

# DISEÑO DE UN AEROMODELO RADIOCONTROLADO PARA SIMULACIÓN DE MISIONES DE VIGILANCIA Y ATAQUE

Juan Pablo Alvarado Perilla, Jorge Iván García Sepúlveda, Elizabeth Escobar Ospina,  
Andrés Barrera Arena y José Luis Ramírez Ospina

Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín (Colombia)

## Resumen

La Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín (Colombia) a través de su grupo de investigación en Ingeniería Aeroespacial, fue partícipe de la décimo tercera versión del concurso internacional *Design/Build/Fly (DBF)* patrocinado por el *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)*, *Cessna Aircraft Company* y *Raytheon Missile Systems*; dicho evento tuvo lugar en Tucson, Arizona, entre el 17 y el 19 de abril de 2009. El presente artículo documenta el proceso de diseño desarrollado por el grupo de investigación, con el fin de obtener un aeromodelo radio controlado capaz de cumplir las misiones de ataque y vigilancia estipuladas por los organizadores del concurso.

**Palabras claves:** Diseño, aeromodelo, vuelo radiocontrolado.

## Abstract

The Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín (Colombia), through the Aerospace Research Group participated in the 13<sup>th</sup> *Design/Build/Fly (DBF) international contest* held by the American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), *Cessna Aircraft Company* and *Raytheon Missile Systems*; such event took place from 17<sup>th</sup> to 19<sup>th</sup> April 2009. The following document shows the design process used by the research group, in order to obtain a radio controlled airplane capable of fulfilling the surveillance and attack missions specified by the contest organization.

**Keywords:** Design, aircraft, radio controlled flight.

## Introducción

El *American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA)* es el principal patrocinador del concurso internacional de diseño aeroespacial *Design/Build/Fly*; este evento pretende reunir la mayor cantidad de universidades que cuenten con un programa profesional en Ingeniería Aeronáutica o Aeroespacial, para integrar el ingenio e innovación de sus estudiantes por medio del desarrollo de un aeromodelo radiocontrolado, que debe cumplir diferentes misiones con distintos niveles de complejidad.

Como una muestra infalible de la calidad de profesionales en ingeniería que se forman en Colombia, la Universidad Pontificia Bolivariana por medio del grupo de investigación en Ingeniería Aeroespacial y su equipo *Blackjack*, fue la primera representación latinoamericana que se hizo presente en el concurso a lo largo de sus trece años de historia.

El objetivo principal de la participación en el concurso, fue desarrollar un proyecto de ingeniería concienzudo, en el cual se involucraran estudiantes de diferentes semestres que a través del diseño del aeromodelo, pudiesen aplicar los conocimientos adquiridos en el pregrado y, más importante aún, pudiesen adquirir experiencia investigativa y práctica valiosa que les permita ser parte de grandes desarrollos en su futura vida profesional.

## Requerimientos del aeromodelo

Para la decimotercera versión del concurso DBF, se requería un aeromodelo capaz de despegar en una distancia no mayor a 30.5 metros, de diseño modular transportable en una caja cuyas dimensiones internas máximas debían ser 0.6x0.6x1.22 metros. Las misiones designadas, descritas a continuación, pretendían simular circuitos de ataque y vigilancia por lo que el aeromodelo debía estar dotado con cuatro cohetes de 0.68 kilogramos de peso (simulando misiles) y, un tanque de agua con capacidad para cuatro litros (simulando un tanque externo para combustible).

**Pre-misión:** El principal objetivo de esta etapa era evaluar la integridad del aeromodelo diseñado, por

medio de un ensayo de resistencia mecánica en el cual, la caja que transportaba el aeromodelo, así como los equipos y herramientas necesarios para su ensamblaje y correcto funcionamiento, debía ser lanzada desde una altura de 0.15 metros sobre el suelo.

Posterior al impacto se verificaba la ausencia de daños a cualquier componente y se procedía a ensamblar el aeromodelo en el menor tiempo posible, verificando finalmente que este funcionara adecuadamente.

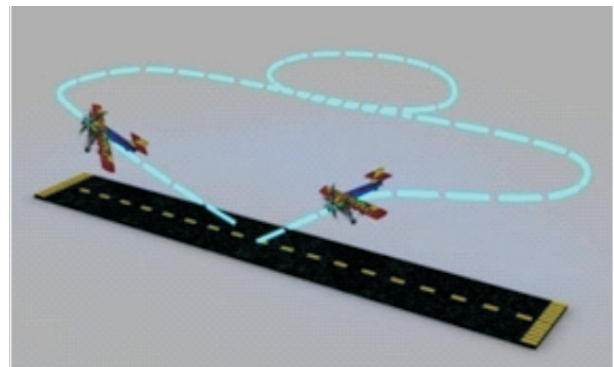
**Misión 1:** El aeromodelo debía cumplir dos vueltas al circuito de vuelo (Gráfica 1) en el menor tiempo posible, transportando el tanque externo vacío.

**Misión 2:** Aumentando el nivel de complejidad en comparación a la primera misión, el aeromodelo debía cumplir cuatro vueltas al circuito en el menor tiempo posible, pero el tanque externo debía estar lleno a su máxima capacidad, con agua.

**Misión 3:** Catalogada como la misión más crítica, el aeromodelo debía despegar con el tanque externo vacío y los cuatro cohetes (dos a cada lado del ala principal). Cuatro vueltas al circuito debían ser cumplidas, pero al final de cada una y siguiendo una secuencia aleatoria, uno de los cohetes debía ser liberado.

El mayor reto en esta misión se evidenciaba en la estabilidad del aeromodelo, ya que la liberación de los cohetes (no necesariamente de manera simétrica) genera un momento longitudinal que afectaba la actitud en vuelo.

Gráfica 1. Circuito de vuelo



Adicional a la aeronave, el concurso requería que cada equipo redactara un reporte del proceso de diseño,

máximo de 60 páginas; sustentando todos los criterios ingenieriles aplicados, los cálculos realizados y los resultados obtenidos en la investigación.

Con el fin de exponer claramente la metodología aplicada en este proyecto, a continuación se presenta proceso de Diseño seguido por el equipo Blackjack.

### Configuración preliminar aerodinámica

Para seleccionar la configuración de los principales conjuntos del aeromodelo (unión ala-fuselaje, empenaje, y tren de aterrizaje) se utilizaron matrices de merito (*F.O.M.*, por sus siglas en inglés). Dichas matrices se basaron en la asignación de un valor porcentual a cada figura de merito (ventajas de diseño) y posterior calificación de cada figura con valores numéricos entre uno y seis según la siguiente escala: 1=Inferior, 2=Deficiente, 3=Insuficiente, 4=Bueno, 5=Satisfactorio, 6=Excelente; al totalizar la calificación numérica obtenida por cada configuración analizada, se estableció la opción más conveniente según el mayor promedio obtenido.

En primera instancia, un análisis de peso de los principales componentes del aeromodelo fue realizado, con el fin de estimar un peso preliminar de despegue y una posible ubicación (según el balance del aero-

modelo) para elementos claves como las baterías y los cohetes:

- Tanque de agua: 4.0 kg
- Cohetes: 0.68 kg por cohete, 4 cohetes: 2.72 kg
- Peso máximo de las baterías: 1.81 kg
- Peso total de componentes de los sistemas de vuelo: 8.53 kg
- Peso de la estructura: 2 kg
- Peso total estimado: 10.53 kg

Para la configuración general del aeromodelo se plantearon 5 posibles soluciones: Convencional, Canard, Ala Delta, *Tandem*, y Biplano (Gráfica 2). Se realizó una matriz de selección, y se halló que la configuración óptima para los requerimientos del concurso era la convencional, como se muestra en la Tabla 1.

Gráfica 2. Configuración de aeronave

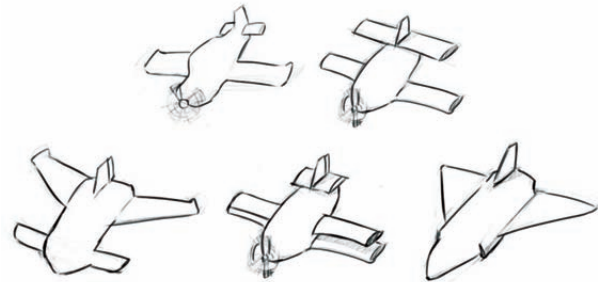


Tabla 1. Matriz de selección de la configuración de la aeronave

Figura de merito	Factor de peso	Convencional		Canard		Delta		Tandem		Biplano	
Construcción	0.15	6	0.9	4.2	0.63	6	0.9	4.8	0.72	5.4	0.81
Estabilidad y control	0.3	5.4	1.62	3	0.9	2.4	0.72	4.8	1.44	5.4	1.62
Aerodinámica	0.25	4.2	1.05	4.8	1.2	6	1.5	5.4	1.35	6	1.5
Incidencia de la carga	0.2	6	1.2	3	0.6	4.8	0.96	3	0.6	1.8	0.36
Distancia de despegue	0.1	4.2	0.42	4.8	0.48	3.6	0.36	5.4	0.54	6	0.6
<b>Total</b>	<b>1</b>	<b>5.19</b>		<b>3.81</b>		<b>4.44</b>		<b>4.65</b>		<b>4.89</b>	

Para la configuración del ala se plantearon 3 alternativas según la ubicación en el fuselaje: Ala alta, ala media y ala baja (Gráfica 3), las respectivas ventajas y

desventajas de cada configuración fueron analizadas en la matriz presentada en la Tabla 2.

Gráfica 3. Configuración del ala



Tabla 2. Matriz de posición del ala

Figura de merito	Factor de peso	Posición del ala					
		Ala alta		Ala media		Ala baja	
Construcción	0.2	5	1	6	1.2	5	1
Ensamblaje	0.4	3	1.2	5	2	3	1.2
Elementos externos (misiles)	0.3	5	1.5	4	1.2	2	0.6
Estabilidad y control	0.1	4	0.4	4	0.4	2	0.2
<b>Total</b>	<b>1</b>		<b>4.1</b>		<b>4.8</b>		<b>3</b>

### Selección del perfil

La selección del perfil se realizó mediante un estudio preliminar de perfiles de alto coeficiente de sustentación ( $C_l$ ), estableciendo dos grupos: Perfiles clásicos, y perfiles no convencionales.

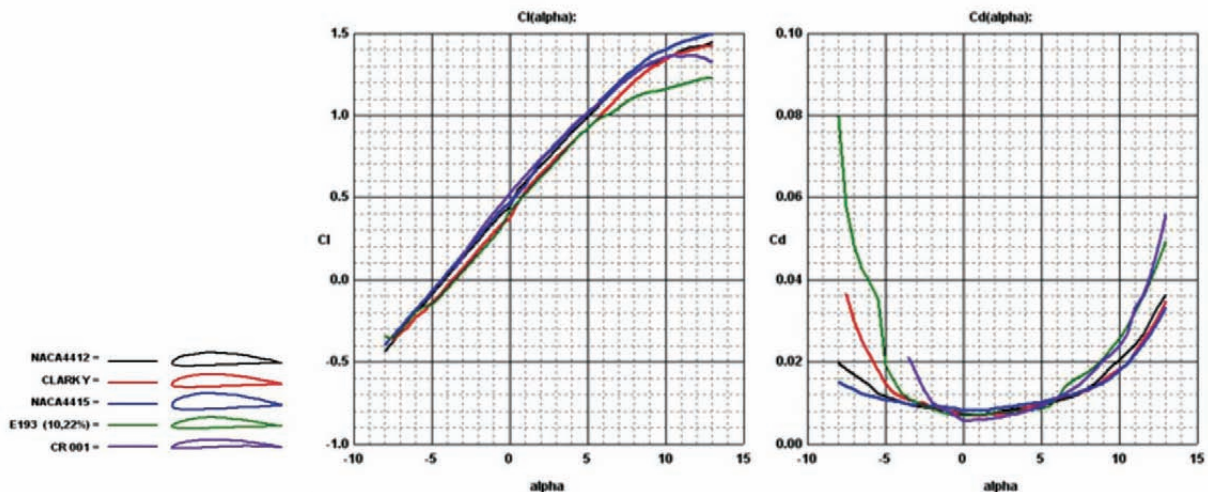
- Clásicos: *NACA-4412*, *Clark Y*, *NACA-4415*, *E-193*, *CR-001*

- No convencionales: *UI-1720*, *GOE-652*, *N-24*, *LS-0417*, *CLARK YM-18*

La gráfica 4 presenta un análisis comparativo de los coeficientes obtenidos con los perfiles clásicos y, la figura 5 presenta los resultados para los perfiles no convencionales.

Gráfica 4.  $C_l$  Vs. alpha y  $C_d$  Vs. alpha para perfiles clásicos.

Drawn by Profili 2.16® on data processed by XFOil – Copyright © 1995-2005 – All rights reserved

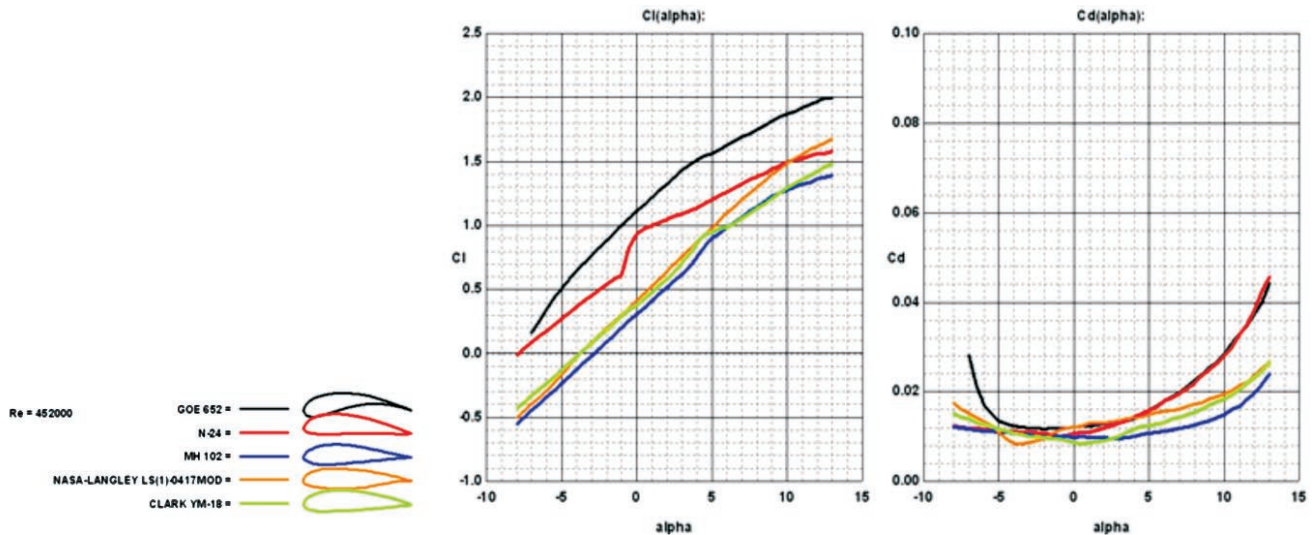




Para cada grupo de perfiles, se compararon dos tipos de curvas en cada gráfica; en primer lugar la curva del coeficiente de sustentación ( $C_l$ ) contra el

ángulo de ataque ( $\alpha$ ) y seguidamente, la curva del coeficiente de arrastre ( $C_d$ ) nuevamente contra  $\alpha$ .

Gráfica 5.  $C_l$  Vs.  $\alpha$  y  $C_d$  Vs.  $\alpha$  para perfiles no convencionales.  
Drawn by Profili 2.16® on data processed by XFOil – Copyright © 1995-2005 – All rights reserved



Con base en el comportamiento mostrado por las curvas anteriormente presentadas, fue seleccionado el perfil no convencional *GOE652* debido a que permitía obtener un alto coeficiente de sustentación ( $C_l$ ) con un bajo coeficiente de resistencia ( $C_d$ ); esto quiere decir que el aeromodelo dispondría de una gran fuerza sustentadora para soportar todo su peso en vuelo, con una baja fuerza de resistencia que oponiéndose a su avance.

Para el diseño de la geometría alar, la envergadura (1.92 metros) fue seleccionada según la estabilidad estática y dinámica del aeromodelo, la distancia mínima requerida entre los puntos de sujeción para transportar los cohetes y, la complejidad que su dimensión representaba para el alojamiento dentro de la caja.

La dimensión de la cuerda fue establecida acorde a la capacidad de despegue y aterrizaje en pista corta (STOL, por sus siglas en inglés) necesaria para cumplir el requerimiento de despegue en una distancia máxima de 30.5 metros. En el ala no fue implementada una relación de cuerdas (*wing taper*) debido a la complicación asociada a la construcción de una

estructura con esta característica y, a las notables ventajas de maniobrabilidad a baja velocidad que presentaba una geometría rectangular.

### Configuración del empenaje

El empenaje es reconocido como parte fundamental de una aeronave a cualquier escala, debido a que es responsable de la estabilidad y el control general en vuelo. Para el aeromodelo requerido, fueron analizadas cuatro configuraciones (Gráfica 6), las cuales ofrecían las mayores ventajas no solo en estabilidad y control, sino en manufactura, diseño y transporte.

- Convencional: Configuración de fácil manufactura que presenta una adecuada estabilidad en vuelo rectilíneo.
- Cola en V: Alta complejidad en el proceso de manufactura y el control durante maniobras en vuelo.
- Doble *Boom*: Empenaje óptimo para una configuración *pusher* del sistema de propulsión, aunque adiciona peso al aeromodelo debido a la estructura doble.

- Cola en T: No presenta complicaciones en el proceso de manufactura y ofrece buena estabilidad en vuelo recto; las mayores desventajas son la

complejidad de la transmisión del movimiento a los elevadores y el control a ángulos de ataque elevados.

Gráfica 6. Configuraciones de empenaje

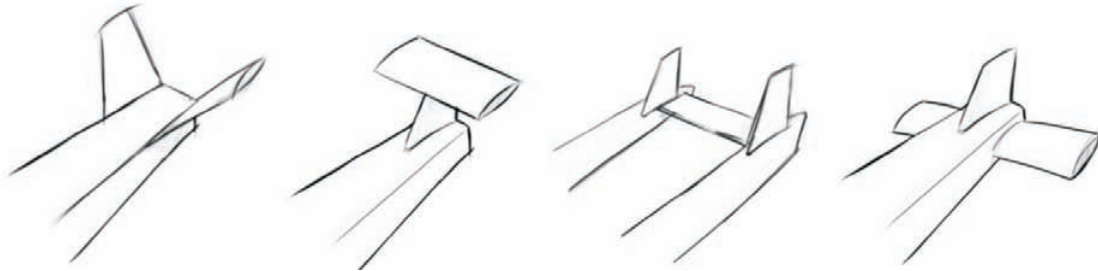


Tabla 3. Matriz de selección de configuración de empenaje

Figura de merito	Factor de peso	Configuraciones							
		Convencional		Cola en V		Doble boom		Cola en T	
Diseño	0.3	4.2	1.26	1.8	0.54	2.4	0.72	3.6	1.08
Control	0.3	4.8	1.44	1.2	0.36	3.6	1.08	4.2	1.26
Construcción	0.2	5.4	1.08	1.8	0.36	3	0.6	4.8	0.96
Estructura modular	0.2	4.2	0.84	2.4	0.48	3	0.6	4.2	0.84
<b>Total</b>	<b>1</b>		<b>4.62</b>		<b>1.74</b>		<b>3</b>		<b>4.14</b>

Según los resultados obtenidos (Tabla 3), la configuración seleccionada fue convencional.

### Configuración del sistema de propulsión

Para la selección del sistema de propulsión se presentaron las siguientes opciones:

- Monomotor: Configuración basada en la potencia disponible de un solo motor sin exceder los límites de voltaje y corriente establecidos por el reglamento del concurso. Esta configuración está limitada por el diámetro requerido para la hélice y la distancia entre las palas y el terreno.
- Bimotor: Configuración adecuada para prevenir un sobre-voltaje y exceder el límite de corriente. Esta configuración presenta una alta complejidad a nivel estructural debido al torque ejercido por

ambas hélices, además de requerir un seguimiento detallado de la potencia suplida por cada motor para prevenir condiciones de inestabilidad en vuelo.

- *Tractor*: Motor posicionado en la nariz del aeromodelo, ubicación que facilita su instalación y otorga gran estabilidad en vuelo.
- *Pusher*: Motor posicionado en la parte trasera de la aeronave cuya principal desventaja es la alta probabilidad de impacto de la hélice con el terreno, si la configuración del tren de aterrizaje no es adecuada o se realiza una sobre rotación en la etapa de despegue.

Debido a que durante el vuelo del aeromodelo debían ser liberados los cohetes, fue seleccionada una configuración monomotor tractor que disponía el motor en la parte delantera del fuselaje, asegurando que ningún objeto arrojado impactaría la hélice.

### Configuración del tren de aterrizaje

Para esta sub parte del aeromodelo, las configuraciones analizadas fueron:

- Convencional: Adecuado para procedimientos de despegue y aterrizaje en pista corta (STOL), presenta baja resistencia aerodinámica ya que no tiene rueda de nariz, su peso general es reducido. La gran desventaja es la alta probabilidad de perder el control en despegue, y volcar durante maniobras en tierra.

- Triciclo: Presenta la mejor estabilidad en tierra, pero esta ventaja es contrarrestada por la resistencia aerodinámica y el incremento en el peso que genera la llanta de nariz.
- *Bicycle (tándem)*: Adecuado para operaciones de despegue en pista corta, su configuración solo requiere una rueda principal y tres ruedas auxiliares pequeñas lo cual se traduce en reducción de peso; sin embargo esta configuración no puede ser utilizada ya que impide el posicionamiento del tanque externo bajo el fuselaje del aeromodelo.

Tabla 4. Matriz de selección para el tren de aterrizaje

Figura de merito	Factor de peso	Configuración del tren de aterrizaje					
		Triciclo		Convencional		Biciclo	
Distancia de despegue	0.35	4	1.4	6	2.1	5	1.75
Peso	0.2	2	0.4	4	0.8	5	1
Características de terreno	0.15	2	0.3	5	0.75	4	0.6
Estabilidad y control	0.1	5	0.5	4	0.4	4	0.4
Aerodinámica	0.1	2	0.2	5	0.5	5	0.5
Rigidez estructural	0.1	3	0.3	5	0.5	5	0.5
<b>Total</b>	<b>1</b>	<b>3.1</b>		<b>5.05</b>		<b>4.75</b>	

Según la matriz de selección, se utilizó la configuración triciclo para el tren de aterrizaje, principalmente por la tolerancia que ofrecía entre la hélice y el terreno.

### Aerodinámica

El objetivo del subgrupo de aerodinámica era realizar una simulación del comportamiento del aeromodelo enfrentado el flujo de aire en vuelo; para esto se construyó la aeronave en CAD, se realizó su enmallado y por medio del software FLUENT® se desarrolló un estudio de CFD (*Computational Fluid Dynamics*) en tres dimensiones.

El enmallado se realizó con una estructura uniforme de alta densidad para incrementar la precisión de la simulación. Para el análisis numérico se utilizó el modelo  $k-\zeta$ , y se implementó una simetría; el efecto

*non-slip* no fue considerado y se estableció una velocidad de entrada de 25 m/s.

Gráfica 7. a. Coeficientes de presión en el ala.  
b. Líneas de velocidad en el ala

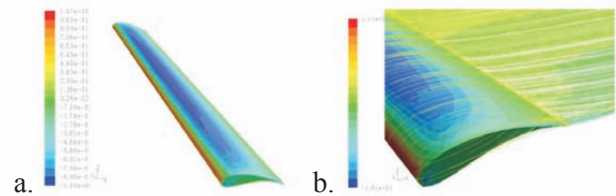


Tabla 5. Resultados del análisis realizado en CFD

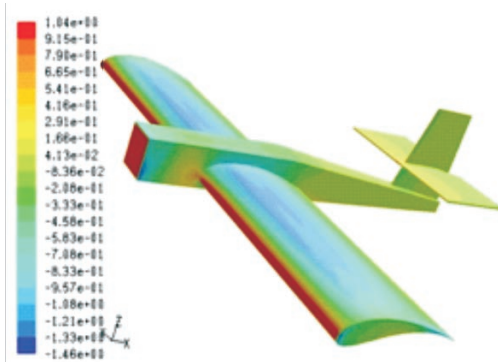
$C_L$	$C_D$	Fuerza de sustentación	Fuerza de arrastre	Relación sustentación arrastre (L/D)
1.22	0.0334	147.19	12.36	11.9

Según los resultados obtenidos en el análisis de CFD, la sustentación generada por la plataforma alar era de 147.19 N, magnitud requerida para garantizar la capacidad del aeromodelo de levantar toda la carga establecida por el reglamento del concurso, además del peso estructural y de los componentes de los sistemas de vuelo.

Para analizar la aeronave completa, se definió un volumen de control parabólico con un fluido viscoso y un modelo de turbulencia  $k-\zeta$ , que simulaba la generación de vórtices debido a la diferencia de presión en las puntas del ala. Se utilizó una simetría en la simulación para agilizar las iteraciones y se estableció una velocidad de entrada de 25 m/s. Los resultados se muestran en la Grafica 7 y en la Tabla 5.

La gráfica 8 muestra los contornos de coeficiente de presión que permitieron observar un gran punto de estancamiento en la nariz del aeromodelo, responsable de generar una cantidad considerable de resistencia aerodinámica. También se observó que el empenaje estaba lo suficientemente alejado del flujo turbulento producido por la rotación de la hélice y la geometría del ala, garantizando que no sería afectada la efectividad de las superficies de control localizadas en él. Respecto al flujo procedente de la hélice, el modelo presentaría una disminución en la estabilidad lateral a medida que el vórtice rotacional se desplazara hacia atrás.

Grafica 8. Contornos de coeficientes de presión



La tabla 6 muestra la contribución a la resistencia aerodinámica de todos los componentes del aeromodelo; es evidente que la mayor cantidad de esta fuerza adversa era generada por el ala, ya que su pronunciado *camber* producía altos gradientes de presión.

Tabla 6. Efecto en la resistencia aerodinámica debido a los componentes de la aeronave

Componentes	$C_{D,0}$
Alas	0.0251
Fuselaje	0.0197
Empenaje	0.0047
Tren de aterrizaje	0.0079
Cohetes	0.0044
Tanque	0.0084
<b>Total</b>	<b>0.0618</b>

La geometría de la planta alar se definió por medio de la programación en Excel® de una secuencia de cálculo cuya función principal optimizaba la relación envergadura/cuerda. A partir de los resultados arrojados por la secuencia, se definió un ala con una cuerda de 0.35 metros y una envergadura de 1,92 metros.

### Estabilidad y características de control

La estabilidad del aeromodelo fue analizada con software de simulación de aeronaves, X-plane® 8 y AAA®; y la metodología establecida por Roskam (2005); con el fin de definir las dimensiones del empenaje, adecuadas para la estabilidad en vuelo y el transporte en la caja.

### Dimensionamiento del estabilizador horizontal

El estabilizador horizontal se diseñó para alcanzar un *pitch stiffness* adecuado, minimizando el *trim drag*. Mediante la metodología previamente expuesta, se obtuvieron los resultados presentados en la tabla 7.

Tabla 7. Características del estabilizador horizontal

Estabilizador horizontal (Área: 132000 mm <sup>2</sup> )				
Cuerda en la raíz [mm]	Cuerda en la punta [mm]	Envergadura [mm]	Relación de cuerdas	$\Lambda_{LE}$ [deg]
240	240	550	1	0

### Dimensionamiento del estabilizador vertical

Debido a las limitaciones de la caja en la cual debía ser transportado el aeromodelo, se estipuló que el fuselaje sería corto, lo que afecta la estabilidad lateral-



direcciona. Para solucionar este inconveniente, se hizo necesario un estabilizador relativamente grande (tabla 8), con el fin de proveer control sobre el eje transversal.

Tabla 8. Características del estabilizador vertical

Estabilizador vertical (Área: 60000 mm <sup>2</sup> )				
Cuerda en la raíz [mm]	Cuerda en la punta [mm]	Envergadura [mm]	Relación de cuerdas	$\Lambda_{LE}$ [deg]
230	140	350	0.6	14.8

**Dimensionamiento de las superficies de control**

Las superficies de control fueron dimensionadas según datos estadísticos de aeromodelos similares, tal como lo indica Raymer (2006), (Tablas 9 y 10)

Tabla 9. Características del elevador

Elevador		
Cuerda en la raíz [mm]	Cuerda en la punta [mm]	Envergadura [mm]
108	108	550

Tabla 10. Características del rudder

Rudder		
Cuerda en la raíz [mm]	Cuerda en la punta [mm]	Envergadura [mm]
92	56	350

**Propulsión**

La tabla 11 presenta la descripción de la planta motriz instalada en el aeromodelo. El motor elegido presentaba la mayor potencia disponible comercialmente, sin exceder los límites de voltaje y corriente establecidos en el reglamento del concurso.

Tabla 11. Sistema de propulsión

Motor	Hakker B50 21XL 751 [rpm/V]
Variador de velocidad electrónico	Master Spin 77 OPTO
Caja reductora	6.7:1.0
Batería	X 4 Rpkcet pack ORION 7.2 V/4500 mah
Peso total de batería [kg]	1.6
Peso máximo permitido de baterías [kg]	1.81
Voltaje de la batería (V)	38.8
Máximo voltaje permitido en el motor (V)	37
Amperaje máximo permitido en el sistema eléctrico (A)	40

**Estructuras**

Durante el diseño de la estructura del fuselaje se realizó una matriz de selección con diferentes materiales (Tabla 12), a partir de dicha matriz se estableció el *triplex* como el material más adecuado para la manufactura de un fuselaje tipo monocasco.

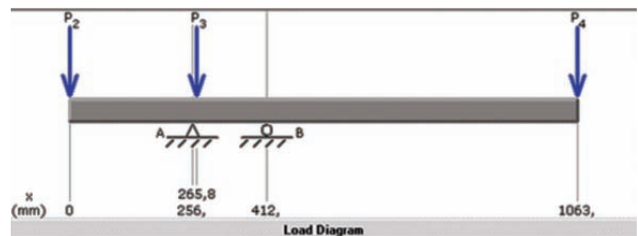
Tabla 12. Matriz de selección del fuselaje.

Figura de Merito	Tipo de material				
	Porcentaje	Plywood	Triplex	Fibra de carbono	Fibra de vidrio
c/p	35	34.45 (0.082)	81.54 (0.163)	2.500 (5)	2.256.42 (4.51)
Manufactura	23	5	5	1	1
Reparación	18	5	5	1	3
Disponibilidad	14	4	5	1	3
Costo	10	3	5	1	1
<b>Totales</b>	<b>100</b>	<b>2.94</b>	<b>3.3</b>	<b>2.4</b>	<b>2.86</b>

Para asegurar la integridad estructural, se realizó un análisis estático de la viga quilla (*keel beam*) del fuselaje considerando las cargas a las cuales ésta iba a ser expuesta y utilizando un factor de carga de 2.5 gravedades (aproximado por el tipo de maniobras a realizar por reglamentación).

La máxima fuerza cortante y el momento hallados fueron de 219.2 Newtons y 753664 Newtons-milímetros respectivamente.

Gráfica 9. Posición de cargas de la viga quilla



La geometría de la viga quilla se calculó mediante un proceso de cálculo iterativo, lo cual permitió optimizar el desempeño de la aeronave y reducir el peso estructural. La Gráfica 9 muestra la geometría de la viga quilla, y la Tabla 13 muestra los parámetros geométricos de las cuatro configuraciones planteadas.

Tabla 13. Parámetros geométricos de la viga quilla (Todas las medidas en milímetros)

Configuración	A	B	C	D	Y (a)	Y (b)	Y
1	8	20	20	4	2	14	10
2	4	20	20	4	2	14	8
3	4	15	15	4	2	11.5	6.75
4	4	12	4	12	2	10	6

Área (1)	Área (2)	Inercia (1)	Inercia (2)	I (1)	I (2)	Inercia total
160	80	5333.33	106.67	7893.33	5226.67	13120
80	80	2666.67	106.67	5546.67	2986.67	8533.33
60	60	1125	80	2478.75	1433.75	3912.5
48	48	576	576	1344	1344	2688

Una vez obtenidas las dimensiones de las posibles configuraciones, se procedió a calcular el esfuerzo de flexión y la carga transversal en una viga quilla con cada una. La Tabla 14 muestra las propiedades

mecánicas aproximadas del triplex utilizado, y la Tabla 15 muestra los resultados de carga transversal y esfuerzo de flexión.

Tabla 14. Propiedades mecánicas del triplex

Propiedades mecánica aproximadas para el triplex Pizano				
$\rho$ [gr/cm <sup>3</sup> ]	Esfuerzo último [MPa]	Esfuerzo cortante [MPa]	Elongación (%)	Poisson
0.0545	44.44	2.158	0.027	0.422

Un modelo de fuselaje, fue sometido a un ensayo mecánico donde se cargó la estructura con 10 kilogramos, repartidos uniformemente a lo largo de todo el fuselaje; el resultado final demostró que esta

carga era fácilmente soportada. Un segundo ensayo mecánico fue realizado, esta vez, concentrando 24 kilogramos en el centro de gravedad; la estructura del fuselaje sostuvo el peso sin fracturarse.

Tabla 15. Resultados del análisis de la viga quilla

Fuerza cortante [N]	Momento [N-mm]	C [mm]	Esfuerzo flector [MPa]	S.F.
219.2	753.664	14	55.26	3.3
219.2	753.664	16	31.45	1.7
219.2	753.664	12.25	18.83	1.1
219.2	753.664	10	12.83	0.8

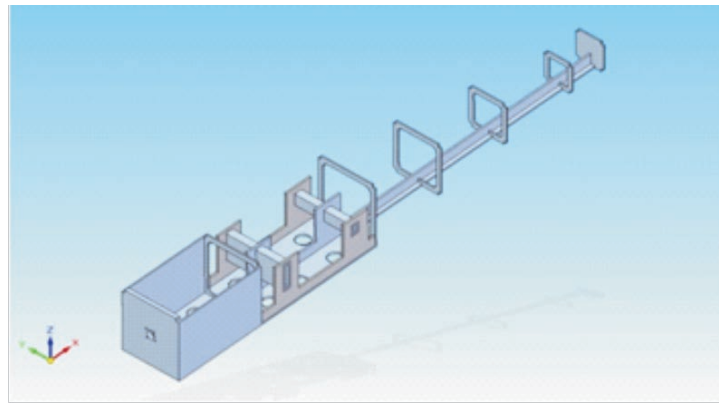
  

A [mm <sup>2</sup> ]	y' [mm]	Q [mm <sup>3</sup> ]	Carga transversal [MPa]	S.F.
128	2.38	304	0.63	3.39
96	2	192	1.23	1.74
71	1.9	135.13	1.89	1.14
56	1.86	104	2.62	0.82

El esfuerzo de torsión ejercido por la planta motriz se calculó con la potencia del motor y la máxima velocidad angular: 1,700 Watts y 2,500 RPM. Los valores de radio de giro y momento polar de inercia se hallaron mediante el uso de software CAE®.

La construcción de la viga quilla se definió según la geometría número dos ya que presentaba excelentes propiedades mecánicas y reducía notablemente el peso estructural. La configuración final se muestra en la gráfica 10.

Gráfica 10. Configuración final del fuselaje



**Análisis de resultados**

Una vez definidas las principales características del aeromodelo, se utilizaron las ecuaciones propias del

movimiento nivelado y sin aceleración para predecir el desempeño. Una nueva secuencia de cálculo fue programada en Excel®, cuyos resultados son presentados en la Tabla 16.

Tabla 16. Predicciones de desempeño de la aeronave.

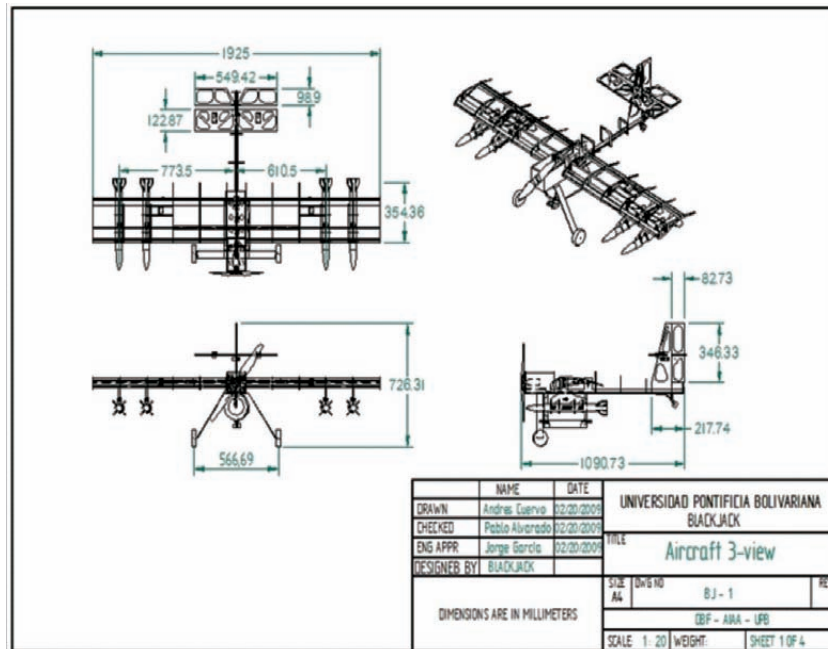
Avión vacío		Misión Ferry		Misión de cargas asimétricas		Misión de vigilancia	
Peso [lb]	11	Peso [lb]	11.8	Peso [lb]	17	Peso [lb]	20.9
$C_{D,0}$	0.05743	$C_{D,0}$	0.06583	$C_{D,0}$	0.07503	$C_{D,0}$	0.06583
Factor de Oswald	0.87	Factor de Oswald	82	Factor de Oswald	70	Factor de Oswald	40
T/W	0.5	T/W	0.5	T/W	0.75	T/W	1
$L/D_{max}$	7.92	$L/D_{max}$	6.05	$L/D_{max}$	3.63	$L/D_{max}$	4.15
Distancia de despegue [ft]	31.49	Distancia de despegue [ft]	36.49	Distancia de despegue [ft]	21.65	Distancia de despegue [ft]	32.83

Finalmente, la gráfica 11 muestra el prototipo final en vuelo durante el concurso y la gráfica 12 presenta las tres vistas principales del aeromodelo, junto con las dimensiones más significativas.

Gráfica 11. Prototipo final en vuelo



Gráfica 12. Dimensiones generales de la aeronave



### Conclusiones

La Universidad Pontificia Bolivariana como pionera de la formación aeronáutica en Colombia, cuenta con un grupo de investigación en Ingeniería Aeronáutica, equipo conformado por docentes y estudiantes, que están haciendo parte de los importantes avances tecnológicos de las aeronaves por medio del desarrollo de modelos radio controlados; proyectos actualmente reconocidos como DBF Blackjack, han promovido a

nivel mundial las capacidades de los ingenieros bolivarianos, generando excelentes expectativas sobre la evolución de la industria aeronáutica en Colombia.

El reto es continuar generando estos espacios investigativos dentro de las instituciones educativas, motivando a los estudiantes a ser proactivos, innovadores y consientes de la gran responsabilidad que asumen profesionalmente: Ser los líderes de la evolución aeronáutica nacional e internacional.

### Referencias

AIAA, Design/Build/Fly Competition 2008/09 Rules, [http://www.aiaadb.org/2009\\_files/2009\\_ruleshtm](http://www.aiaadb.org/2009_files/2009_ruleshtm)  
 Raymer, D (2006). Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA

Roskam, J (1989). Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. Roskam Aviation and Engineering Corporation.

### Sobre los autores

#### Juan Pablo Alvarado Perilla

Ingeniero Aeronáutico de la Universidad de San Buenaventura Bogotá, 2001. Docente del programa de Ingeniería Aeronáutica y miembro del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.

#### Jorge Iván García Sepúlveda

Ingeniero Aeronáutico de la Universidad de San Buenaventura Bogotá, 2005. MSc. Thermal Power (Gas Turbine Technology) de la Universidad de Cranfield (UK), 2007. Docente del programa de



Ingeniería Aeronáutica y miembro del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.

**Elizabeth Escobar Ospina**

Estudiante del programa de Ingeniería Aeronáutica y miembro del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.

**Andres Barrera Arena**

Estudiante del programa de Ingeniería Aeronáutica y miembro del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.

**José Luis Ramírez Ospina**

Estudiante del programa de Ingeniería Aeronáutica y miembro del Grupo de Investigación en Ingeniería Aeroespacial de la Universidad Pontificia Bolivariana, Medellín.

Los puntos de vista expresados en este artículo no reflejan necesariamente la opinión de la Asociación Colombiana de Facultades de Ingeniería.