

SEGUIMIENTO AUTOMÁTICO DEL TERRENO PARA UN AEROAPLICADOR AUTÓNOMO

Pedro P. Mitidieri, Bernardo M. Concia, Augusto J. Zumarraga

Departamento de Aeronáutica, Calle 116 e/ 47 y 48 - Facultad de Ingeniería - La Plata (1900)
- Argentina
pedro.mitidieri@ing.unlp.edu.ar

Introducción

El uso de aeronaves para la aplicación aérea en la producción agrícola es una práctica extendida y consolidada en nuestros días; que data desde mediados del siglo XX. Sin embargo los desarrollos tecnológicos que han revolucionado la seguridad en la aviación comercial no han tenido mayor impacto en este campo, a excepción de la incorporación de los sistemas de posicionamiento global (banderillero satelital). El resultado es que aun hoy sigue siendo una tarea de riesgo para los pilotos. Para la aplicación de pesticidas líquidos existen dos parámetros fundamentales que deben ser ajustados para que se produzca una correcta dispersión del pesticida. La primera es la altitud y la segunda es la velocidad de vuelo, que están fuertemente relacionadas entre sí.

Nos proponemos diseñar un sistema de control y guiado que permita reducir los riesgos procedentes de volar a bajas alturas y altas velocidades. Para ello el control no sólo debe mantener tanto la altura como la velocidad en los valores correctos, sino que también requiere definir y ejecutar trayectorias de evasión para los obstáculos que se encuentren en su camino.

El problema abarca tres aspectos fundamentales: detección, guiado y control. A su vez los requerimientos asociados dependen de las capacidades de la aeronave y de los objetivos y limitaciones de diseño que se deben establecer para una operación segura y confortable, pero al mismo tiempo eficiente en cuanto a maximizar el área efectivamente trabajada. Se comienza evaluando estos requerimientos, para pasar luego a la evaluación de las cuestiones asociadas a la planificación de trayectorias y los sistemas de control necesarios para su ejecución.

Contexto

Normalmente la aero-aplicación sobre cultivos se realiza a una altura respecto de la parte superior del cultivo que es usualmente entre 2,4 a 3,7 metros [1]. Por lo tanto resulta razonable requerir un error menor de 0,5m en el control de altura. El rango de velocidades típicas de aplicación es entre 120 mph (54 m/s) y 140 mph (62 m/s) [1]. Establecemos una tolerancia de 5m/s en el control de velocidad, aunque esto debería definirse en función de las especificaciones de los aplicadores.

Para la evasión se pretende mantener los factores de carga entre 0.5g y 2g. En base a esto, se estima que se requiere de un sistema de detección con un alcance de al menos 1000m.

Como requerimiento debe considerarse también el de mantener en todo momento el ángulo de ataque por debajo de un nivel de seguridad para evitar una entrada en pérdida accidental y la velocidad indicada por encima de un valor mínimo que permita sostener el vuelo (normalmente 1.3 veces la velocidad de pérdida para vuelo recto y nivelado).

Como caso de estudio se considera una aeronave popular para este tipo de trabajos, el Air Tractor 402B (Figura 1). Este posee un peso de despegue de 4.159kg, y 3175kg en aterrizaje. El peso vacío es de 1.950 kg y su carga útil de 2.209 kg). La planta alar es rectangular con superficie de 28,45 m².



Figura 1: avión agrícola Air Tractor AT402B

Detección

La detección de obstáculos y el seguimiento del terreno puede realizarse con sensores de rango o mediante procesamiento de imágenes. Actualmente existen sensores de rango de tipo LIDAR (*laser imaging detection and ranging*) de costo moderado para rangos de 500m a 1000m con precisión del orden de los centímetros; algunos de ellos con capacidad de barrido en uno y dos ejes.

De la lectura de ángulo de apuntamiento y distancia se obtiene la separación vertical entre la aeronave y el punto medido. Esto permite construir un mapa del terreno e identificar obstáculos.

Guiado

A continuación se desarrolla el sistema de guiado de la aeronave.

Modelo del terreno

En base a información preexistente y detección en tiempo real es posible construir un modelo del terreno y sus obstáculos. Se ha optado por establecer una discretización en intervalos de 10 centímetros, tomando como referencia un sistemas de coordenadas local en el área de trabajo. Para cada punto se almacena la altura del terreno, la requerida para la trayectoria y la velocidad de vuelo nominal.

Los valores nominales se inicializan con la altura y velocidad establecidas para la aeroplación en función de las condiciones atmosféricas. Estas se modifican posteriormente en función de los obstáculos conocidos y aquellos detectados en tiempo real determinando las trayectorias de evasión adecuadas.

Evasión

Para cada obstáculo se calcula una trayectoria que permita evadirlo de la manera más rápida posible sin exceder las restricciones establecidas de aceleración, ángulo de ataque y velocidad de vuelo; estableciendo transiciones suaves entre el vuelo a nivel del terreno y la trayectoria de evasión para evitar exceder los límites de las acciones de control y respuestas transitorias inaceptables. Esto implica establecer continuidad en la segunda derivada de la altura entre el vuelo nivelado y las trayectoria de evasión.

El punto terminal de la trayectoria de evasión se calcula para realizar un empalme con una trayectoria horizontal a la altura del obstáculo, y estos resultados se suman a la altura base de despeje del terreno. Esto implica en principio mantener un vuelo recto y nivelado a la altura del

Velocidad de vuelo	53.6 m/s
Altura del obstáculo	10 metros
Luz	0 metros
Aceleración máxima	9.8 m/s ²

obstáculo. En función de la medición de altura detrás del obstáculo se comienza una maniobra de sumersión para volver a la altura de vuelo nominal.

En este trabajo se han planteado dos esquemas para determinar estas trayectorias.

Trayectoria cicloidal

Una forma de establecer continuidad en las derivadas segundas entre la trayectoria de evasión y el vuelo recto es la de utilizar curvas cicloidales. Estas se describen mediante ecuaciones expresadas en términos de un ángulo de giro [2]. Para el ascenso, mientras que para el descenso la ecuación es la misma a excepción de dos signos:

$$S = L_i + L \left(\frac{\theta}{\beta} - \frac{1}{2\pi} \sin \frac{2\pi\theta}{\beta} \right) \quad (1)$$

donde L_i es la condición inicial de altura, L es el valor máximo de altura respecto del valor inicial, θ es la variable, β es el largo total de la maniobra, y ω es la velocidad con la que se recorre la curva, que se considera constante. Solo resta hallar un valor para β que se obtiene en base a la ecuación de la aceleración restringida por el factor de carga límite permitido (2g). En estos cálculos se toma como valor cero la altura de vuelo en el modo de seguimiento y termina a una altura igual a la requerida para el despeje del obstáculo.

En la figura 2 se muestran la trayectoria y la aceleración para el ascenso y para el descenso, en el lado derecho. Estas gráficas fueron calculadas en base a las siguientes condiciones.

Campo potencial

Otra alternativa para definir una trayectoria de evasión suave es la de seguir las líneas de flujo de un "campo potencial virtual". Este campo se construye incluyendo en un flujo uniforme singularidades (fuentes, sumideros y vórtices) asociadas a los obstáculos. La trayectoria se determina por superposición de las influencias de las diferentes singularidades con el flujo uniforme, integrando numéricamente el vector velocidad resultante [3].

Si bien existen varias alternativas, en este trabajo se han utilizado dobletes puntuales asociados a los obstáculos (en la 2, lado izquierdo, se muestra un ejemplo con cuatro dobletes).

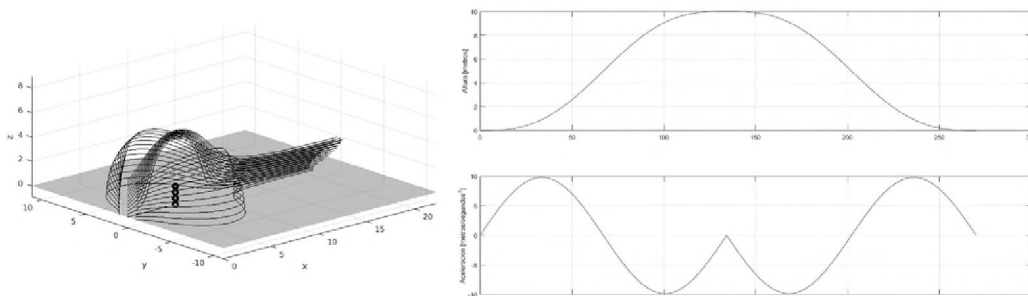


Figura 2: trayectorias: Flujo para un campo potencial, Cicloidal

Control

Arquitectura

El sistema de control se separa en un lazo de control de velocidad, que actúa sobre el acelerador; y un control de altura. Este último se divide en un lazo interno de control de ángulo de ataque que actúa sobre el elevador, comandado por un lazo externo de control para la altura relativa, ya sea respecto del terreno o de la trayectoria de evasión, todo esto se ve representado en la figura 3. Esta descomposición permite acotar el ángulo de ataque y abstraer el lazo externo de las características dinámicas de la aeronave.

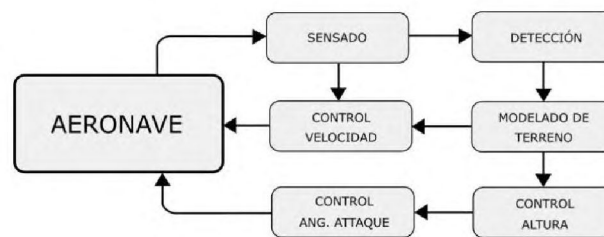


Figura 3: Esquema de la arquitectura de control

Modelos dinámicos

Se utilizan técnicas de control lineal a partir de un modelo de cuerpo rígido linealizado para vuelo recto y nivelado. Los parámetros aerodinámicos se determinan mediante el paquete digital DATCOM. Teniendo en cuenta que la actitud es "insensible" al modo fugoide, y que además la velocidad se encuentra controlada en paralelo por otro lazo de control; para la dinámica de la actitud podemos utilizar un modelo longitudinal para velocidad cuasi-constante.

Ángulo de ataque

Para la presente dinámica, se puede desacoplar la dinámica del ángulo de ataque respecto del de cabeceo. Por lo que la ecuación que representa la dinámica queda:

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \alpha_\alpha & \alpha_q \\ m_\alpha & m_q \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \alpha_\delta \\ m_\delta \end{bmatrix} \{ \delta_e \} \quad (2)$$

Mediante una síntesis LQR llegamos a los siguientes valores:

$$K_\alpha = [-6,42 \quad -1,09]$$

La dinámica resultante se muestra en la figura 4, a la izquierda.

Altura

Para el control de altura se utiliza un espacio de estados expandido, ya que esta variable depende del ángulo de cabeceo y el ángulo de ataque.

$$\begin{Bmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \\ \dot{h} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_\alpha & & & \\ & 0 & 1 & \\ & -1 & 0 & \\ & & & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha_\theta & 0 \\ m_\theta & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \\ h \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \{ \alpha_{ref} \}$$

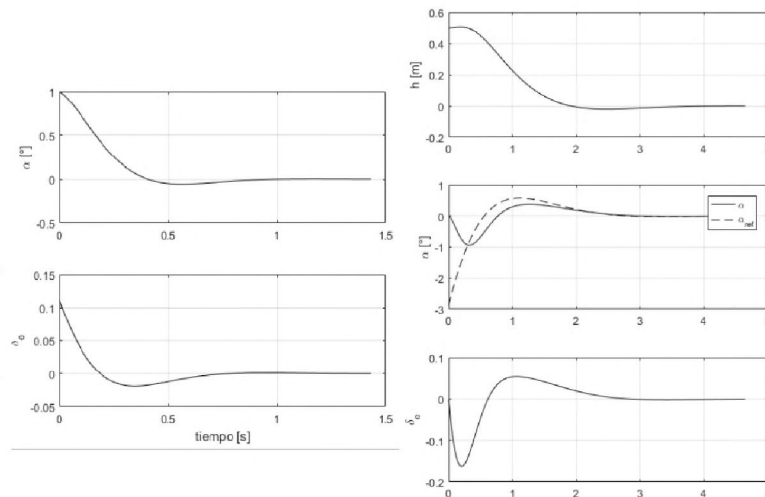


Figura 4: Respuesta del lazo cerrado de ángulo de ataque(izquierda), Respuesta del lazo cerrado de la altura(derecha)

Para el controlador de altura se elige una realimentación de estados sintetizada por LQR, resultando en las siguientes ganancias:

$$K_h = [-3,98 \quad 0,14 \quad 5,04 \quad 0,1]$$

En la figura 4 se muestra la dinámica de lazo cerrado para la altura, a la derecha, que resulta de una solución de compromiso entre velocidad de respuesta y sensibilidad de la acción a los ruidos de medición.

Velocidad

El modelo de velocidad utilizado es el siguiente.

$$\dot{u} = [x_u] \{u\} + [x_\alpha \quad x_q \quad x_\theta] \begin{Bmatrix} \alpha \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} + [x_{th}] \{\delta_{th}\} \quad (3)$$

El segundo término del lado derecho son perturbaciones asociadas al control de ángulo de ataque y trayectoria. En este caso calculamos un control PI para lograr un ancho de banda de $0,5s^{-1}$

Resultados

Para evaluar las estrategias de evasión realizamos una simulación no lineal.

Para cada caso se muestra la altura, el ángulo de ataque y el factor de carga en función de la distancia al obstáculo.

En la figura 5 observamos la comparación de las 3 trayectorias. La primera de la izquierda a la derecha se basa en una cicloidal que permite una transición suave al pasar de la trayectoria de fumigado hacia la evasión ya que no existen discontinuidades en el ángulo de ataque ni en el factor de carga. También, vemos que la evasión se realiza en menos de 400 metros, sumando el ascenso y descenso. La figura del centro se forma en base a 31 dobletes separados por 0.4 metros, cuyas intensidades cambian linealmente. La figura de la derecha fue hecha con 6 dobletes separados por la misma distancia y con una variación lineal de intensidad que, en líneas generales, es mayor que la anterior. Los picos en el ángulo de ataque y en

el factor de carga, que aparecen cerca del obstáculo, se deben a la dificultad de encontrar una línea de corriente que empalme perfectamente. Sin embargo, al comparar las figuras se nota que al cambiar la distribución de singularidades se pudo conseguir que la aeronave evada el obstáculo en una menor distancia. [h]

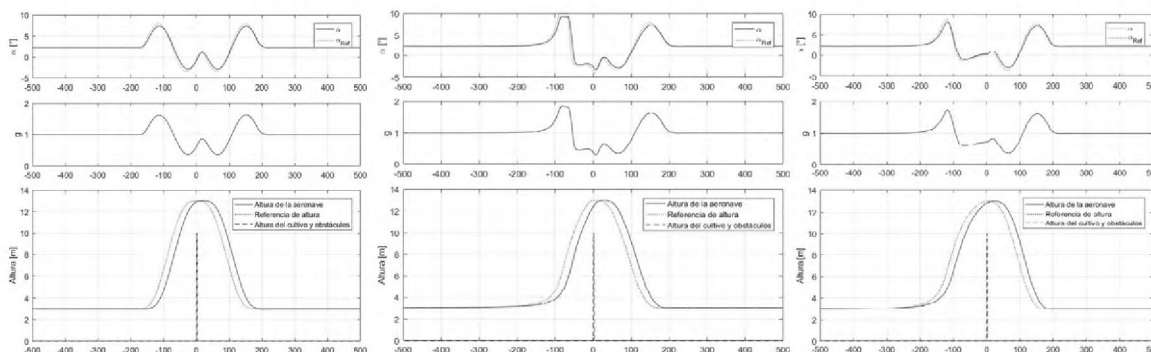


Figura 5: Resultado con una referencia cicloidal(izquierda),Resultado con una trayectoria potencial (31 dobletes) (centro),Resultado con una trayectoria potencial (6 dobletes)(derecha)

Conclusiones y trabajo futuro

De los resultados obtenidos concluimos que con la estrategia propuesta es posible mantener un seguimiento ajustado de la altura del terreno y realizar transiciones suaves a trayectorias de evasión adecuadas para evitar obstáculos en la trayectoria de vuelo.

Una evasión basada en una cicloidal empalma de forma suave con una trayectoria de vuelo recta y solo necesita ser calculada una vez; mientras que para las trayectorias basadas en campos potenciales no se ha encontrado un criterio definido para determinar una distribución óptima de las singularidades; pero ofrecería la posibilidad de planificar trayectorias de evasión en tres dimensiones sin restringirlas a un plano.

En el caso de obstáculos de gran altura deberían planificarse trayectorias de evasión lateral. La decisión de esquivar sobrevolando o por el costado debería basarse en un cálculo de optimización, para lo cual se requiere definir un índice de costo adecuado para su determinación.

El otro aspecto a desarrollar es el de codificar los algoritmos de detección de obstáculos a partir del barrido del sensor de rango, y su validación experimental; además de evaluar estos resultados con una simulación de mayor fidelidad, incluyendo un modelo dinámico no-lineal mas realista, perturbaciones atmosféricas y ruidos de medición.

Referencias

- [1] Patrick J. O'Connor-Marer, "Aerial Applicator's Manual - A National Pesticide aPplicator Certification Study Guide", National Association of State Departments of Agriculture Research Foundation (USA), 2013
- [2] A. M. Serrano Muñoz, "Diseño, Análisis Y Simulación De Levas Planas. Aplicación Informática CAM-DAS", 2010
- [3] J. Katz, A. Plotkin, "Low-Speed Aerodynamics", Cambridge University Press, 2001.