

Diseño y manufactura de un avión a control remoto tipo SAE Aerodesign

Juan Miguel Díaz Mendoza, Alfredo Villanueva Montellano, Jorge Flores Garay, Shehret Tilvaldyev, Luis Vidal Pórtilla, Jesús Hernández

Universidad Autónoma de Ciudad Juárez

RESUMEN

Este proyecto tiene el propósito de desarrollar el diseño de un avión a control remoto tipo competencia Aerodesign. Por lo tanto se establecieron varios objetivos como: el diseño del perfil alar, calcular el área de sustentación, seleccionar el diseño de la estructura de alas y fuselaje, diseñar el de tren de aterrizaje y diseñar el sistema de dinámica y control. Basados en estos objetivos se realizó el diseño final del avión a control remoto. El proceso de diseño fue basado en la reglas que publica la Sociedad de Ingenieros Automotrices de Estados Unidos (SAE). Esta reglas establecen lo requerimientos mínimos del diseño con el objetivo de cumplir la capacidad de el avión de despegue y aterrizaje, así como poder levantar carga efectiva de 25 lbs. Por otra parte el diseño fue enfocado a obtener un avión capaz de cumplir los requerimientos de diseño de SAE Aerodesign y un bajo costo. En resumen el proyecto fue terminado en tiempo y objetivos planteados al inicio del proyecto se cumplieron. El avión realizó pruebas de desempeño y carga básicas que cumplieron con los objetivos propuestos.

Palabras clave: SAE, Diseño, Avión.

INTRODUCCIÓN

El diseño de aviones es una de las áreas donde se aplican los conocimientos de ingeniería en varios sistemas como la superficie de sustentación del ala y de superficie, análisis estructural, diseño de mecanismos (tren de aterrizaje), el análisis de tensión, el sistema de propulsión, la selección de materiales y fabricación.

El diseño de procesos de los componentes es fundamental para el rendimiento del producto, ya sea para la fase de prototipo o para la fase de ejecución antes de la producción. Dado que el rendimiento del producto es un elemento clave, las características de los componentes materiales y evaluaciones dimensionales son

clave para cumplir con estos requisitos en el diseño final.

El proceso de diseño es uno de los procesos más complejos en el desarrollo de productos. El proceso requiere la identificación de varios aspecto del producto final. Como se muestra en la figura 1 hay pasos críticos en cada proceso para asegurar los requisitos de aeronaves de las agencias de aviación respecto de aeronavegabilidad.

Kroo (2000) indica en su diagrama de diseño que el diseño conceptual es el paso donde los requisitos preliminares se desarrollan hacia el diseño detallado.

Ulrich (2012) en su libro de diseño y desarrollo de productos establece elementos en los procesos de diseño tales como:

- 1 - Planificación de Producto
- 2 - Desarrollo del concepto
- 3 - Diseño a nivel de sistema
- 4 - Diseño detallado
- 5 - Prueba y refinamiento

Estos pasos son similares a los procesos de diseño para un avión estipulados por Kroo (2000).

En este proyecto, los requisitos de diseño se basan en la norma SAE Aerodesing 2013 para cada categoría. Las normas se centran en cuatro áreas principales que debe cumplir el diseño de aeronaves, y el prototipo se puede evaluar en tres aspectos:

- a - Distancia de despegue y aterrizaje
- b - Carga útil
- c - Diseño total

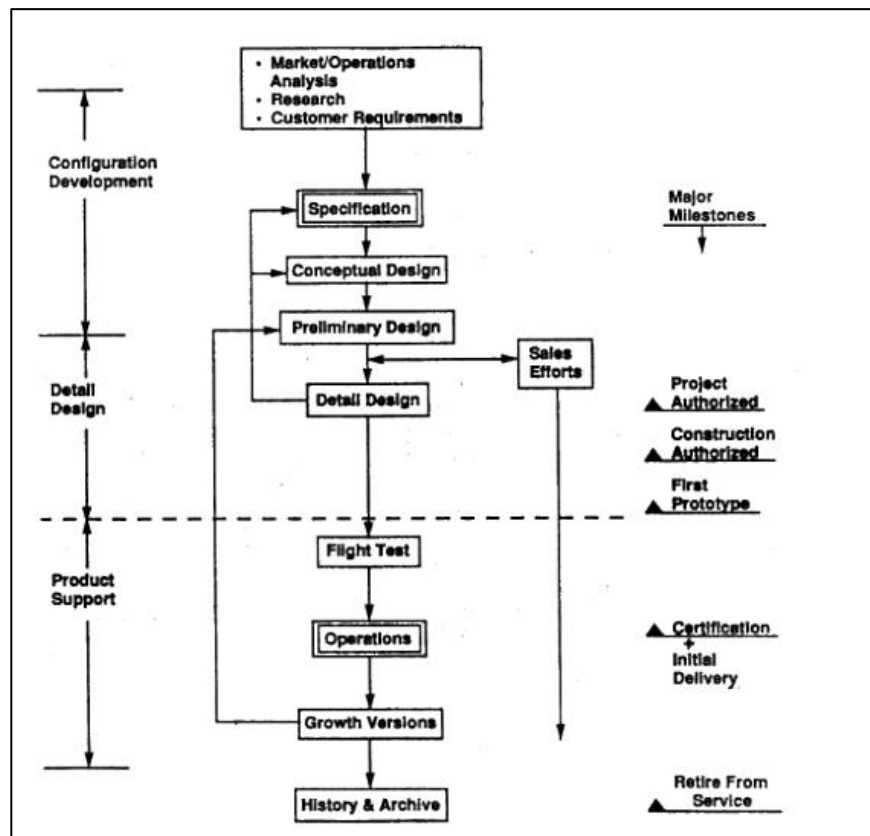


Fig. 1. Proceso de diseño de aeronaves (Kroo, 2000).

Estas tres áreas requieren el desarrollo de un diseño capaz de satisfacer cada necesidad, sin sacrificar el uno al otro.

Los requisitos de diseño requieren la selección de materiales para optimizar el peso, ya que es un criterio de diseño clave, que se basa en varios aspectos como la fuerza, peso, costo, tolerancias y otros; la

fase de diseño debe de tratar de seleccionar la mejor opción que cumpla con los requisitos y costo del producto. Las tolerancias de los componentes van a jugar un papel clave en el material elegido. El proceso de diseño también debe encontrar el mejor resultado para satisfacer los criterios de toda la vida del producto, que está vinculado a la garantía del producto. Teniendo en cuenta la metodología de proceso de desarrollo de producto de la tolerancia formulada por Creveling (1997), el señala que las áreas en las que el diseño debe ser validado antes de ser liberado a la fabricación, esto también debe aplicarse al diseño de componentes.

MÉTODOS

El proceso de diseño de aeronaves tiene que ser desarrollado siguiendo una metodología de diseño para asegurar los requisitos del producto sin sacrificar las necesidades del cliente (Ulrich, 2012).

Los elementos de diseño para analizar un avión son los siguientes:

- 1 - Aerodinámica
- 2 - Superficie de sustentación y el diseño del ala
- 3 - Rendimiento de la aeronave y el sistema de propulsión
- 4 - Estabilidad estática y dinámica de la aeronave
- 5 - Control de aeronaves
- 6 - Estructura de aeronaves

Otros elementos de diseño de la aeronave, que requieren un análisis de alta ingeniería, son los siguientes: análisis de

estructura, sistema de tren de aterrizaje, y la técnica de fabricación.

Aerodinámica de aviones

Este tema es uno de los más importantes, ya que dos de los tres requisitos de diseño: el despegue y la capacidad de aterrizaje, y los relevadores de carga útil en esta área del diseño. La aerodinámica se basa en tres leyes de la física teórica: la segunda ley de Newton, el movimiento o la ecuación de continuidad y la ecuación de Bernoulli. Estos se utilizan para analizar las restricciones de vuelo de las aeronaves. Las fuerzas que actúan en el avión son: Levante y peso, el empuje y arrastre (figura 2). Estas fuerzas se analizan con las tres leyes anteriores

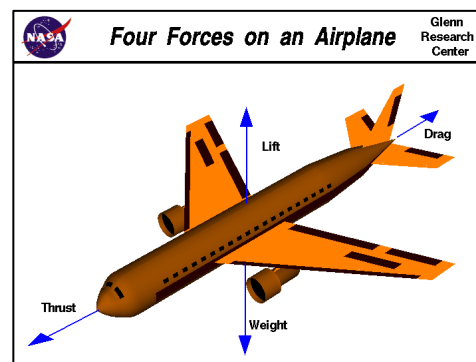


Fig. 2. Fuerzas Aerodinámicas (NASA, 2010).

La segunda ley de newton

Newton estados segunda bajas que la fuerza en un cuerpo es generado por la masa corporal y la aceleración aplicada sobre el mismo.

$$F = ma \quad (1)$$

Ecuación de continuidad

En la mecánica de fluidos, una de las ecuaciones utilizada para la dinámica de fluidos es la ecuación de continuidad. La ecuación analiza el control de volumen que fluye en el sistema con algunos parámetros.

Estos parámetros están relacionados específicamente con el fluido. Según White (2002) un volumen de control que fluye en los sistemas, están representados por cada uno de los parámetros del eje (figura 3).

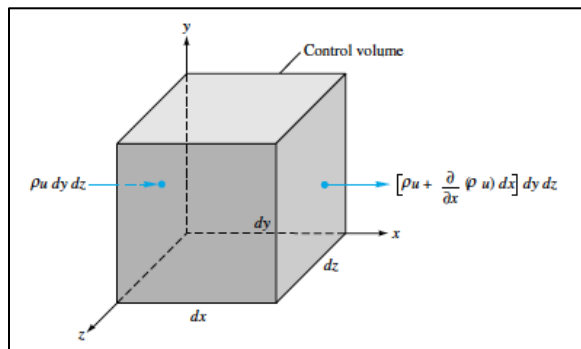


Fig. 3. El volumen de control (White, 2002).

La ecuación de movimiento considera que el flujo que entra en el sistema se mantiene constante, por lo que la solución de la ecuación diferencial nos da:

$$\rho_1 A_1 V_1 = \rho_2 A_2 V_2 \quad (2)$$

El análisis de la aerodinámica del avión también apoyará el ala y el diseño aerodinámico.

Selección aerodinámica y diseño del ala

La aerodinámica de la aeronave se basa en el perfil aerodinámico y el diseño del ala. Los aspectos del proceso de diseño de las alas están relacionados con su geometría:

1 - El ángulo de ataque.

2 - Cable y la Cámara.

3 - Grado de inclinación.

4 - Coeficientes de sustentación y arrastre.

5 - Superficie de elevación

6 - Impulso del ala

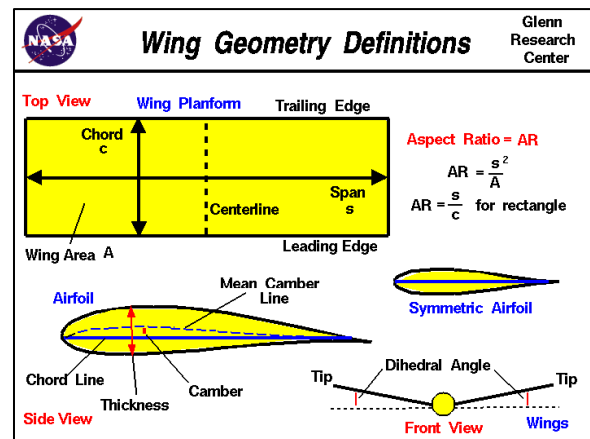


Fig. 4. Geometría general del ala (NASA, S.F.)

De acuerdo con Yechout (2003), el diseño del ala se basa en el diseño de perfil de ala o de selección. Los códigos NACA actualmente se utilizan para la selección del ala, el ángulo de ataque y otros parámetros. Sin embargo se requiere la optimización del diseño para asegurar que el ala tenga capacidad de elevación y el empuje adecuado se calcula para el rendimiento del avión.

La relación de aspecto (AR) da los valores para la cuerda y la envergadura.

Coeficientes del ala

Para determinar los parámetros propios del rendimiento de la aeronave que se necesita para determinar tres coeficientes

principales para el ala, lo que determinará el rendimiento del avión. Estos son (Yechout, 2003):

1. Coeficiente de sustentación

$$C_L = L / q * S \quad (3)$$

2. Coeficiente de arrastre

$$C_D = D / q * S \quad (4)$$

3. Coeficiente de impulso

$$C_M = M / q * S c \quad (5)$$

Factor de carga y velocidad de pérdida.

Para establecer el rendimiento de la aeronave se requiere establecer el factor de carga y velocidad de pérdida. Estos dos parámetros son fundamentales para la aeronave ya que se requieren para calcular la superficie del ala, el empuje del motor entre otros para asegurar la capacidad de despegue y aterrizaje.

El factor de carga se determina teniendo en cuenta la relación entre sustentación y el peso del avión.

$$n = L / W \quad (6)$$

La velocidad de pérdida se define como la velocidad a la que un avión puede perder capacidad de elevación, lo cual requiere haber definido el factor de carga y usando el coeficiente C_L (Carichner, 2010) y es estimado de la siguiente manera:

$$V_{perdida} = \sqrt{2} W \div p S C_{Lmax} \quad (7)$$

Rendimiento de aeronaves y sistemas de propulsión

El rendimiento de la aeronave requiere que algunos parámetros se definan para alcanzar los requisitos de diseño. Los parámetros están vinculados a la aerodinámica de aeronaves, propulsión y diferentes consideraciones de velocidad. Estos parámetros necesitan ser calculados para establecer parámetros de diseño y requisitos del sistema de propulsión.

Velocidad y empuje

La velocidad es uno de los parámetros necesarios para analizar adecuadamente el rendimiento del avión. La determinación de la velocidad aerodinámica también es importante para establecer la superficie del ala, parada, despegue, constante, acelerar y velocidad de aterrizaje. La relación se basa en la altitud, la presión del aire y la densidad. Con esta información la velocidad y el empuje adecuado pueden ser estimados.

Rendimiento de despegue y aterrizaje

El rendimiento de despegue y el aterrizaje es uno de los requisitos más críticos de la aeronave. La determinación de la velocidad y la distancia de recorrido en tierra para cada velocidad de la aeronave es crucial para la pérdida y el empuje de los requisitos de la aeronave.

Velocidad de despegue

El diseño de la aeronave requiere establecer la distancia de despegue y rodar tierra sobre la base de consideraciones de peso y empuje. El cálculo incluye los siguientes parámetros: velocidad de pérdida, el empuje, el ángulo de ataque, velocidad de elevación, número de Mach, la presión

dinámica y la aceleración. El análisis proporcionará los dos parámetros :

Velocidad de despegue:

$$V_{LOF} = 1.1 V_{perdida} \quad (8)$$

V_{LOF} : Velocidad de elevación

$V_{perdida}$: La velocidad de pérdida

Rollo de suelo:

$$S_G = 1 * Vg^2 / 2\bar{a} \quad (9)$$

$Vg = V_{LOF}$ cuando el viento es cero

$\bar{a}$: aceleración

Distancia de aterrizaje

El rendimiento de aterrizaje es otra fase muy exigente de la aeronave (Yechout, 2003). Para ello es necesario el control de la aeronave ya que las velocidades utilizadas estan cerca de la velocidad de la velocidad de pérdida y ascensor. El rendimiento de aterrizaje se calcula como sigue:

$$SG_{Aterrizaje} = \frac{W}{g p S (Cd - ur C_L)} \ln[1 + (Cd - ur C_L) p S V_{TD}^2] \quad (10)$$

Sistema de propulsión

El sistema de propulsión se basa en los siguientes factores :

- 1 - peso
- 2 - distancia de la pista
- 3 - La velocidad de perdida
- 4 - Velocidad

5 - Empuje

Cada uno de ellos requiere un cálculo para estimar ya sea el empuje o la potencia requerida por la aeronave.

En este proyecto, el motor ha sido ya definido por las normas SAE, que ha indicado que el motor a utilizar en el diseño debe ser :

1) O.S 61FX con silenciador E4010

2) Magnum XLS- 61A

El motor (1) tiene el poder de 1.9 Hp a 16.000 RPM (RCGroups, 1996), sin embargo, con esta información y datos de perfil aerodinámico NACA, la superficie de arrastre se calculará usando:

$$Pr = (C_{Do} + K C_L^2) \frac{W}{C_L} \sqrt{2} W / \rho C_L S \quad (11)$$

También la superficie de arrastre puede ser estimado usando:

$$S = 2W \div p V^2 C_{L_{max}} \quad (12)$$

Estabilidad de la Aeronave y Control

La estabilidad y el control de las aeronaves son parámetros muy importantes para el control de la aeronave. La estabilidad de la aeronave puede ser estática o dinámica, el análisis requiere establecer ecuaciones de movimiento para determinar los valores de fuerza e impulso de la aeronave. Ecuaciones del movimiento también proporcionará las especificaciones de las dimensiones físicas de la aeronave. Las ecuaciones de movimiento se crean en dos sistemas de coordenadas; el primero, que es el sistema de la aeronave y el segundo, es la tierra. En base a esto, las ecuaciones de movimiento

requieren vectores para calcular la fuerza, peso, empuje, la inercia e impulsos.

Transformación de coordenadas del sistema

Debido a la necesidad de tener los dos sistemas de coordenadas, se requiere que un sistema se transforme al otro.

Fuerzas

Las ecuaciones de las fuerzas que se requieren son:

$$\bar{F}_{peso} = \bar{F}_{gravedad} = \bar{F}_{GE} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ W \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (13)$$

La fuerza aerodinámica es:

$$\bar{F}_{aero} = \bar{F}_A = \begin{bmatrix} -D \\ F_A y \\ -T \sin(\theta T) \end{bmatrix} \text{Estabilidad} \quad (14)$$

La ecuación de la fuerza de empuje es:

$$\bar{F}_{Thrust} = \bar{F}_T = \begin{bmatrix} T \cos(\phi T) \\ 0 \\ -T \sin(\theta T) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (15)$$

La transformación se basa en las siguientes consideraciones

$$\begin{array}{rcl} 0 & \leq \Psi & \leq 360^\circ \\ -90^\circ & \leq \theta & \leq 90^\circ \\ -180^\circ & \leq \Phi & \leq 180^\circ \end{array}$$

Donde Ψ es guiñada, θ es el cabeceo y Φ es el balanceo. Teniendo en cuenta estas relaciones la transformación tiene este enfoque.

$$\left[\begin{array}{c} \text{sistema de} \\ \text{coordenadas} \\ \text{(tierra)} \end{array} \right] \xrightarrow{\Psi, \theta, \Phi} \left[\begin{array}{c} \text{sistema de} \\ \text{coordenadas} \\ \text{(aeronave)} \end{array} \right]$$

Entonces la formula para la fuerza es:

$$\bar{F}_E = X_E \hat{i}_E + Y_E \hat{j}_E + Z_E \hat{k}_E \quad (16)$$

La i , j y k son los vectores unitarios en el sistema de coordenadas de la tierra.

Para la transformación entre sistemas de coordenadas se va a utilizar el siguiente sistema de coordenadas para el cabeceo, guiñada y balanceo:

la primera de ellas será la condición de guiñada mediante el ángulo Ψ para vector de fuerza en esa dirección; para el ángulo del cabeceo, θ ; y para el ángulo de balanceo, Φ .

El sistema se representa en la figura 4.

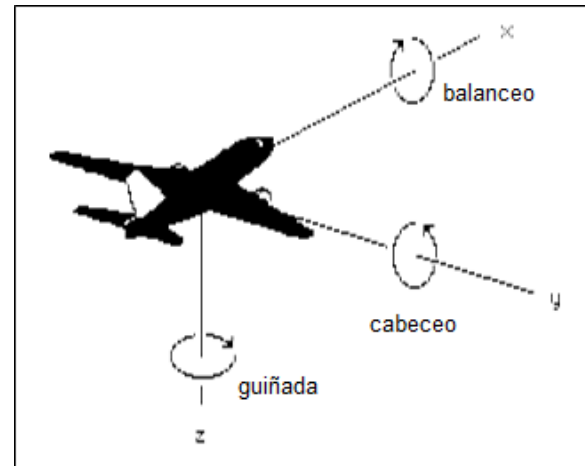


Fig. 4. Sistema de coordenadas

Momentos

Durante el proceso de vuelo las fuerzas que actúan en el avión va a generar momentos para mantenerlo estable. Esta relación se basa en el mismo sistema de transformación, lo que requerirá el desarrollo de cada uno de ellos. Becker

(2012) indica para una mejor estabilidad ecuaciones de momentos son necesarios para determinar correctamente cada uno de los ejes X, Y y eje Z. Roskam y Tau (1997) explican que el desarrollo de estos momentos y fuerzas proporcionará la configuración adecuada en la superficie de aeronaves para el alerón, cola y aletas.

Estabilidad longitudinal

La estabilidad y el control longitudinal proporcionarán los parámetros dimensionales en la aeronave para construir la estructura. El parámetro crítico es el de establecer el centro de gravedad del avión, que se calcula en base en el ascensor del ala y las fuerzas que actúan. En este proceso de análisis, un parámetro clave es el ángulo de ataque involucrados en el ascenso o el vuelo estable que proporcionará las condiciones para los parámetros (Yechout, 2003).

Estructura

El diseño de estructura de la aeronave requiere ser robusto para soportar la carga de las condiciones de vuelo, carga y aterrizaje. Dado que es un diseño de pared delgada, requerirá ser analizado desde tres aspectos en la mecánica de sólidos. Estos aspectos se aseguran de que la estructura es ligera, cadena y factible de fabricar.

Diseño estructural del ala

Dado que el proyecto limita el peso total de los aviones a realizar, se requerirá el análisis mecánico de un ala compuesta para asegurar la capacidad de elevación, así como la resistencia mecánica. El ala debe ser ligera como parte del diseño general.

Sistema de control

El avión requiera de un sistema de control adecuado para el momento estimado en el análisis de la estabilidad longitudinal. Los dispositivos que se utilizarán son servomotores controlados por un sistema de 2.4 GHz y un adecuado esfuerzo de torsión.

RESULTADOS

El diseño final de la aeronave ha sido desarrollado teniendo en cuenta materiales livianos como la madera de balsa y el poliestireno extruido. La mayoría de los parámetros se definieron y la aeronave fue diseñada con las siguientes especificaciones.

Selección superficie de sustentación.

La aerodinámica ha sido seleccionada de la base de datos de la Universidad de Illinois en Urbana y la Campaña (UIUC) y usando recomendaciones técnicas para la superficie de sustentación a baja velocidad con números de Reynolds bajos, que proporcionan un mejor coeficiente de C_L , que darán sustentación suficiente para las 65 libras. La distancia de despegue fue provista (200 pies para despegar), y el empuje se puede calcular con información del proveedor, usando las ecuaciones de velocidad y espacio para una superficie alar de partículas se puede determinar. Sin embargo, el empuje fue medido en laboratorio utilizando un accesorio para montar el motor con la hélice. El empuje se estimó en 38 N.

Diseño del ala

El diseño del ala requirió la estimación de algunos parámetros con el fin de calcular la superficie del ala. Estos parámetros fueron: velocidad para el despegue y ascenso.

Velocidad

Integrando del cambio de tiempo y el cambio de velocidad en una partícula, las siguientes ecuaciones se resuelven:

$F = ma$ donde $F = m(\frac{dv}{dt})$, despejando dv tenemos $Fdt/m = dv$; entonces $(F/m) \int_0^t dt = \int_0^v dv$, resolviendo tenemos finalmente $(F/m)t = v$

Para el cambio de velocidad: $ds/dt = v$, separando tenemos $ds = vdt$ e integrando $\int_0^s ds = \int_0^t vdt = \int_0^t (Ft/m)dt$; resolviendo tenemos $s = Ft^2/2m$, reemplazando a t tenemos $s = F(mv/F)^2/2m$, o $s = mv^2/2F$.

Como el espacio ya se conoce, entonces buscamos a v : $v = \sqrt{2sF/m}$

Como se mencionó antes el empuje del motor se midió en el laboratorio (38 N).

Sustitución de la fuerza con el valor equivalente a 38 N

Velocidad: $v = 12.505 \text{ m/s}$

Esta es la velocidad de pérdida, porque el despegue será $1.1V_{perdida} = 13.75 \text{ m/s}$

Utilizando ec. 7

$$V_{perdida} = \sqrt{2W \div pSCLmax}$$

Usando NACA aerodinámica S1210 (Salig, 1995) para una velocidad baja con C_L de 1,8 superficie de las alas se calcula con la ecuación anterior y considerando V como $V_{perdida}$ y $W = 289.44 \text{ N}$.

$$S = 2W/pCLmaxV_{perdida}^2$$

$$S = \frac{2(29.505)}{1,1226(1,8)(12.505)^2} = 1.832 \text{ m}^2$$

La superficie calculada se utiliza para el ala.

Se estiman la cuerda y envergadura considerando la relación de aspecto del ala (AR). Esta estimación dará las dimensiones de las alas. Hay varias consideraciones AR para el ala rectangular y afilada, la ecuación es :

$$AR = b^2/S \quad (17)$$

Dónde:

AR: es la relación de aspecto del ala

b : es la envergadura

S : superficie alar

Teniendo en cuenta la información de Goldschmied (1986) utilizando la información de la NASA para los perfiles de la superficie de sustentación, sugieren el valor de 8 a 10 para AR. Sin embargo, Yechout (2003) sugiere que AR debe ser entre 12 y 18. Sobre la base de estas dos propuestas, AR se define como: $AR = 12$

Con base en estos datos, la envergadura será:

$$b^2 = S * AR; \quad b = \sqrt{S * AR};$$

$$b = 4.68 \text{ m}$$

Estos resultados están proporcionando los principales parámetros de la aeronave.

Sistema de propulsión

El sistema de propulsión fue definido por las especificaciones de las normas el

cual fue indicado para utilizar las siguientes opciones para el motor :

- 1- O.S 61FX con silenciador E4010
- 2- Magnum XLS- 61A

El motor tiene poder de 1,9 Hp a 16.000 RPM (RCGroups, 1996)

La selección de la hélice se basó en las recomendaciones RCGroups para este motor, se utilizaron

- 1- Brake in : 11x7
- 2- Regular : 13x6, 14x6

Estabilidad y control

En esta sección, el análisis será en el aspecto de control de vuelo.

Los datos iniciales

a) Ubicación del centro de gravedad (CG)

El equipo aplicó el método propuesto por Goldschmied (1986) para garantizar un análisis correcto.

1- Estimar el CG del avión que incluye todos los pesos, excepto el peso del ala.

2- Ubique el centro aerodinámico (CA) del ala en el GC obtenido previamente.

3- Calcula de nuevo el centro de gravedad.

b) dimensionamiento preliminar de la cola

Raymer propuso valores históricos de proporciones de volúmenes de cola para los aviones con las condiciones de diseño similar a la nuestra. De Raymer

consideramos el lapso estabilizador horizontal ; $\bar{x} = 0.55$ y la longitud vertical estabilizadora; $\bar{y} = 0.04$. Anderson propuso dos ecuaciones a tamaño los respectivos estabilizadores de acuerdo a sus volúmenes.

Estabilidad Longitudinal Estática

Usando la metodología propuesta, se derivaron los coeficientes de momento de la aeronave completa para estudiar el comportamiento longitudinal de nuestros aviones. Se estimaron por separado las diferentes contribuciones de los tres elementos principales: ala, fuselaje y el estabilizador horizontal. Las sumas de estas tres contribuciones son los siguientes:

El análisis de estos datos nos encontramos con una ángulo de recorte para $\alpha = 7.28^\circ$ (figura 5).

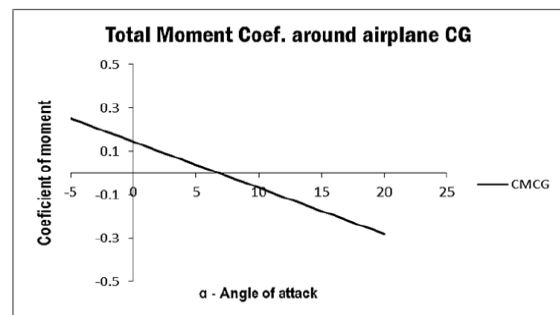


Fig. 5. Coeficientes de momento alrededor del CG.

La estabilidad lateral-direccional

El análisis de la estabilidad lateral - direccional fue seguido de acuerdo con el método simplificado para estimar el coeficiente angular del momento de guiñada, la curva típica de los momentos de guiñada propuestas por (NASA, 2010), y la retroalimentación empírica del piloto. La

estabilidad direccional lateral fue en primer lugar, evaluada utilizando el software XFLR5 y optimizado por probar "in situ" la selección de un VVT de 0.04.

Superficie del alerón

La superficie del alerón se estimó considerando las relaciones propuestas por (NASA, 2010) que relaciona la envergadura y la cuerda de alerón. Las superficies se obtuvieron utilizando la regla del 20 % - 30 % (de la superficie del respectivo estabilizador) propuesto por Goldschmied (1986) utilizando la información del piloto de los tres elementos se modificaron ligeramente.

Estructura

Fuselaje

La función del fuselaje es para albergar la carga útil, así como los componentes de la aeronave tales como la cola, ala, tren de aterrizaje, así su estructura debe ser lo suficientemente fuerte para soportar las cargas y la carga útil.

El objetivo era levantar tanto la carga útil en condiciones óptimas de seguridad mientras que se adhiere a la predicción de la carga útil. El muelle de carga debe ser incorporado en el fuselaje de una manera que permite a los usos para cargar y descargar rápidamente la carga útil.

El equipo procedió a elaborar diversos diseños para el fuselaje en busca de un diseño ligero y rígido. La primera opción era un tipo de armadura fuselaje, pero después del análisis se decidió que no se ajustaba a nuestras metas e interfería con el acceso a la bodega de carga. La segunda opción era una estructura semimonocoque. El fuselaje cumplió con los requisitos y se procedió a establecer las dimensiones del mismo. El fuselaje se construyó enteramente de madera. Los principales tipos de madera utilizados fueron: hojas de madera de balsa de 1/8" de grosor, largueros de madera de balsa de 3/8" x 3/8" y 1/4" x 1/4" y 1/4" de madera contrachapada de abedul.

Control remoto y Servo dimensionamiento

Para dar un control óptimo de la aeronave, se consideró el uso de 5 servos, uno para cada alerón, uno para el ascensor, otra para el timón de dirección, y el último para el control de la aceleración del motor. El control remoto seleccionado fue el 6JA Futaba con 6 canales. La selección de los servos correcta es también otro punto determinante en el diseño de la aeronave. Es por eso que es importante calcular el par máximo necesario para operar las diferentes superficies de control. El par máximo de los diferentes servos durante el vuelo se calcula utilizando la siguiente ecuación:

$$Esfuerzo\ de\ torsión = 8.5 \times 10^{-6} \cdot \left(\frac{C^2 \cdot V^2 \cdot L \cdot \sin \alpha \cdot \tan \alpha}{\tan \beta} \right)$$

Para los alerones máximo esfuerzo de torsión fue 36.477 oz-in, el ascensor, 26.552 oz-in, y para el timón 24.717 oz-in. En base a esto, los servos elegidos fueron el

Futaba S3004, con un máximo esfuerzo de torsión de 57 oz-in, a 6.0 V.

RESUMEN Y CONCLUSIONES

El diseño en el análisis de las aeronaves cumplieron los objetivos propuestos. Los resultados en el rendimiento fueron los siguientes en algunas de las categorías:

Cargo útil: la aeronave levanto 7 libras en la prueba inicial , sin problemas en la estructura.

Despegue y aterrizaje: la aeronave tuvo un muy buen desempeño en ambas maniobras sin problemas.

Estabilidad y control: El rendimiento inicial era bueno, sin embargo, en la siguiente prueba no se logro mantener el control y no pudo despegar debido a la estabilidad.

Las siguientes conclusiones se han extraído de los resultados y resumen anterior:

Las consideraciones de diseño deben visualizar el comportamiento del diseño en diferentes escenarios de carga.

El diseño preliminar deberá ser validado antes de construir el prototipo ya que fallas durante la prueba serán más caros debido a la caída y costo de la reparación.

En el diseño también debe ser considerado el servicio ya que a largo plazo, la aeronave debe ser tener un servicio rápido para poder volver a volar en corto tiempo.

REFERENCIAS

Becker, M. C. (2012). In flight collision Avoidance controller Based only on OS4embedded

sensors. (G. Carin, Ed.) Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering , 34 (3), 294-307.

Carichner, G. E. (2010). Fundamentals of Aircraft and Airship design (Vol. 1). (J. A. Schetz, Ed.) AIAA.

Creveling, C. M. (1997). Tolerance design. A handbook for optimal specifications (Vol. 1). Addison Wesley.

Goldschmied, F. M. (1986). Aerodynamic design of low speed Aircraft with NASA fuselage/wake propeller configuration. In AIAA (Ed.), Aircraft Systems, Design & Technology Meeting. 1, p. NA. Dayton Ohio: American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Kroo, I. S. (2000). Aircraft Design: Synthesis and Analysis (Vol. 1). (S. University, Ed.) Stanford University.

NASA. (2010). AERODYNAMICS. (U. government, Producer) Retrieved JUNE 02, 2013, from NASA.ORG: www.nasa.org

NASA. (2013). NASA. Retrieved Jun 2013, from nasa.org: www.nasa.org

RCgroups. (1996). RC groups/forums. Retrieved Jul 28, 2013, from www.rcgroups.com: www.rcgroups.com

Roskam, J., & Tau, C. (1997). Airplane Aerodynamics and Performance (Vol. 1). (DARCorporation, Ed.) Lawrence, Kansas, USA: DARCorporation.

Ulrich, D. (2012). Product design and development (Vol. 1). (D. Ulrich, Ed.) USA: MC. GrawHill.

White, F. M. (2002). Fluids Mechanics 5th Edition (5th edition ed., Vol. 1). Mc GrawHill.

Yechout, T. R. (2003). Introduction to Aircraft Flight Mechanics (Vol. 1). Blacksburg, VA, USA: AIAA.