceedings IEEE International Conference on transmission, distribution, construction, and live line maintenance, 1995.
- [3] S. Peungsungwal, B. Pungsiri, K. Chamnongthai and M. Okuda, "Autonomous robot for a power transmission line inspection", in: The 2001 IEEE International Symposium on Circuits and Systems, Vol 3, 2001.
- [4] M. Campos, G. PEREIRA, et al, "A mobile manipulator for installation and removal of aircraft warning spheres on aerial power transmission lines, in: Proceedings of IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2002.
- [5] S. Montambault, L. Cote and M. St-Louis, "Preliminary results on the development of a teleoperated compact trolley for live-line working", in: Proceedings IEEE International Conference on transmission, distribution, construction, and live line maintenance, 2000.
- [6] S. Montambault, N. Pouliot, "The HQ LineROVer: contributing to innovation in transmission line maintenance", in: Proceedings IEEE International Conference on transmission, distribution, construction, and live line maintenance, 2003.
- [7] J. Sawada, K. Kusumoto et al, "A mobile robot for inspection of power transmission lines", in: IEEE Transactions on Power Delivery, Vol 6, 1991.
- [8] EPRI. Airborne inventory and inspection of transmission lines: unmanned airborne vehicle (UAV), 2000.

- [9] Yamaha Motor Company, "Unmanned helicopters: RMAX Type II and Type II G", <http://www.yamaha-motor.co.jp/global/business/sky/lineup/rmax/>.
- [10] Hokkaido University, "AFO Project", http://ses3.complex.eng.hokudai.ac.jp/afo/index_e.html.
- [11] UAV Forum, "Unmanned vehicle capabilities", <http://www.uavforum.com/vehicles/capabilities.htm>.
- [12] Aeronáutica civil, "Reglamentos Aeronáuticos de Colombia", <http://www.aerocivil.gov.co/RAC/Parte5/P5.pdf>.
- [13] D. P. Raymer, "Aircraft design: a conceptual approach", 3rd edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 1999.
- [14] J. Roskam, "Airplane Design", 2nd edition, Design Analysis & Research, Kansas, 1989.
- [15] D. Howe, "Aircraft loading and structural layout". American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, VA, 2004.
- [16] T. H. G. Megson, "Aircraft structures for engineering students", 3th edition, Butterworth-Heinemann, Oxford, MA, 1999.



Juan Miguel Vásquez C. recibió su título de Ingeniero Mecánico de la Universidad Pontificia Bolivariana con sede en Medellín, en 2000. Actualmente realiza estudios de Maestría en Ingeniería con énfasis en Automática. Es profesor asistente en la facultad de Ingeniería Mecánica de la UPB en el área de Diseño Mecánico y Control donde realiza labores de investigación en el Grupo de Automática y Diseño A+D. Sus áreas de actuación e investigación se centran en el diseño y control de sistemas mecánicos, en particular de vehículos no tripulados.



Elkin Alonso Taborda E. recibió su título de Ingeniero Mecánico de la Universidad Pontificia Bolivariana con sede en Medellín, en 2005. Es profesor auxiliar en la facultad de Ingeniería Mecánica de la UPB en el área de Diseño Mecánico y Control donde realiza labores de investigación en el Grupo de Automática y Diseño A+D. Sus áreas de actuación e investigación se centran en el diseño de sistemas mecánicos, en particular de vehículos no tripulados.



Luis Benigno Gutiérrez Z. recibió su título de Ingeniero Electrónico de la Universidad Pontificia Bolivariana con sede en Medellín en 1988. Recibió su título de Maestría en Ingeniería Eléctrica de la Universidad de Texas en Arlington en 1996. Recibió su título de Doctorado en Ingeniería Eléctrica en el Instituto Tecnológico de Georgia en 2004. Actualmente es profesor titular de la UPB en la facultad de Ingeniería Eléctrica y Electrónica y los postgrados en Automática de la Escuela de Ingenierías; además es el director del Grupo de Investigación en Automática y Diseño A+D. Su área de interés e investigación es el control inteligente en vehículos autónomos.