

SIMULACION DEL CONTROL DE POSICION DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

Juan Camilo Arcila

*Universidad Pontificia Bolivariana
Semillero de Investigación en Ingeniería Aeronáutica
camilo2240@yahoo.com
Medellín*

Abstract: En este artículo se hace una completa descripción del proceso investigativo y su posterior montaje en MAT LAB que se utilizó para encontrar la posición de un dirigible en ascenso vertical (VTOL) con respecto al tiempo. El dirigible ha sido un proyecto del Semillero de Investigación en Ingeniería Aeronáutica de la Universidad Pontificia Bolivariana en la ciudad de Medellín (Colombia), y se espera que los resultados obtenidos sean de gran utilidad para el grupo. Este dirigible tiene una diferencia fundamental con respecto a los que se conocen comúnmente en el mercado; si se mirase de forma lateral tiene la forma de un perfil alar y no de un elipsoide alargado en la parte de atrás, esta forma con el fin de utilizar la fuerza de sustentación que actúa en el perfil como una fuerza sustentadora de mas, adquiriendo así un importante ahorro en la cantidad del helio que utilizaría normalmente.

Palabras clave: Dirigible, cuerpo sustentador, perfil aerodinámico, principio de Arquímedes, Método de Runge Kutta, Resistencia Aerodinámica

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

1. INTRODUCCION

Existen países donde la publicidad posee una gran cantidad de recursos permitiéndole una versatilidad y una capacidad de impactar en el público de manera positiva y contundente, los recursos no se limitan a los medios visuales convencionales como los conocemos en nuestro país si no que tienen el apoyo de un importante mecanismo como lo es el dirigible que se constituye en un medio de difusión directo y llamativo para el receptor del mensaje, que lo vuelve imprescindible para colocar la imagen de cualquier producto en una referencia muy alta frente a cualquier competidor y cualquier medio, además no podemos desconocer la gran funcionalidad que posee este artefacto gracias a sus características de vuelo que lo convierten en una gran herramienta para el campo de la seguridad privada y militar como también para los fines estrictamente científicos, la toma de fotografías, videos, reconocimiento de terreno, muestras meteorológicas, etc. En nuestro país no existe esta posibilidad, la construcción de dirigibles se remite solo a pequeños globos anclados para publicidad exterior que carecen de control y poseen ataduras bastante seguras para evitar que el globo vuele libremente, limitando de gran manera la posibilidad de que el mensaje sea llevado a personas diferentes a aquellas que circulan cerca del sitio donde se encuentra estático el globo lo que lo convierte solo en un tipo de publicidad exterior que se diferencia únicamente en textura del resto de la publicidad pero no crea la sensación de sorpresa, de atrapar la atención de los transeúntes que es lo que necesita la publicidad actual, si nos referimos a otros campos es semejante la situación, no existe una gama de posibilidades amplia que permita escoger los mecanismos adecuados para que cumplan cabalmente la función requerida, si deseamos reconocimiento de espacios, de lugares de manera silenciosa y con la posibilidad de realizar una observación más detallada a baja velocidad en estos momentos se debe realizar a través de UAV o helicópteros que presentan cierta debilidad frente a un mecanismo que sin ruido pueda simplemente flotar en el aire con la propulsión del viento y realice tomas que gracias a la ventaja de permanecer casi estático permitirá que el video y la fotografía obtenidos sean de gran calidad, y en el caso de ser utilizado con fines científicos sería de gran utilidad por que este se convierte en un laboratorio detenido en el aire por tiempo

prolongado para mediciones en diferentes etapas del día y las variaciones físicas y químicas producidas en el tiempo, por tanto la necesidad esta planteada. El medio requiere otra opción, una opción que les brinde ventajas que otras aeronaves no puedan ofrecer con la misma comodidad, manejabilidad, innovación y precio.; es necesario crear una cultura diferente, aquello que lleva más de cien años volando ahora en nuestro país sería un nuevo paradigma una forma diferente de concebir ciertos elementos que ya existen y adaptarlos a nuestro entorno, para ello es necesario realizar un análisis exhaustivo de varias condiciones o variables que afectan el diseño, como lo son el tamaño, el gas a utilizar, materiales, propulsión, controles, legislación, todo esto debe ser estudiado y seleccionado de manera meticulosa para hacer viable un proyecto de diseño y construcción de un dirigible que sea pionero en nuestro país y que económica y funcionalmente llenen ese espacio de trabajo amplio que otros mecanismos no podrían cubrir con tanta pertinencia.

2. MODELADO, SISTEMA DE ECUACIONES Y SOLUCIONES ALTERNAS PARA LA ECUACION ENCONTRADA

2.1 Planteamiento Ecuación Diferencial:

Se comenzó por identificar las variables que hacen que cambien el sistema y se elaboró una serie de hipótesis razonables. Ahora, suponiendo que el dirigible esta ascendiendo:

$$f_s = f_{shelio} + f_{sperfil} + 2f_m$$

$$f_w = -mg - d$$

$$f_s + f_w \quad \text{Fuerza neta}$$

En donde:

F_s: Fuerza sustentadora total

F_{shelio}: Fuerza sustentadora del helio

F_{sperfil}: Fuerza sustentadora del perfil

F_m: Fuerza de cada motor

m=masa del sistema

g=gravedad

F_w=peso

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

Si suponemos que la aceleración es cero y se efectúa una sumatoria de fuerzas, entonces, por la segunda ley de Newton:

$$f_s + f_w = ma$$

$$f_{shelio} + f_{sperfil} + 2f_m + w = ma$$

$$f_{shelio} + f_{sperfil} + 2f_m - (mg + d) = m \frac{\partial^2 s}{\partial t^2} \quad (1)$$

En donde:

$$m = m_k + m_{pl}$$

Mpl: Carga paga del vehiculo
Mk: Suma de las masas de los sistemas del vehiculo

$$f_{sperfil} = q * C_l * s$$

q: Presión dinámica
S: Wing Area
Cl: Coeficiente de Sustentación
v Velocidad de la aeronave

$$f_{shelio} = (\rho_{aire} - \rho_{helio}) g v$$

V: Volumen de gas adicionado
Daire: Densidad del aire
Dhelio: Densidad del helio
g: Gravedad

$$D = q * C_d * s$$

Cd= Coeficiente de resistencia aerodinámica

La ecuación (1) es equivalente a la ecuación de equilibrio aerostático del dirigible (Principio de Arquímedes):

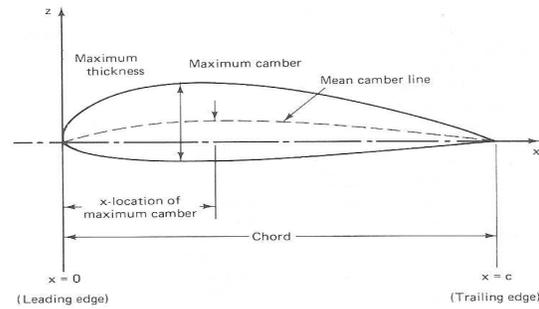
$$v * (\rho_{aire} - \rho_{helio}) g + 2f_m + f_{sp} = mg$$

2.2 Programas Alternos Para La Solución De La Ecuación (1)

2.2.1 Diseño del perfil

El perfil de un ala es la figura geométrica que se obtiene al realizar un corte transversal del ala, del perfil depende en gran medida el comportamiento

de la aeronave, tanto la capacidad de sustentar como la resistencia aerodinámica están influidas por el perfil.



La forma del perfil está determinada por la línea de combadura y por su altura máxima que es la máxima distancia entre la línea de combadura y la línea de cuerda que une el borde de ataque (Parte frontal del perfil) con el de fuga (Parte trasera del perfil), la línea de combadura determina el punto medio del perfil a lo largo de toda la cuerda. La altura, la combadura máxima y la cuerda son los parámetros que se utilizarán para el diseño del perfil.

La línea de combadura está representada por una ecuación cuadrática definida por partes, es decir, una ecuación desde el borde de ataque hasta la posición de máxima combadura y otra de este punto al borde final de fuga. Según todos estos planteamientos, la ecuación de la línea de combadura debe cumplir las siguientes restricciones:

- Coincidir con la línea de cuerda en los extremos del perfil.

$$y_c(0) = y_c(n) = 0$$

- Alcanzar un máximo en el punto de máxima combadura.

$$y_c(p) = y_{cmax}$$

$$\frac{d}{dx} y_c(p) = 0$$

La ecuación que satisface estas restricciones tiene la forma general:

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

Para $x \leq p$

$$y_c(x) = y_{c \max} * \frac{2px - x^2}{p^2}$$

Para $x > p$

$$y_c(x) = y_{c \max} * \frac{1 - 2p + 2px - x^2}{(1 - p)^2 * 5}$$

Los ingenieros de la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) se basaron en dos perfiles (El Go ttingen 398 (Aleman) y el Clark (Británico)) para parametrizar la distribución del espesor del perfil a lo largo de la cuerda. El resultado que obtuvieron fue:

$$\pm y_t = 5t * 0.29690 * \sqrt{x - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.28430x^3 - 0.10150x^4}$$

Donde t es la altura máxima del perfil.

Esta distribución de espesor se debe combinar con la línea de combadura para producir las coordenadas de la superficie del perfil. Con este fin se define un ángulo θ como:

$$\theta = \tan^{-1} \frac{d}{dx} y_c$$

Las coordenadas (x_u, y_u) de la superficie superior del perfil están dadas por:

$$x_u = x - y_t \sin(\theta)$$

$$y_u = y_c + y_t \cos(\theta)$$

Las coordenadas (x_1, y_1) de la superficie inferior del perfil están dadas por:

$$x_1 = x + y_t \sin(\theta)$$

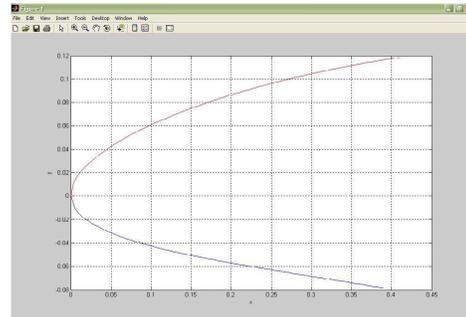
$$y_1 = y_c - y_t \cos(\theta)$$

Con estas ecuaciones queda completamente determinado el perfil, solo falta repetir el procedimiento para distintos valores de x ;

Para poder dibujarlo se utilizo un programa en MAT LAB que dibuja el perfil de acuerdo a unas características dadas.

Según esto, se intento programar un código el cual arrojara una grafica del perfil pedido, objetivo que se logro solo hasta la mitad, tal vez por un error en el código, ya que las ecuaciones en las cuales se basa el programa se compararon con otros documentos de alta calidad y sin duda alguna no tienen error.

En el siguiente grafico, podemos ver el perfil NACA 2412 hasta donde el código lo permitió.



Parte delantera perfil NACA 2412

Como solución alterna se exportaron las coordenadas de varios perfiles aerodinámicos de PROFILI 2.16 y se compararon en MAT LAB, para una posterior observación en la interfaz gráfica.

2.2.2 Calculo del coeficiente de sustentación

Al analizar con mas detalle la ecuación (1), sobre la cual se basa este documento, es necesario hacer un programa alternos que calcule el Cl(Coeficiente de sustentación), y así poder obtener la fuerza sustentadora del perfil. Para este fin, se recurre a utilizar teoría fina del perfil aerodinámico.

El Aleman Ludwing Prandtl (1875 - 1953) desarrollo esta teoría a comienzo del año 1900, empezó por modelar un perfil que tenia una línea media de circulación. Debido a que no se puede tener el fluido aire a través de la superficie de un sólido (perfil o ala) porque las velocidades y presiones varían alrededor de la superficie del sólido. La velocidad normal sobre la superficie del ala es balanceada por la velocidad normal inducida de la turbulencia distribuida a lo largo del ala. Esta asunción da como resultado la siguiente ecuación integral:

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR
EN ASCENSO VERTICAL

$$\frac{1}{2\pi v} \int_0^n \frac{\gamma(x')}{x-x'} dx' = \alpha - \frac{dz}{dx}$$

En la ecuación, v es la velocidad del aire, n es la longitud de la cuerda, α es el ángulo de ataque, y $Z = Z(X)$ es la ecuación que describe la línea media de circulación. La cantidad γ es la función de distribución de la turbulencia que se necesita calcular. Volviendo a la distribución de la turbulencia, esta puede aproximarse utilizando series de Fourier:

$$\gamma(\theta) = 2v[A_0 \cot(\frac{\theta}{2}) + \sum_{n=1}^{\infty} A_n \sin(n\theta)]$$

Aplicando un cambio de variable de x a θ se tiene la ecuación:

$$x = \frac{c}{2}(1 - \cos(\theta))$$

$$A_0 = \alpha - \frac{1}{\pi} \int_{\theta=0}^{\pi} \frac{\partial z}{\partial x} d\theta \quad A_n = \frac{2}{\pi} \int_{\theta=0}^{\pi} \frac{\partial z}{\partial x} \cos(n\theta) d\theta$$

La cantidad θ varía de 0 a π

Una vez que los coeficientes de A son conocidos, el coeficiente de sustentación puede calcularse a partir de la relación dada por la siguiente ecuación. Los términos ρ_{aire} y v son la densidad y la velocidad del viento relativo y L es la fuerza de sustentación sobre el ala:

$$C_l = \frac{L}{\frac{1}{2} \rho_{aire} v^2 s} = \pi(2A_0 + A_1)$$

Ahora que se tienen las ecuaciones necesarias para resolver el coeficiente de sustentación, se crea un programa en MATLAB, el cual nos arrojará dicho dato; Para resolver las ecuaciones que tienen integrales se utiliza el método de integración de Simpson, una vez encontrados los coeficientes de A , el programa procede a calcular el coeficiente de sustentación.

De el programa de creación del perfil aerodinámico, se pueden rescatar dos formulas que se utilizan para solucionar los coeficientes de A . La ecuación para la línea de camber se define en dos partes, antes del camber máximo y después del mismo, entonces, de acuerdo a esto derivamos las dos ecuaciones obteniendo los siguientes resultados:

Para $x \leq p$

$$\frac{d}{dx} y_c = \frac{2y_{cmax}(p-x)}{p^2}$$

Para $x > p$

$$\frac{d}{dx} y_c = \frac{2y_{cmax}(p-x)}{(1-p)^2}$$

En donde:

y_{cmax} = Máxima altura del camber

p = Ubicación máxima altura del camber con respecto a la cuerda

Después de que el programa calcule el coeficiente de sustentación con las ecuaciones anteriormente dadas, se procede a calcular fuerza de sustentación ejercida por el perfil.

$$f_{sperfil} = q * C_l * s$$

Lamentablemente, este programa tampoco arroja los resultados esperados, ya que el coeficiente de sustentación que calculaba no era acorde a los datos del PROFILI 2.16, así que se optó también por utilizar las graficas de este en MATLAB

2.3 METODO NUMERICO APLICADO PARA LA SOLUCION DE LA ECUACION DIFERENCIAL

Uno de los métodos más utilizados para resolver numéricamente problemas de ecuaciones diferenciales ordinarias con condiciones iniciales es el método de Runge-Kutta de cuarto orden, el cual proporciona un pequeño margen de error con respecto a la solución real del problema y es

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

fácilmente programable en un software para realizar las iteraciones necesarias.

El método de Runge-Kutta se utiliza para resolver las ecuaciones diferenciales de la forma:

$$\frac{dy(t)}{dt} = f(t, y) \quad y_0 = y(t_0)$$

Y es sumamente útil para casos en los que la solución no puede hallarse por los métodos convencionales (como separación de variables). Hay variaciones en el método de Runge Kutta de cuarto orden pero el más utilizado es el método en

el cual se elige un tamaño de paso h y un número máximo de iteraciones n que,

$$y_0 = y(t_0)$$

$$k_1 = h \cdot f(t_i, y_i)$$

$$k_2 = h \cdot f\left(t_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{k_1}{2}\right)$$

$$k_3 = h \cdot f\left(t_i + \frac{h}{2}, y_i + \frac{k_2}{2}\right)$$

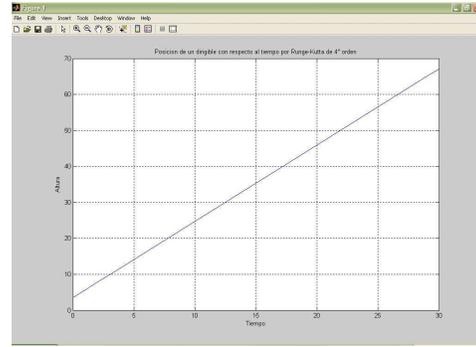
$$k_4 = h \cdot f(t_i + h, y_i + k_3)$$

Y se realiza la iteración

$$y_{i+1} = y_i + \frac{1}{6}(k_1 + 2k_2 + 2k_3 + k_4)$$

Para $i=0, \dots, n-1$. La solución se da a lo largo de intervalo $(t_0, t_0 + hn)$

Este método es bastante utilizado para resolver ecuaciones diferenciales, así que se hace un programa en MAT LAB el cual nos arroja una gráfica, y se comprueba por ODE45 que es un comando interno que tiene MATLAB para resolver ecuaciones diferenciales por medio de Runge – Kutta; El resultado es idéntico en ambos programas.



Gráfica de la posición de un dirigible con respecto al tiempo, solucionando la ecuación por Runge-Kutta y ODE45

2.3.1 Datos Puntuales

Los datos puntuales son aquellos datos que se conocen actualmente del proyecto, los cuales se utilizarán para trabajar en el programa.

$$m_{pl} \text{ (Carga paga)} = 0\text{kg}$$

$$m_k \text{ (Masa del Vehículo)} = 607.9\text{gr}$$

- Dos motores AXI 2808 20 = 114 gr
- Dos speed control Jeti 30 = 56gr
- Tres Futaba s3305 Servo High torque = 39.5gr
- Dos APC 9X6 Propeller = 20gr
- Receptor 8 canales = 8.4gr
- Batería Lipo 11.1v 3200mAh 20 c = 270gr

$$\rho_{aire} \text{ (Densidad del aire)} = 1.293\text{kg} / \text{m}^3$$

$$\rho_{helio} \text{ (Densidad del helio)} = 0.1785\text{kg} / \text{m}^3$$

$$V_e \text{ (Velocidad del Dirigible)} = 5.0125\text{m/seg.}$$

5. CONCLUSIONES

Al utilizar MAT LAB como software de apoyo matemático para la resolución de ecuaciones y programación de códigos alternos, se abren nuevas posibilidades para todos los estudiantes de la materia, ya que de ahora en adelante se podrán utilizar estas herramientas en futuros problemas de ingeniería.

SIMULACIÓN DEL CONTROL DE POSICIÓN DE UN DIRIGIBLE CON FORMA DE PERFIL ALAR EN ASCENSO VERTICAL

El método de Runge Kutta de cuarto orden es un muy utilizado, ya que es práctico y preciso al momento de resolver las ecuaciones, será un importante método a tomar en cuenta el resto de la carrera.

Los programas alternos, los cuales presentaron problemas, son una buena opción para el programa final, y así darle un complemento muy eficaz al mismo, así que este trabajo esta dispuesto a mejoras futuras por parte del autor y de los lectores

REFERENCIAS

Ruiz Lizama, Edgar – Raffo Lera, Eduardo. Calculation of a aerodynamic coefficients using MATLAB. UNMSM, 2005

Abusleme Hoffman, Angel Christian. Control difuso de vehiculo volador no tripulado. Pontificia Universidad Católica de Chile. Departamento de Ingeniería Eléctrica. Santiago de Chile, 2000

Rivera López, Luís Alonso, Diseño y construcción de un dirigible a radio control. Universidad de los Andes – Departamento de Ingeniería Mecánica. Santafe de Bogota - Colombia, 2000

Muñoz, Algarin – Ortega, M.G. Identificación y control de posición de un sistema de levitación neumática. XXV Jornada de Automática. Ciudad Real, 2004

Oviedo, Jorge Mauricio. Sistema de ecuaciones diferenciales – Resolución por medio de Maple, Matematica, Gauss, Mat Lab y Macros en Excel. UNC

Alfaro, Victor. Métodos numéricos para la solución de ecuaciones diferenciales ordinarias

(EDO). Universidad de Costa Rica, Escuela de Ingeniería Eléctrica, Costa Rica, 2002

Gutierrez Mier, Pedro Ángel. Planificador de misión para vehículos aéreos autónomos usando sistemas de información geográficos

Suay Belenger, Juan Miguel. ¿Por qué vuela un avión?, la eterna pregunta

Castro Payares, Carlos Armando. Análisis Numérico

Cárdenas, Elsa – Amerio, Andrea, Boschetti, Pedro. Simulación numérica de la sustentación en el ala de un avión no tripulado. VIII Congreso Internacional de Métodos Numéricos en Ingeniería y Ciencias Aplicadas. Caracas - Venezuela, 2006

Cuervo Díaz, Andrés Felipe. Análisis Comparativo en CFD entre formas básicas y prototipos para un dirigible. Universidad Pontificia Bolivariana – Semillero de Investigación en Ingeniería Aeronáutica. Medellín, Colombia 2007

Martínez, Juan Jaime. Diseño y construcción de dirigible a radio control para uso publicitario. Universidad de los Andes – Facultad de Ingeniería Mecánica. Santafe de Bogota – Colombia , 2002

Lutz, Cyril – Ruegg, Maurice. Design and construction of a radio controlled blimp. Realgymnasium Rämibühl. Zürich, 1998