

UN PROBLEMA BENCHMARK DE CONTROL NO LINEAL: ESTABILIZACIÓN Y SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIA DE UN AERODESLIZADOR DE RADIO CONTROL

Joaquín Aranda, Dictino Chaos, Sebastián Dormido-Canto, Rocío Muñoz, José Manuel Díaz

Dpto. Informática y Automática. UNED.

C/ Juan del Rosal, 16. 28040 Madrid. Spain.

e-mail: jaranda@dia.uned.es, dchaos@bec.uned.es, sebas@dia.uned.es, rmunoz@dia.uned.es, josema@dia.uned.es

Resumen

Los aerodeslizadores son un tipo de vehículos marinos que presentan una serie de cualidades atractivas como desafío de control. Su dinámica es compleja y presentan características fuertemente no lineales.

Para este tipo de vehículos se analizan dos problemas de control de movimiento: estabilización en un punto y seguimiento de trayectoria.

En este trabajo se presenta un problema benchmark para un aerodeslizador de radio control, indicando las especificaciones para seguimiento de trayectorias y estabilización en un punto. Se ha desarrollado un entorno interactivo de simulación para desarrollo y verificación de diseños.

Además se ha desarrollado un controlador para resolver los problemas planteados y se ha verificado su funcionalidad usando la plataforma de simulación.

Palabras Clave: Sistemas subactuados, laboratorio virtual, interactividad.

1 INTRODUCCIÓN

Una línea de investigación activa en los últimos años es el diseño de controladores para vehículos marinos subactuados. Los dos principales problemas de control para vehículos marinos autónomos descritos en la literatura son [3]:

- El seguimiento de una trayectoria, donde el vehículo debe seguir una referencia parametrizada en el tiempo.
- Estabilización en un punto, cuyo objetivo es que el vehículo se estabilice en un punto dado y con una determinada orientación.

Para sistemas completamente actuados estos problemas se pueden resolver usando técnicas estándares no lineales, que pueden encontrarse en libros de texto como Kalil [10] y Sartry [11]. Sin embargo, muchos vehículos marinos son subactuados, es decir, tienen más grados de libertad que entradas de control [18]. Esto los convierte en un desafío para la investigación en control.

Los aerodeslizadores son un ejemplo de esta clase de vehículos, además presentan restricciones no holonómicas en su movimiento.

Hay muchos métodos utilizados en el problema de control de trayectoria. Un método simple consiste en la linealización del sistema en torno a una trayectoria de referencia nominal, y utilizar un controlador lineal. En [5] se utiliza este método, donde se implementa un controlador LQR para el barco nominal. La limitación básica de este método es que la estabilidad solo está garantizada en las proximidades de la trayectoria nominal.

Otros autores explotan el concepto de planitud diferencial de las ecuaciones del modelo [15], utilizando como variables planas las variables de posición y linealizando la dinámica del error mediante realimentación. La desventaja de este método es que necesita derivadas de alto orden de la trayectoria de referencia.

Algunas de las limitaciones de estas técnicas se pueden superar mediante diseños basados en técnicas de Lyapunov no lineales [3, 8, 17]. Estas técnicas se pueden utilizar en combinación con “backstepping” para obtener controladores de vehículos marinos subactuados [12].

Otro problema importante a tratar es el de las incertidumbres en el modelo. Este problema se resuelve en [2] utilizando un control supervisado. Generando una familia de controladores nominales y una lógica de supervisión conmuta entre ellos.

Por otra parte, el problema de la estabilización en un punto de vehículos marinos, como son los aerodeslizadores, que tienen restricciones no holonómicas es también un desafío para el diseño, ya que, como demuestra Brockett [4], no hay una ley de control de realimentación de estados suave (o incluso continua) e invariante en el tiempo que establezca al sistema en un punto deseado en el espacio de estados.

El principal problema para la estabilización de aerodeslizadores subactuados es que cualquier linealización del sistema en torno a un punto de equilibrio genera un sistema incontrolable. Esto es debido a que no hay fuerzas que permitan controlar la velocidad de deriva. Este problema se describe en [7], mostrando que el sistema lineal es solo controlable para una velocidad angular distinta de cero. Se propone que se utilice la velocidad angular de guiñada como una entrada virtual para obtener una ley de control discontinua para estabilización.

Se han utilizado diferentes técnicas de control para abordar este problema, en [11] se utiliza leyes de control variantes en el tiempo, en [16] se utiliza un control difuso y en [14] se utiliza métodos de control predictivo. La mayor ventaja de esta última técnica es que se permite incluir restricciones de saturación en las señales de control durante el diseño.

2 DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA

El sistema modelado es el aerodeslizador de radio control que se muestra en la figura 1. El vehículo está dotado de un a turbohélice que se utiliza para inflar el colchón de aire y mantener así la sustentación y de dos impulsores longitudinales que permiten controlar su desplazamiento y giro. El impulso de los dos motores es asimétrico, siendo mayor hacia delante que hacia atrás.



Figura 1: Aerodeslizador de radio control.

La figura 2 muestra un modelo esquemático del vehículo, X e Y son los ejes del sistema de referencia inercial fijo en tierra. X_B e Y_B son los ejes del sistema de referencia fijo en el cuerpo cuyo origen es el centro de gravedad del aerodeslizador (x,y). \vec{u} y \vec{v} son las velocidades de avance y de deriva lateral respectivamente.

La orientación del cuerpo viene definida por el ángulo de guiñada θ . Por último ψ es el ángulo de deriva.

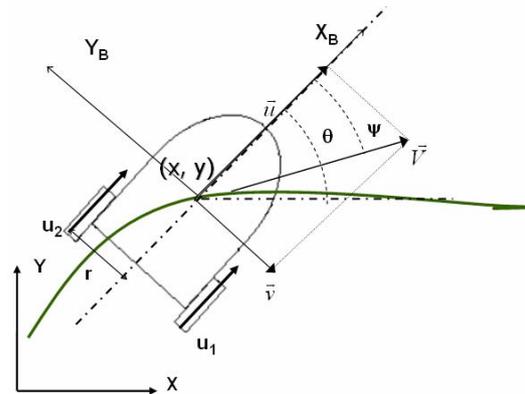


Figura. 2: Modelo esquemático del aerodeslizador

El modelo del aerodeslizador tiene por lo tanto tres grados de libertad, dos asociados con el movimiento en el plano de su centro de masas (x, y), y otro más referido a la orientación del mismo θ .

Las acciones de control de control son las dos fuerzas de los ventiladores u_1 y u_2 . El parámetro r es el brazo de momento de las fuerzas respecto del centro de masa.

El vehículo es subactuado ya que tiene tres grados de libertad y tan solo dos acciones de control. Esto se manifiesta en que no existe control sobre la velocidad de deriva transversal \vec{v} al ser los impulsores longitudinales.

Las ecuaciones de la dinámica expresadas en el sistema de referencia inercial se obtienen por aplicación directa de las leyes de Newton [1]:

$$m \frac{d^2 x}{dt^2} = F_x = (u_1 + u_2) \cos(\theta) - \mu_T v_x \quad (1)$$

$$m \frac{d^2 y}{dt^2} = F_y = (u_1 + u_2) \sin(\theta) - \mu_T v_y \quad (2)$$

$$J \frac{d^2 \theta}{dt^2} = \tau_o = r(u_1 - u_2) - \mu_R \omega \quad (3)$$

Donde m es la masa del vehículo, J el momento de inercia rotacional y μ_T y μ_R los coeficientes de fricción viscosa y rotacional respectivamente.

Estos parámetros se han obtenido experimentalmente mediante medidas en el sistema real. La masa, el momento de inercia la fuerza y r se han medido directamente, los coeficientes de rozamiento se obtenido midiendo las velocidades límite de rotación y traslación. Los valores nominales y sus incertidumbres se muestran en la tabla 1.

Tabla 1: Parámetros experimentales e incertidumbre.

Parámetro	Valor e incertidumbre
m	0.894 ± 0.001 Kg
J	0.0125 ± 0.0050 Kg m^2
r	0.050 ± 0.001 m
u_{max}	0.615 ± 0.008 N
u_{min}	-0.300 ± 0.008 N
μ_T	0.10 ± 0.01 Kg/s
μ_R	0.050 ± 0.001 Kg m^2 s

3 ESPECIFICACIONES

Se ha definido un problema benchmark para los dos problemas de control que se tratan en la introducción. Los criterios de evaluación para cada problema se organizan en dos grupos.

3.1 CRITERIO DE RENDIMIENTO

3.1.1 Estabilización en un punto

En este problema se definen tres pruebas: las dos primeras son un desplazamiento una distancia D en línea recta de la referencia sin reorientación del aerodeslizador. La tercera prueba consiste en una variación de la orientación $\Delta\theta$ sin desplazamiento. En todos los casos las especificaciones se dan en función del tiempo de asentamiento y de la sobreelongación máxima (ver tabla 2).

Tabla 2: Especificaciones de estabilización en un punto.

Prueba	Especificación
$D \leq 1m$	$M_p < 5\%$ $t_s \leq 20s$
$D > 1m$	$M_p < 20\%$
$\Delta\theta = 90^\circ$	$M_p < 10\%$ $t_s \leq 5s$

3.1.2 Seguimiento de trayectoria

Para este problema se establece una especificación en términos del error en de seguimiento en estado estacionario $TE_{ss} = \lim_{t \rightarrow \infty} \|\bar{x}(t) - \bar{x}_r(t)\|$ para cada una de las trayectorias de la tabla 3.

Tabla 3: tracking specifications.

Trayectoria	Especificación
Circular, Radio=2m, V=0.2m/s	$TE_{ss} < 10cm$
Circular, Radio=2m, V=0.8m/s	$TE_{ss} < 30cm$
Línea recta, V=0.2m/s	$TE_{ss} < 5cm$
Línea recta, V=0.8m/s	$TE_{ss} < 10cm$

3.2 CRITERIO DE ROBUSTEZ

El criterio de robustez establece que la estabilidad y el rendimiento deben de ser garantizados por el controlador para cada uno de los valores posibles de los parámetros compatibles con la incertidumbre definida en la Tabla 1.

3.3 CRITERIO DEL ESFUERZO DE CONTROL

Para todas las pruebas definidas en el apartado de especificaciones, las señales de control no deberán exceder los límites impuestos por la saturación de los actuadores $u \in [u_{min}, u_{max}]$.

4 MODELOS EN SIMULINK Y CONEXIÓN CON EJS

La simulación realizada consta de dos partes. En primer lugar existe un modelo Simulink que realiza la simulación del aerodeslizador. En la segunda parte se desarrolla un proyecto de simulación en Ejs. Cuyas variables se conectan con las del sistema en Simulink y que implementa la vista y el control.

En cada paso de simulación Ejs. Se encarga de realizar el control actualizando todas las variables de forma interactiva, actualiza las variables de entrada conectadas en Simulink e invoca a la simulación externa. Una vez hecho esto lee las variables de salida conectadas al modelo y actualiza la vista.

4.1 MODELO SIMULINK

El modelo en Simulink se muestra en la figura 3.

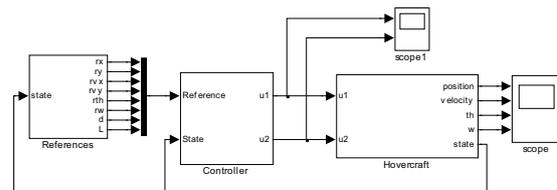


Figura 3: Modelo Simulink

El modelo completo consta de tres bloques principales: el generador de referencias, el controlador y el modelo dinámico del aerodeslizador. Los parámetros del modelo se definen en un archivo de carga en Matlab.

4.1.1 Generador de referencias

Este módulo se encuentra subdividido en tres subsistemas uno para cada problema de control de movimiento como se muestra en la figura 4. Las salidas del sistema son las referencias para la posición, la velocidad y los parámetros l y d que se utilizan en el problema de seguimiento de camino.

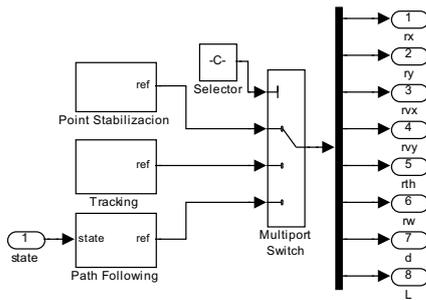


Figura 4: Generador de referencias

El primer subsistema “Point Stabilization” genera las referencias para la estabilización en un punto. En este caso las referencias no nulas son x_r , y_r y θ_r .

El segundo subsistema “tracking” es el encargado de las referencias de seguimiento de trayectoria, este bloque se encuentra subdividido a su vez en dos partes. La primera parte genera trayectorias circulares parametrizadas por su radio r , su velocidad v y el número de vueltas de aceleración N . El segundo módulo genera las trayectorias mediante interpolación suave de un conjunto de puntos de consigna definidos en un fichero de datos de Matlab.

El tercer subsistema “Path Following” se utiliza para generar consignas de seguimiento de camino, problema que no se considera en este artículo. Genera la distancia lateral a la trayectoria d y la longitud recorrida del camino l . Este problema del control

Todos los parámetros de la trayectoria pueden ser modificados de forma interactiva desde Ejs.

4.1.2 Modelo dinámico del aerodeslizador

El modelo interno del aerodeslizador es un integrador de las ecuaciones dinámicas (1, 2 y 3). Se encuentra dividido en dos bloques tal como se muestra en la figura 6.

El bloque “Forces” calcula la fuerza y el momento que actúa sobre el aerodeslizador visto desde el sistema inercial de referencia en función de la orientación, las velocidades (lineal y angular) y de las entradas de control.

El bloque “EM” implementa las ecuaciones de movimiento calculando la evolución del estado a partir de la fuerza y momento aplicados.

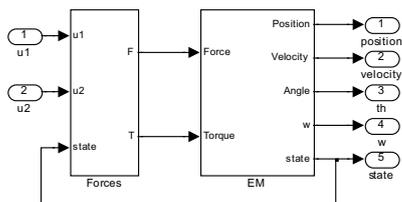


Figura 5: Modelo dinámico del aerodeslizador.

4.2 VISTA EJS

Easy Java Simulations es una herramienta software creada, específicamente, para el desarrollo de simulaciones interactivas en el campo de la física [6] y [9].

La arquitectura de *Ejs* deriva del paradigma modelo-vista-control. Este paradigma expresa que una simulación interactiva se compone de tres partes perfectamente diferenciadas:

1. El **modelo**, que describe el fenómeno bajo estudio en término de variables y relaciones entre éstas expresadas mediante algoritmos en un computador.
2. El **control**, que define las acciones que un usuario puede ejecutar sobre una simulación.
3. La **vista**, que recoge una representación de los diferentes estados que el fenómeno puede presentar.

Estas tres partes están profundamente interconectadas. El modelo obviamente afecta a la vista. El control afecta al modelo ya que las acciones de control pueden modificar las variables del modelo. Finalmente la vista afecta al modelo y al control, ya que la interfaz gráfica puede contener componentes que modifiquen variables o realicen acciones predefinidas.

Una vez definido el modelo y la vista de la simulación interactiva, *Ejs* genera el código Java, compila el programa, y realiza la conexión con el modelo permitiendo ejecutar la simulación como un applet.

La vista resultante está formada por cuatro ventanas (ver figura 6):

- Principal
- Estado
- Control
- Trayectoria

La ventana principal (Figura 6 arriba la izquierda) controla la ejecución de la simulación y la visibilidad de las otras tres ventanas. En esta ventana se muestra gráficamente el modelo del aerodeslizador en movimiento así como las fuerzas de los impulsores.

La ventana de estado (Figura 6 arriba a la derecha) permite visualizar todas las variables de estado, sus referencias y los errores de control. También permite ver un registro histórico de la trayectoria del vehículo. Esta organizada como un panel desplegable de modo que pueden seleccionarse con facilidad las variables a observar.

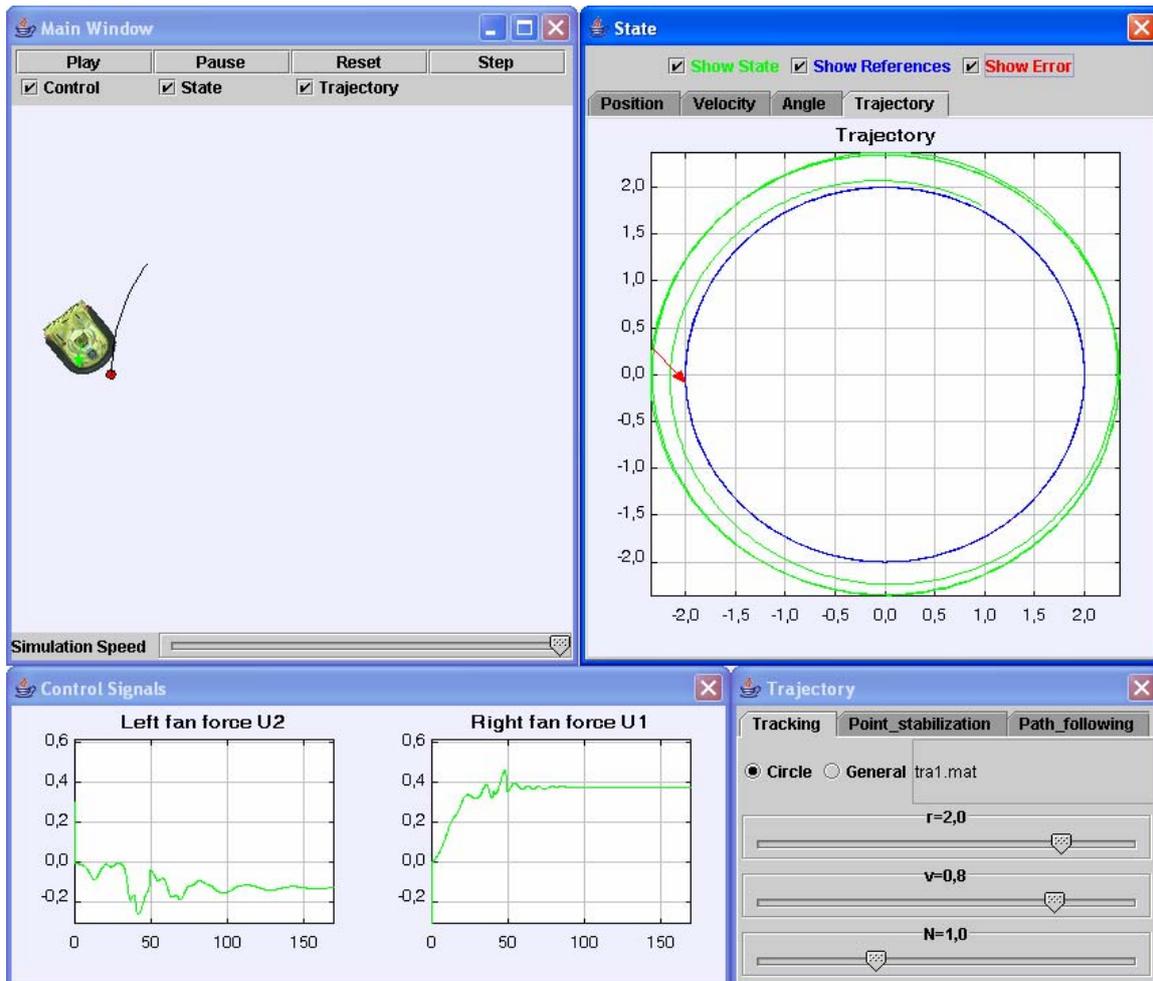


Figura 6: Vista de la simulación

La ventana de variables de control (Figura 6 abajo a la izquierda) muestra gráficamente las señales de control que actúan sobre ambos motores. Se encuentra escalada a los valores máximo y mínimo de la señal de control.

La ventana de trayectorias (Figura 6 abajo a la derecha) permite seleccionar el tipo de problema y la trayectoria de referencia que se usa en la simulación o el punto de consigna (para estabilización en un punto).

La trayectoria puede ser de dos tipos: circular y general. Si se selecciona la trayectoria circular es posible cambiar los parámetros de la misma en tiempo de ejecución utilizando las barras deslizantes.

En el caso de seleccionar una trayectoria general hay que especificar el archivo de definición en Matlab en el cual se encuentran definidos los puntos y los instantes de tiempo por los que debe de pasar la trayectoria.

4.3 INTERACTIVIDAD

Los elementos de la vista son sensibles al contacto, esto significa que es posible modificar las variables

de la simulación a las cuales se encuentran conectados simplemente pinchando sobre ellos.

Todas las variables de estado pueden ser modificadas de forma interactiva, la posición, orientación y velocidad se pueden modificar directamente pinchando sobre su representación en la vista de la ventana principal. La velocidad angular se cambia mediante una barra deslizante localizada en la ventana de estado.

Esto permite explorar el comportamiento del sistema bajo diferentes condiciones iniciales y comprobar la resistencia del esquema de control frente a las perturbaciones.

También pueden cambiarse las características de la trayectoria de referencia durante la simulación modificando sus parámetros (en el caso de la trayectoria circular), o cambiando el archivo de definición (en la trayectoria general).

La simulación permite observar el comportamiento del vehículo de forma gráfica así como la trayectoria y el estado de forma simultánea e integrada lo que facilita la comprensión del sistema y la comprobación del comportamiento de las diferentes estrategias de control.

5 UN EJEMPLO DE DISEÑO

5.1 SEGUIMIENTO DE TRAYECTORIA.

Las ecuaciones dinámicas pueden expresarse en el espacio de estados del siguiente modo:

$$\dot{x} = v_x \quad (4)$$

$$\dot{v}_x = -\alpha v_x + \cos(\theta)F \quad (5)$$

$$\dot{y} = v_y \quad (6)$$

$$\dot{v}_y = -\alpha v_y + \sin(\theta)F \quad (7)$$

$$\dot{\theta} = w \quad (8)$$

$$\dot{w} = -\beta w + \tau \quad (9)$$

Donde F , τ , α y β son la fuerza normalizada, el momento normalizado y los coeficientes de fricción normalizados respectivamente.

Un estudio de las ecuaciones (8) y (9) muestra que el ángulo de guiñada es directamente controlable. Si se supone un control perfecto en este ángulo entonces $F_x = \cos(\theta)F$ y $F_y = \sin(\theta)F$ pueden ser tratadas como entradas de control independientes.

Con estas nuevas entradas virtuales de control se linealiza el problema de estabilización el error de seguimiento de trayectoria. Esto permite aplicar un controlador lineal para el problema de seguimiento mediante la siguiente ley de control:

$$F_x = a_{xr} + k_2 v_{xr} + k_1 x_r - k_1 x - (k_2 - \alpha) v_x \quad (10)$$

$$F_y = a_{yr} + k_2 v_{yr} + k_1 y_r - k_1 y - (k_2 - \alpha) v_y \quad (11)$$

La restricción no holonómica del sistema puede expresarse en estas variables como $F_y = F_x \tan(\theta)$. Por tanto la referencia para el control del ángulo de guiñada es $\arctan(F_y/F_x)$.

Para controlar este ángulo se propone un controlador proporcional que estabilice el error de seguimiento (12). Se puede demostrar que el este controlador es estable para cualquier constante proporcional k_3 .

$$\tau = k_3 (\theta_r - \theta) \quad (12)$$

Las ecuaciones (10) y (11) garantizarían un seguimiento asintótico del error para el caso nominal siempre que la orientación esté perfectamente controlada, sin embargo cuando el error de orientación es grande no es posible considerar las entradas virtuales de control F_x y F_y como independientes.

Para resolver este problema se utiliza la siguiente aproximación: dada una orientación $\theta \neq \theta_r$ se busca el valor de F tal que la fuerza resultante sea lo más próxima posible a la deseada:

$$F = F_d \cos(\theta_d - \theta) \quad (12)$$

En el sistema real las entradas están acotadas, para que se cumplan las restricciones que impone el criterio de esfuerzo de control se utiliza una aproximación conservativa: en primer lugar se satura el momento para hacerlo menor que el máximo valor del momento aplicable con una fuerza nula. Hecho esto se reduce el valor de la fuerza normalizada aplicada para llevara a un valor factible. Esta estrategia da más importancia a la orientación frente al avance ya que esta es la parte más crítica.

5.2 ESTABILIZACIÓN EN UN PUNTO

En este trabajo artículo se presenta una solución para el posicionamiento en un punto empleando una estrategia de control discontinuo.

El problema de posicionamiento se descompone en dos etapas:

- Estabilización de la posición.
- Estabilización de la orientación.

Para abordar el problema de estabilización en una posición deseada (x,y) se utiliza una estrategia similar a la aplicada en el apartado anterior, para ello se emplea la ley de control:

$$F_x = k_1 (x - x_r) - (k_2 - \alpha) v_x \quad (13)$$

$$F_y = k_1 (y - y_r) - (k_2 - \alpha) v_y \quad (14)$$

La referencia para el ángulo de guiñada que se utiliza en el problema de seguimiento de trayectoria es tal que el aerodeslizador tiende a estar siempre orientado con la proa dirigida en es sentido de la fuerza ($F > 0$) ya que así se obtiene el máximo empuje posible.

Sin embargo, cuando se quiere estabilizar el aerodeslizador en un punto determinado es interesante permitir que se apliquen fuerzas de frenado. Esto se logra modificando adecuadamente la referencia del ángulo de guiñada.

Finalmente el control de la orientación y el tratamiento de las saturaciones es similar al presentado en el problema de seguimiento.

Una vez que la posición está estabilizada se reorienta el aerodeslizador haciendo $\theta_r = \theta_d$ y anulando la fuerza normalizada F .

Para detectar cuando la estabilización en una posición ha concluido se establece una condición de finalización:

$$(x - x_d)^2 + (y - y_d)^2 + v_x^2 + v_y^2 < \varepsilon^2 \quad (28)$$

Donde ε es un parámetro de diseño. En estas condiciones, es posible estabilizar el aerodeslizador en una posición $\bar{x}=(x,y)$ tan próxima a la referencia como se quiera tomando un valor de ε suficientemente pequeño.

5.3 RESULTADOS.

Conjuntamente con el modelo en Simulink se desarrollan varias funciones en Matlab que se encargan de realizar la evaluación del problema benchmark.

Para verificar el criterio de robustez se realiza un conjunto de simulaciones donde se varían los valores de los parámetros. Éstos se escogen mediante un método de Monte Carlo de tal modo que se cubra todo el rango de incertidumbre paramétrica (tabla 1).

A continuación se muestran los resultados de las pruebas de robustez utilizando las siguientes constantes del controlador: $k_1=0.16$, $k_2=0.8$, $k_3=100$ y $\varepsilon=0.01$.

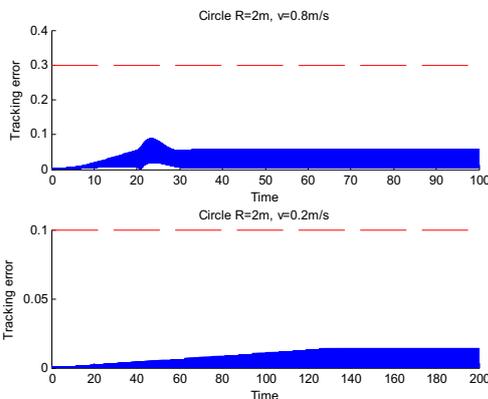


Figura 8: Prueba de robustez para trayectorias circulares.

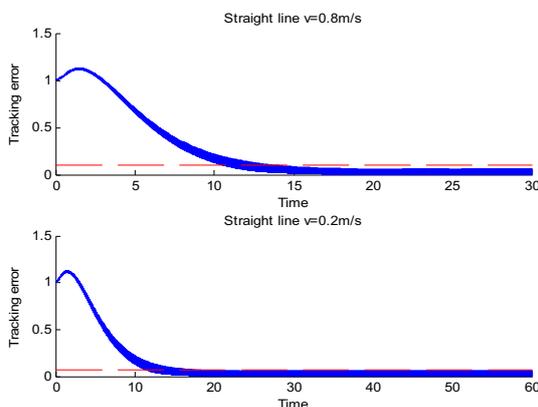


Figura 8: Prueba de robustez para una línea recta.

Las figuras (8) y (9) muestran el error de seguimiento de trayectoria, como puede verse, este error de seguimiento se mantiene dentro de las especificaciones (línea discontinua) para toda la batería de pruebas (ver tabla 3).

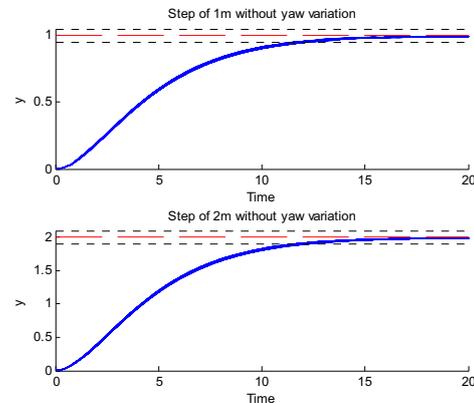


Figura 9: Respuesta a un escalón en la posición.

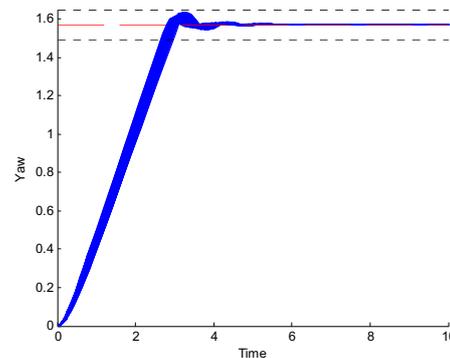


Figura 10: Reorientación del aerodeslizador.

Las figuras (9) y (10) muestran las pruebas de robustez para el posicionamiento en un punto (ver tabla 2). Como se aprecia en las figuras la sobreelongación y el tiempo de asentamiento se mantiene dentro de las especificaciones pedidas.

6 CONCLUSIONES

Se ha planteado un problema benchmark para el posicionamiento en un punto y el seguimiento de trayectorias y se ha desarrollado un entorno de evaluación de controladores.

El entorno de simulación que tiene una gran interactividad y permite comprender el problema de control actuando directamente sobre las variables del proceso y evaluar las especificaciones del problema benchmark planteado.

El esquema de control es flexible y puede ser modificado fácilmente sin necesidad de cambiar la vista pudiendo usarse como banco de pruebas de controladores.

La definición de trayectorias arbitrarias permite evaluar el comportamiento de los controladores sobre trayectorias de referencia lo que permite hacer una comparación gráfica del rendimiento de los diferentes esquemas de control.

Se ha planteado una posible solución de estos problemas demostrando la factibilidad de las especificaciones exigidas.

Agradecimientos

Se agradece al Ministerio de Educación y Ciencia la financiación y apoyos recibidos dentro del proyecto DPI2003-09745-C04-01.

Referencias

- [1] Aguiar A. P. Hespanha J. P. (2003). Position tracking of underactuated vehicles. *Proc. of ACC'03 - American Control Conference*, Denver, CO, June 2003.
- [2] Aguiar A. P. Hespanha J. P. (2004) Supervisory control of underactuated vehicles. *First International Symposium on Control, Communications and Signal Processing*, pp 3-6.
- [3] Behal A., Dawson D.M., Dixon W.E., and Fang Y. (2002), Tracking and regulation control of an underactuated surface vessel with nonintegrable dynamics. *IEEE Trans. on Automat. Contr.*, vol. 47, no. 3, pp. 495-500, March 2002.
- [4] Brockett R.W., Millman and Sussman H. J., (1983). "Asymptotic stability and feedback stabilization". *Diferencial Geometric Control Theory*. Eds, Boston, pp 181-191
- [5] Cremean L., Dunbar W., van Gogh D., Hickey J., Klavins E., Meltzer J., and Murray R.M. (2002). The caltech multi-vehicle wireless testbed. *Proc. of the 41st IEEE Conference on Decision and Control*, volume 1, pages 86-88, 2002.
- [6] Esquembre, F. (2004). "Creación de simulaciones para la enseñanza de la Física". Pearson Prentice Hall. ISBN 84-205-4009-9.
- [7] Fantoni I., Lozano R., Mazenc F., and Pettersen K. Y. (2000). Stabilization of a nonlinear underactuated hovercraft. *Int. J. of Robust and Nonlinear Contr.* 10:645-654.
- [8] Jiang Z.P.(2002), Global tracking control of underactuated ships by Lyapunov's direct method. *Automatica*, vol. 38, pp. 301-309, 2002.
- [9] Página web oficial de Easy Java Simulations <http://fem.um.es/Ejs>.
- [10] Khalil H.K. (1996), *Nonlinear Systems*, Prentice-Hall, New Jersey, Second edition.
- [11] Pettersen, Kristin Y.; Fossen, Thor I. (1998) Underactuated Ship Stabilization using Integral Control: Experimental Results with CyberShip I. *Proc. 1998 IFAC Symposium on Nonlinear Control Systems Design*. 127-132 Enschede, The Netherlands.
- [12] Pettersen K. Y. and Nijmeijer H. (2001) Underactuated ship tracking control: theory and experiments, *Int. J. Control*, Vol. 74, N°. 14, 1435-1446, 2001
- [13] Sastry S. (1999). *Nonlinear Systems: Analysis, Stability, and Control. Interdisciplinary Applied Mathematics: Systems and Control*. Springer, New York.
- [14] Seguchi H. and Ohtsuka T. (2002) Nonlinear Receding Horizon Control of an RC Hovercraft. *Proceedings of the 2002 IEEE International Conference on Control Applications*. September 18-20, 2002, Glasgow, Scotland, U.K.
- [15] Sira-Ramirez H., Aguilar C. (2000) The Control of the Hovercraft System: A Flatness Based Approach. *Proceedings of the 2000 IEEE International Conference on Control Applications* Anchorage, Alaska, USA September 25-27,2000
- [16] Tanaka K., Iwasaki M., and Wang H. O (2001). Switching Control of an R/C Hovercraft: Stabilization and Smooth Switching. *IEEE Transactions on systems, man, and Cybernetics-Part B: Cybernetics*, VOL. 31, NO. 6, December 2001
- [17] Toussaint G.J., Basar T., and Bullo F.(2000), Tracking for nonlinear underactuated surface vessels with generalized forces. *Proc. of the 2000 IEEE Int. Conf. on Control Applications*, Anchorage, AK, USA, Sept. 2000, pp. 355-360.
- [18] Wen J. (1996). Control of nonholonomic systems. *The Control Handbook*, pages 1359-1368. CRC Press & IEEE Press.