

Modificación de un helicóptero radiocontrolado de ala rotativa hasta convertirlo en un UAV, empleando ingeniería inversa

José Contreras, Carlos Guízar

J. Contreras, C. Guízar
Instituto Tecnológico de Morelia
josecontrerasna@gmail.com

M. Ramos.,V.Aguilera.,(eds.). Ciencias de la Ingeniería y Tecnología, Handbook -©ECORFAN- Valle de Santiago, Guanajuato, 2014.

Abstract

Weather monitoring, search and rescue, aerial photographs and even crime fighting are tasks that in the moment to solve them bring risks, complications and high costs for human. That is one of the most important reasons to look for practical solutions to can solve those tasks. One solution that has been grow up since some years ago is the applications of Unmanned Aerial Vehicles because decrease the principal risks and also the high cost for human. In this research has been proposed the development of UAV with low costs, modifying a radio controlled helicopter using in recreational task.

9 Introducción

Primero es fundamental establecer la diferencia entre un vehículo aéreo radio controlado y un vehículo aéreo no tripulado. Acorde con los estándares internacionales se pueden definir ambos vehículos como:

Vehículo aéreo radio controlado: Se define como un dispositivo electrónico, capaz de volar a determinada distancia, con fines en la práctica del aeromodelismo [1].

Vehículo Aéreo no Tripulado: Aeronave de control automático, empleada en actividades que implican riesgos para el hombre si este las resolviera directamente [2].

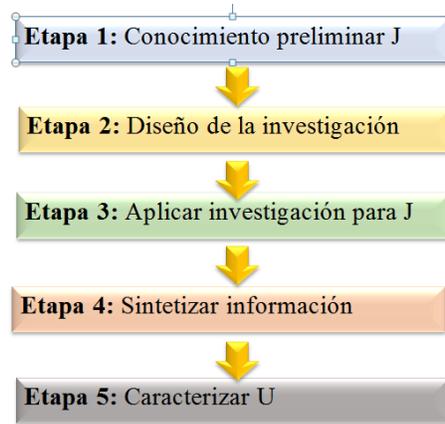
Hoy en día los UAVs suelen combinar control remoto y un sistema de automatización, la mayoría de los UAVs no son autónomos por completo, de hecho el ámbito de la autonomía del vehículo del aire es un campo emergente recientemente, y se ha detectado como área de oportunidad para aplicaciones bélicas.

Una vez definido el concepto de UAV y sus principales características, funciones y hasta los países que tienen un desarrollo importante en este campo. Es momento de establecer el procedimiento de modificación y mejora para convertir el “juguete” en “UAV” para ello será necesario seguir una metodología basada en soporte técnico que sustente las mejoras basadas en la normativa internacional, por lo que se aplicará una técnica conocida Reverse Engineering (Ingeniería Inversa por sus siglas en Inglés); enseguida se darán algunas definiciones de dicha técnica con la finalidad de entender la estructura que la conforma.

La Ingeniería Inversa es el proceso de rediseñar un sustituto el cual reemplace de forma aceptable a un producto o parte. En este caso Ingeniería Inversa es un caso particular de rediseño que se fundamenta en diversos aspectos del producto original y en el análisis de un ejemplar, se aplica cuando el proceso de diseño o la documentación no están disponibles [3].

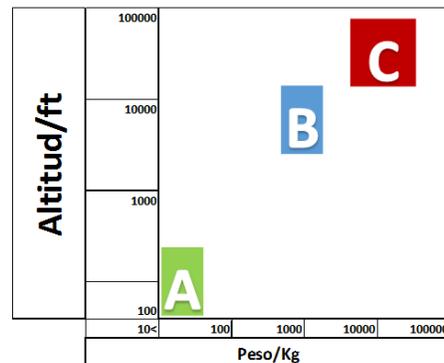
La Ingeniería Inversa puede considerarse como un proceso de sistematización, esto es un proceso que pone de manifiesto o explícita las relaciones objetivas entre los elementos y las relaciones que hacen posible la existencia de un objeto para posteriormente construir un modelo de dicho objeto [4].

Una vez que se conoce el concepto de un UAV y las definición y estructura de la Ingeniería Inversa, se procederá a realizar el proceso de mejora y modificación mediante las siguientes fases:

Figura 9 Fases de la modificación y mejora del objeto seleccionado

9.1 Métodos

Acorde con la EASA, existe 3 categorías donde son clasificados los tipos de UAVs, mostrados en la siguiente figura

Figura 9.1 Clasificación de los UAVs según la normativa de la EASA [5]

Categoría A: UAVs de aplicaciones civiles. Altura mínima: 30 metros, Masa: menor a 1kg.

Categoría B: UAVs de aplicaciones militares. Altura mínima: 1500 metros. Masa: 1000 kg.

Categoría B: UAVs de aplicaciones militares. Altura mínima: 30 KM. Masa: Mayor a 1000 kg.

El desarrollo de este proyecto cae en la categoría A, por cuestiones de tiempo, recursos y tecnología disponible

Etapa 1: Conocimiento Preliminar de J

Para realizar las mejoras y modificaciones se realizó experimentación con helicópteros.

Figura 9.2- Del lado izquierdo se aprecia la vista frontal del modelo seleccionado, del lado derecho se aprecia la vista lateral



El vehículo H1 cuenta con las siguientes características según su fabricante: † Dimensiones: Largo 780 mm. ancho: 440 mm, alto 275 mm.

- Gran tamaño, de muy fácil visibilidad en exteriores. † Estructura coaxial, extremadamente estable.
- 3 canales con giro.
- Muy sencillo de manejar. Control de giro, luces desde la emisora. † Con dos modos de manejo, lento y rápido
- Sistema de vídeo en 2.4 Ghz. con 3 canales seleccionables

Para dar inicio con las modificaciones necesarias, ahora será indispensable conocer las potencias que H1, para ello es necesario determinar la velocidad angular de los rotores.

como referencia y debido a que el sistema de transmisión de dicha aeronave consta de cuatro engranes, con las siguientes características

Tabla 9 Descripción de cada uno de los engranes que componen el sistema de transmisión para el modelo H1

Engrane 1	Engrane 2	Engrane 3	Engrane 4
			
Dientes:10	Dientes:30	Dientes:25	Dientes:94
Diámetro:0,5 cm	Diámetro:2 cm	Diámetro:1,2 cm	Diámetro:4,75 cm
Espesor: 0,5 cm	Espesor:0,23 cm	Espesor: 0,5 cm	Espesor: 0,32 cm

Figura 9.3 Del lado izquierdo se aprecia la vista frontal del modelo seleccionado, del lado derecho se aprecia la vista lateral



Las características de este helicóptero son las siguientes según su fabricante:

- Dimensiones: Largo: 790 mm. Ancho: 535 mm, Alto: 275 mm
- Estructura coaxial, con alta estabilidad
- 3 canales con giro.
- Altura de vuelo: 50 metros \pm Rango de control: 100 metros
- Ideal para exteriores sin viento. \pm Batería de 7.4 Volts y 1300 mA \pm Autonomía: 15-20 minutos

Para este vehículo se emplearán las ecuaciones 1 y 2, con base en especificaciones del fabricante el motor principal gira a 13000 rpm con cuatro engranes en cada motor con las siguientes características:

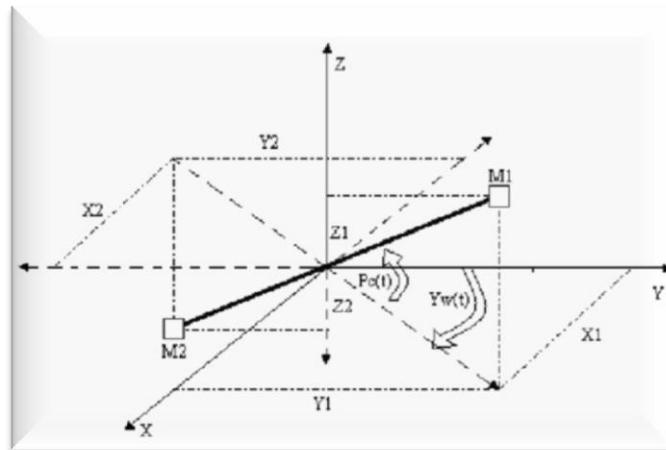
Tabla 9.1 Descripción de cada uno de los engranes que componen el sistema de transmisión para el modelo H1

Engrane 1	Engrane 2	Engrane 3	Engrane 4
			
Dientes:9	Dientes:38	Dientes:23	Dientes:94
Diámetro:0,6 cm	Diámetro:1,9 cm	Diámetro:1 cm	Diámetro:4,73 cm
Espesor: 0,6 cm	Espesor:0,2 cm	Espesor: 0,7 cm	Espesor: 0,4 cm

Etapa 2: Diseño de la investigación

A continuación se plantea el desarrollo del modelo matemático para helicópteros tomados como base, utilizando las ecuaciones de Lagrange. En la figura desarrollada se observan las fuerzas generalizadas que actúan sobre el sistema, es decir el helicóptero, $M1$ representará la concentración de la masa en la parte frontal del helicóptero y $M2$ representa la masa de la parte posterior del helicóptero. $L1$ y $L2$ son representados como la distancia entre el eje de apoyo y cada masa respectivamente. Se considera que todos los parámetros considerados son aplicables a ambas aeronaves [6].

En la siguiente figura se muestran las coordenadas generalizadas necesarias para plantear las ecuaciones de Lagrange. Es importante tener en cuenta el sentido positivo de cada uno de los ángulos tal y como se muestran en las flechas

Figura 9.4 Coordenadas generalizadas del sistema [7]

Acorde a la imagen anterior se obtienen las coordenadas necesarias para establecer le Langragiana del sistema dicha ecuación es formada de la diferencia entre la energía cinética y la energía potencial.

Determinación de las Potencias del vehículo

Para determinar las potencias que influyen en el helicóptero, es necesario conocer las características que lo conforman, a continuación se muestra las características necesarias de cada vehículo:

Tabla 9.2 Principales criterios a considerar para determinar las potencia del modelo H1 Y H2 de forma teórica y práctica

HELICÓPTEROS

CRITERIO	MAGNITUD	
	H1	H2
Velocidad angular del rotor (Ω)	868 RPM	875 RPM
Diámetro del rotor (D_r)	0,44 m	0,53 m
Perfil de las palas	Cambered plate	Cambered plate
Número de palas (b)	2 por rotor	2 por rotor
Masa del helicóptero (m)	0,550 kg	0,564 kg
Densidad (ρ)	1,222 Kg/m ³	1,222 Kg/m ³
Velocidad del aeronave (V)	1,8 m/s	2 m/s

Etapa 3: Aplicar investigación para J

Para obtener la ecuación que rige el movimiento del H1 se plantean las siguientes condiciones iniciales del mismo

Tabla 9.3 Condiciones del helicóptero a usar en el software para obtener la ecuación gobernante

H1	
MASA 1	MASA 2
Peso: 0.500 kilogramos	Peso: 0.050 kilogramos
Longitud 1: 0.29 metros	Longitud 2: 0.50 metros
Tiempo: 720 segundos	Tiempo: 720 segundos

Figura 9.5 Comportamiento del helicóptero 1 con respecto al ángulo de cabeceo, se aprecia en el círculo rojo que con un ángulo de -45° se llega a su mejor ángulo de ataque

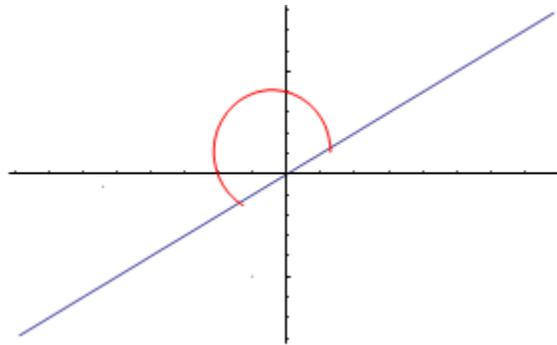


Figura 9.6 Comportamiento del helicóptero 1 con respecto al ángulo de giro, la línea roja indica el giro positivo (360°) y la línea amarillo el giro negativo (-360°)

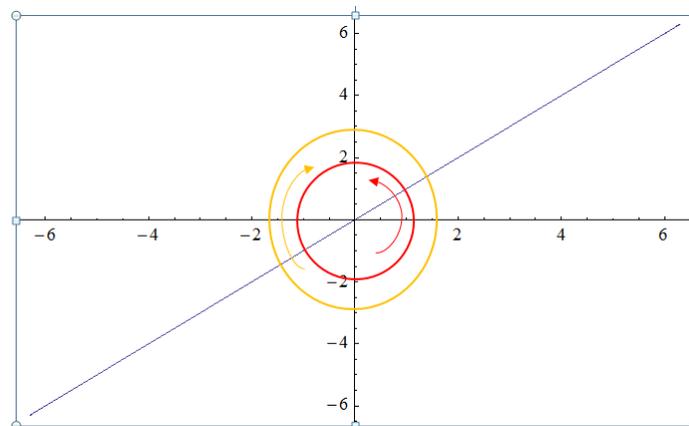
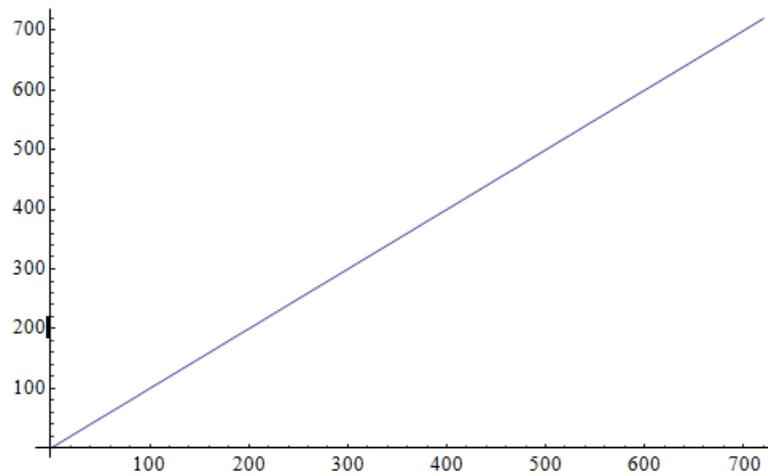


Figura 9.7 Comportamiento del tiempo del helicóptero 1 con una autonomía máxima de 720 segundos

Ahora es tiempo de validar el comportamiento del helicóptero 2, a continuación se presentan sus características:

Tabla 9.4 Condiciones del helicóptero a usar en el software para obtener la ecuación gobernante

H2	
MASA 1	MASA 2
Peso: 0.500 kilogramos	Peso: 0.064 kilogramos
Longitud 1: 0.20 metros	Longitud 2: 0.45 metros
Tiempo: 1200 segundos	Tiempo: 1200 segundos

Los resultados del comportamiento del helicóptero 2, acorde al software computacional son los siguientes:

Figura 9.8 Comportamiento del helicóptero 1 con respecto al ángulo de cabeceo, se aprecia en el círculo rojo que con un ángulo de -45° se llega a su mejor ángulo de ataque

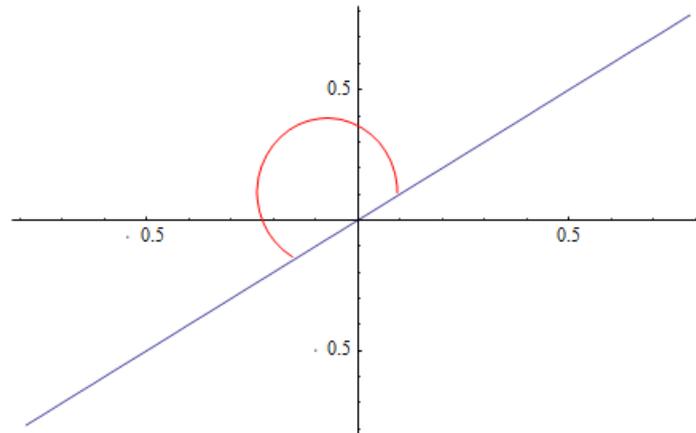


Figura 9.9 Comportamiento del helicóptero 1 con respecto al ángulo de giro, la línea roja indica el giro positivo (360°) y la línea amarillo el giro negativo (-360°)

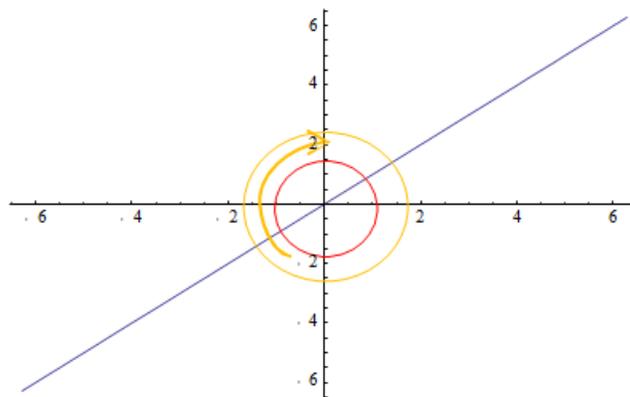
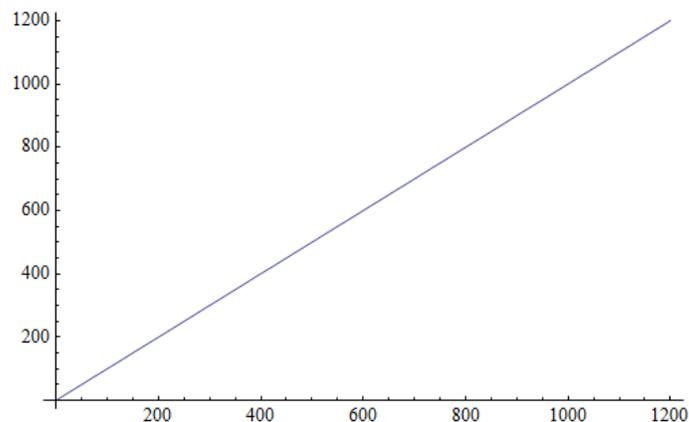


Figura 9.10 Comportamiento del tiempo del helicóptero 1 con una autonomía máxima de 720 segundos



Para ambos helicópteros puede apreciarse que el comportamiento de los ángulos de cabeceo y giro son los mismos, sin embargo, para el helicóptero 2, la batería está hecha a base de litio, material que ayuda la durabilidad de la misma y un mejor rendimiento.

Etapa 4: Sintetizar la información

Una vez conocidas las condiciones de funcionamiento de ambos helicópteros es necesario conocer lo establecido por la normativa internacional y a su vez dar inicio con las mejoras necesarias para la conversión de vehículos con características similares y dejar fundamentada la propuesta metodológica de modificación.

Para dar una idea más concreta de los motivos por los cuales fueron determinadas las potencias de cada uno de los helicópteros, se tomará en cuenta lo establecido por la EASA en la siguiente tabla:

Tabla 9.5 Energía cinética y velocidad máxima alcanzable para los UAV, acorde a su masa según la EASA

Masa	Vmax	Vmax	Energía		Masa	Vmax	Vmax	Energía
Kg	nudos	(m/s)	Cinética		Kg	nudos	(m/s)	Cinética
			Máxima					Máxima
			(KJ)					(KJ)
60	70	50	76		80	68	49	95
70	70	50	89		90	64	46	95
75	70	50	95		110	58	41	95

Los helicópteros con los que se está trabajando rondan los 500 gramos de peso para ello, será necesario adaptar lo mínimo necesario que establece la EASA acorde con las facultades de cada uno de los vehículos; por lo tanto se establece lo siguiente

Velocidad máxima

Tabla 9.6 Tabla comparativa acorde a estándares de la EASA para velocidad.

	Masa	Velocidad
		max
EASA	0,5 kg	0,42 m/s
H1	0,550 kg	1,8 m/s
H2	0,564 kg	2 m/s

Energía cinética

Tabla 9.7 Tabla comparativa acorde a estándares de la EASA para energía cinética.

	<i>Masa</i>	<i>Energía Cinética</i>
<i>EASA</i>	<i>0,5 kg</i>	<i>0,63 KJ</i>
<i>H1</i>	<i>0,550 kg</i>	<i>0,891 KJ</i>
<i>H2</i>	<i>0,564 kg</i>	<i>1,128 KJ</i>

Se aprecia claramente que ambos helicópteros superan la velocidad y energía cinética solicitada por la EASA, por lo tanto se está cumpliendo con dos variables, y únicamente se necesita dar capacidad a H1 y H2 para realizar tareas y lograr la conversión de juguete a UAV.

Etapa 5: Caracterizar U

Hasta el momento se ha desarrollado el modelo matemático tanto para H1 y para H2, dando como resultado según la normativa de la EASA que ambos helicópteros cumplen con los parámetros necesarios.

Tabla 9.8 Asignación de tareas a cada categoría de UAV

Tarea	Categoría A	Categoría B	Categoría C
Inspección Visual	■	■	
Monitoreo del clima	■		
Vigilancia		■	■
Control fronterizo		■	■
Monitoreo de estructuras	■	■	
Comunicación móvil		■	■
Localización		■	■
Observaciones Terrestres			■

El UAV a desarrollar es capaz de monitorear el clima, esta tarea fue seleccionada debido a que se cuenta con los medios, la tecnología, y el tiempo para lograr la conversión de J hasta H. Para alcanzar el objetivo se está trabajando en adatar un circuito en H1 y H2 que tenga la capacidad de enviar la señal vía wireless a una mini estación terrena y que a su vez esta interpreta dicha información.

9.2 Resultados

Después de aplicar el modelo matemático a cada uno de los helicópteros seleccionados, se pudieron determinar las propiedades que poseen, se observa que ambos tienen lo mínimo necesario para lograr la conversión en UAV.

La tabla siguiente enlista las características de cada uno de los helicópteros seleccionados:

Tabla 9.9 Características físicas de los helicópteros tomados como referencia

No.	Características	Helicóptero 1(H1)	Helicóptero 2(H2)
1	Masa	0,550 kg	0,564 kg
2	Peso	5,3995 N	5,5328 N
3	Vel. Rotor	19,99 m/s	24,255 m/s
4	Vel. Helicóptero	1,8m/s	2m/s
5	P. Inducida*	0,0740 hp	0,064 hp
6	P. Perfil*	0,1368 hp	0,1646 hp
7	P. Inducida	1,4597 hp	2,6802 hp

Además de ser montado en H1 y H2 en la estación terrena se usan los mismos aditamentos para hacer la recepción de señales.

Dichos circuitos fueron corroborados con el apoyo de un software computacional conocido como PROTEUS, los resultados fueron positivos, a continuación se muestran los esquemas de los circuitos tanto para H1 y H2 como para la estación terrena.

Figura 9.11 Ilustración esquemática del circuito en la simulación virtual de los aditamentos implementados en el H1 y H2

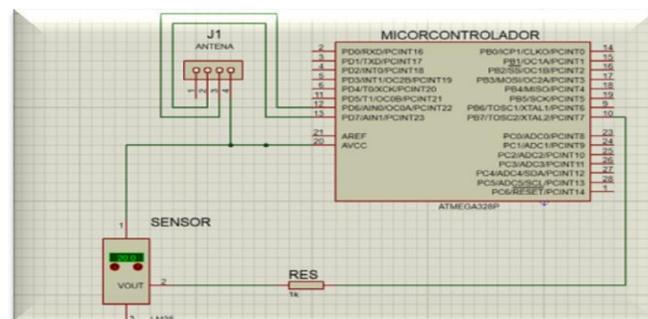
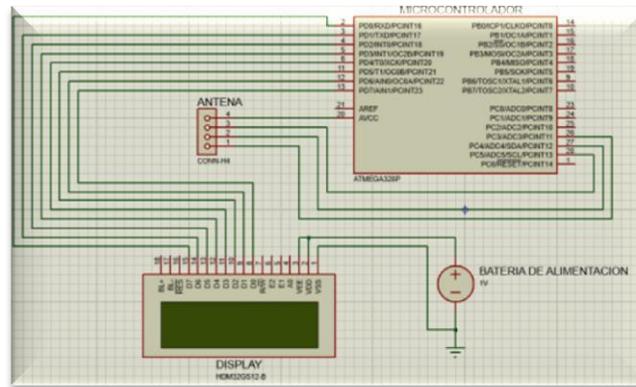


Figura 9.12 Ilustración esquemática del circuito de la estación terrena.



Acorde a los resultados del software computacional, el circuito funciona adecuadamente y es posible adaptarlo en la estructura del helicóptero, tarea en la cual ya se trabaja.

9.2 Conclusiones

El desarrollo y construcción de un Vehículo Aéreo no Tripulado trae consigo factores a considerar, con lo antes descrito se demostró que apegados a la normativa internacional ambos modelos de helicópteros pueden ser transformados en UAV. Sin embargo la tarea a la cual serán asignados puede variar, dependiendo de lo que se pretenda encontrar con esto.

Para el futuro se continuará realizando investigación por esta misma línea; se tiene la intención de lograr el desarrollo de tareas cada vez más complejas, con UAV más sofisticados y con mejor tiempo de respuesta.

A nivel mundial existen 2 principales agencias cuyas tienen una reglamentación más exacta en el desarrollo de vehículos Aéreos no Tripulados, sin embargo, en ambas se pueden encontrar lagunas pero si un seguimiento sistemático para desarrollar los mismos.

Con la metodología descrita en esta investigación si es posible transformar un vehículo radiocontrolado en un UAV acorde a la normativa de la EASA; pero para desarrollarlo es necesario considerar los siguientes aspectos:

- Alcance.
- Techo de servicio Maniobrabilidad \updownarrow Autonomía de la aeronave
- Estructura de la misma

Considerando esos cuatro aspecto es viable lograr la modificación de vehículos radiocontrolados de ala rotativa.

9.6 Referencias

FAE. *Reporte sobre drones de la Real Federación de Aeronáutica Española*. 2009; Available from: <http://www.rfae.org/>

FAA., A.F.d.A. *Report of Federal Aviation Administration*. 1958; Available from: <http://www.faa.gov/>

Bastida, R.L., *"La Ingeniería Inversa como metodología para potenciar la enseñanza de la metrología"*. Simposio Internacional de Metrología, 2010: p. 1-6

Bastida, R.L., *"Aplicación de la ingeniería inversa y manufactura asistida por computadora en un contexto educativo"*. Memorias del XIII Congreso Internacional Anual de la SOMIM y Congreso Internacional de Metal Mecánica, 2010: p. 311-119.

Aérea., A.E.d.S. *Report EASA*. 2012; Available from: <http://easa.europa.eu/>

Roca, C. F. (2008). *"Introducción a la formulación Lagrangiana y Hamiltoniana"*. Valencia, España: Universidad de Valencia, Open Course Ware.

García, R. G. (2007). *"Análisis de la dinámica de vuelo de un minihelicóptero de diseño y construcción nacional"*. México, Distrito Federal: Instituto Politecnico Nacional.

Luis Jesús Chavela Guerra, O. C. (2006). *"Cinemática de un sistema Coaxial Contrarotativo"*. México, D.F.: Instituto Politécnico Nacional