

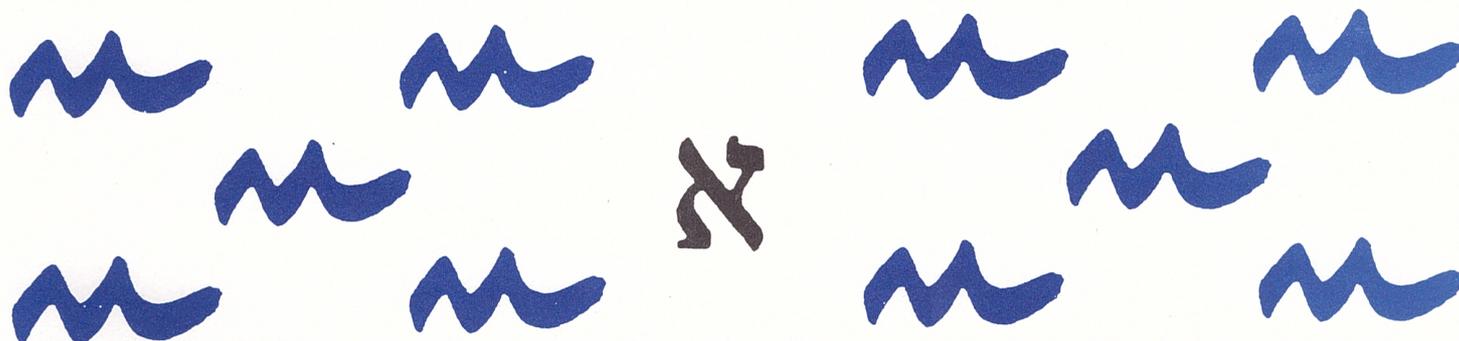


Universitat de les Illes Balears

Departament de Ciències
Matemàtiques i Informàtica

Diseño y modelización de una plataforma híbrida aéreo-terrestre para aplicaciones de inspección visual

JOAN PEP COMPANYY - ALBERTO ORTIZ



Diseño y modelización de una plataforma híbrida aéreo-terrestre para aplicaciones de inspección visual

Joan Pep Company, Alberto Ortiz
Departamento de Matemáticas e Informática
Universidad de las Islas Baleares
07122 Palma de Mallorca
joan.pep.company@gmail.com, alberto.ortiz@uib.es

Resumen

El continuo deterioro en instalaciones industriales causado por factores medioambientales o por propio desgaste implica realizar tareas de inspección continuamente. Actualmente, el uso de robots para realizar estas tareas de inspección esta creciendo debido a sus grandes ventajas, entre las que cabe destacar: reducción del coste y del tiempo de inspección, y el aumento de la seguridad del personal que realiza estas inspecciones ya que no han de estar físicamente en lugares peligrosos. Este artículo presenta el diseño de una plataforma híbrida para realizar tareas de inspección, cuya combinación aún las ventajas de los robots aéreos y las de los robots terrestres. El diseño de este vehículo híbrido esta basado en un cuatrirotor modificado para poder convertirlo en un robot terrestre sin perder ninguna función propia de un robot aéreo. Además, el vehículo híbrido ha sido diseñado para poder incorporar diferentes configuraciones de sensores, así como un PC integrado a bordo del robot, el cual permite llevar a cabo ciertas tareas de forma autónoma a través de un conjunto de comportamientos específicos adaptados a cada tipo de inspección. Para finalizar, en este artículo se describe el modelo dinámico de los dos modos de navegación, evaluado mediante el balance de energías de Lagrange.

Palabras clave: Vehículo aéreo no tripulado, Vehículo híbrido aéreo-terrestre, Inspección visual

1. INTRODUCCIÓN

Las instalaciones industriales, edificios, puentes y grandes buques se deterioran debido a factores medioambientales o por el desgaste ocasionado por el propio uso. Por esto, es necesario un mantenimiento periódico de estas instalaciones que garantiza su correcto funcionamiento y su seguridad. Actualmente, el uso de robots para tareas de inspección está en continuo crecimiento [1, 2]. Esto es debido a las grandes ventajas que estas plataformas suponen, entre las que se puede destacar la reducción de tiempo y los costes de inspección, así como el aumento de la seguridad del personal de inspec-

ción ya que no han de estar físicamente en el área a evaluar.

Este artículo describe el diseño de una plataforma híbrida para la realización de inspecciones en buques de gran tonelaje [3, 4]. El diseño propuesto es una plataforma capaz de proporcionar al inspector una primera impresión del estado de las estructuras metálicas del buque. Cabe destacar la versatilidad del diseño, debido a la gran capacidad de carga útil, la cual permite la incorporación de una gran variedad de combinaciones de sensores. Con estas múltiples combinaciones, la plataforma puede usarse para diferentes tareas de inspección.

Este vehículo híbrido incorpora las ventajas de un robot aéreo y un robot terrestre en una sola plataforma. Centrándose en la plataforma diseñada en términos de inspección, la principal ventaja del modo terrestre es el aumento del tiempo disponible de inspección así como del área a inspeccionar sin tener que reemplazar la batería; esto es debido a que el vehículo no ha de levantar su propio peso para desplazarse y por consiguiente la energía utilizada es inferior. Por otra parte, el modo aéreo permite evitar obstáculos volando sobre ellos, así como inspeccionar zonas remotas a las que un robot terrestre no podría llegar. Resultados experimentales demuestran que la duración de la batería en un vehículo híbrido puede ser hasta 6 veces superior usando el vehículo como robot terrestre, mientras que la distancia de alcance es cuatro veces superior [5].

El diseño de la plataforma híbrida realizado esta basado en dos modelos. El primero es el HyTAQ del Instituto de Tecnología de Illinois [5], mientras que el segundo es un modelo comercial llamado Parrot MiniDrone. Ambos modelos se muestran en la figura 1.

Comparando los dos vehículos híbridos mencionados anteriormente, se puede observar que la mayor diferencia reside en la estructura que protege al cuatrirotor y que permite el desplazamiento terrestre. La ventaja de la estructura cerrada del HyTAQ es la mayor protección de los componentes internos, mientras que la gran ventaja de la estructura abierta del Parrot MiniDrone es que la



Figura 1: (izda) Parrot MiniDrone, (dcha) Hy-TAQ.

estructura exterior no interfiere en el campo de visión (FOV) de las cámaras. Combinando estas dos estructuras se ha diseñado una estructura exterior que protege el interior de la plataforma mientras que también permite instalar, por ejemplo, un sistema de cámaras estéreo en forma vertical sin que la estructura interfiera en el FOV de las cámaras.

El resto del artículo se organiza tal como se detalla a continuación: la Sección 2 describe en detalle el diseño mecánico de las dos estructuras, la terrestre y la aérea, las cuales combinándolas forman un solo robot; la Sección 3 describe la electrónica del vehículo híbrido; la Sección 4 describe el modelo dinámico del vehículo híbrido, considerando los dos modos de navegación; la Sección 5 enumera las conclusiones y trabajos futuros relacionados con el desarrollo del vehículo.

2. Diseño mecánico

En el proceso de diseño de un cuatrirotor se pueden destacar tres parámetros restrictivos fundamentales. Tal como se cita en [6], estos tres parámetros corresponden a la masa máxima, la máxima envergadura y la relación de empuje/peso deseado (normalmente esta relación es 3:1, pero cuando se quiere un movimiento mas suave —por ejemplo cuando se embarcan cámaras—, es aconsejable usar una relación 2:1).

La masa máxima viene definida por la suma de la masa del chasis, la masa del grupo de propulsión, la masa de la batería y la masa de la aviónica, donde la aviónica hace referencia a los sistemas electrónicos encargados del control de bajo nivel de la aeronave. Para poder obtener el valor de la masa máxima primero se define el peso de la masa de la aviónica, que típicamente corresponde a la unidad de control de vuelo (FMU). Por otra parte, la placa de procesamiento adicional y los sensores han sido definidos como peso extra (payload). Una vez el peso del chasis del vehículo es conocido, se realizan iteraciones hasta conseguir una correcta relación entre el grupo de propulsión, las hélices y la batería necesaria para obtener la relación empuje/peso requerida y el tiempo de operación del

vehículo.

Uno de los principales objetivos en el diseño mecánico de la plataforma es conseguir el mínimo tamaño posible del vehículo adaptándose a las necesidades que se han descrito anteriormente. En el diseño de un cuatrirotor, el tamaño total viene principalmente definido por el tamaño de las hélices. Por esta razón, se han elegido hélices de tres hojas, ya que se reduce su diámetro y por consiguiente el tamaño total del cuatrirotor. Modificando de n a m el número de hojas y considerando el mismo número de revoluciones por minuto y la misma velocidad de avance, el diámetro de la hélice varía tal como se muestra en la ecuación 1:

$$D_n = D_m \left(\frac{B_m}{B_n} \right)^{1/4} \quad (1)$$

En la ecuación anterior, B_i es el número de hojas y D_i es el diámetro de la hélice. Por otro lado, la experiencia ha demostrado que la eficiencia decrece cuando se incrementa el número de hojas (por ejemplo, de dos a tres hojas la eficiencia se reduce del 70 % al 67 %). Esta pérdida de eficiencia se debe a diferentes factores entre los que cabe destacar la turbulencia de aire generado debido a la mayor proximidad entre las hojas.

Tal como se describe en la ecuación 2, una hélice de tres hojas permite reducir el diámetro un 10 % respecto a una hélice de dos hojas:

$$D_3 = D_2 \cdot \left(\frac{2}{3} \right)^{1/4} = D_2 \cdot 0,904 \quad (2)$$

Con el fin de centrarnos en las características de cada estructura por separado, a continuación, el vehículo se describe en dos partes: primero la estructura terrestre y luego la estructura aérea.

2.1. Estructura terrestre

La estructura terrestre ha sido diseñada lo mas ligera posible para no incrementar la masa máxima del vehículo. Esta estructura terrestre ha de satisfacer las siguientes necesidades: ha de ser rígida para poder desplazarse por el suelo sin deformarse, pero al mismo tiempo ha de ser capaz de absorber posibles impactos del vehículo y de esta forma proteger los componentes internos de posibles daños. Una de las soluciones a las necesidades comentadas anteriormente es la fibra de carbono. Este material es muy utilizado en la robótica aérea debido a su gran dureza, poco peso y elongación casi nula. Sin embargo, una de las desventajas es la poca deformación de este material respecto a una carga. Esta deformación es inversamente proporcional al módulo elástico, que en la fibra de carbono es de entre 30 y 50 GPa, lo cual provoca que la estructura terrestre no sea lo suficientemente flexible para

absorber impactos. Por eso la fibra de vidrio, cuya deformación es superior debido a un módulo elástico entre 5 y 12 GPa, se adapta perfectamente a las necesidades del diseño. Para poder conseguir un buen amortiguamiento de impactos en el vehículo, se ha utilizado una combinación de fibras de vidrio de 2, 3 y 4 mm de sección.

Uno de los puntos débiles de la fibra de vidrio es el poco nivel de fricción que tiene. Con el objetivo de conseguir un giro controlado de las ruedas, un tubo de plástico envuelve las piezas de fibra de vidrio que tienen contacto con el suelo. Las varillas de fibra de vidrio se unen mediante piezas de polylactide (PLA) producidas por una impresora 3D.

2.2. Estructura aérea

La estructura aérea ha sido diseñada basándose en la estructura de un cuatrirotor. Esto es debido a la simplicidad y al reducido tamaño que ofrecen los cuatrirotores, comparándolos con otros multirotores como los hexarotores o los octo-rotores. Los cuatrirotores, como su nombre indica, se caracterizan por ser propulsados y comandados por cuatro rotores cuyas velocidades absolutas y relativas de unos respecto de los otros dan lugar al movimiento del vehículo. Frente a otros multirotores, los cuatrirotores presentan una nula capacidad de reacción cuando un motor deja de funcionar.

El diseño de un cuatrirotor se corresponde con una de las siguientes variaciones: configuración en forma de cruz (+), en forma de aspa (×) y en forma de H. La variación en forma de cruz es la idónea para acrobacias aéreas, pero no se adapta al diseño propuesto ya que, por una parte, la disposición de las hélices provoca que dos de sus brazos estén menos protegidos por la estructura terrestre y, por otra parte, limita el espacio disponible para la colocación de sensores a bordo. La variación en forma de H se caracteriza por tener el centro de gravedad (COG) a la misma altura que las hélices, lo cual provoca un menor tiempo de respuesta cuando se inicia una maniobra. La variación seleccionada para nuestro diseño corresponde a la forma en aspa con torre central. Esta torre permite albergar la aviónica y el procesador de alto nivel. Además, el COG se puede ajustar según la disposición de los componentes en la torre. Si la distancia del COG respecto al centro instantáneo de rotación (CIR) es muy pequeña, la estructura aérea puede rotar sobre sí misma, mientras que, si esta distancia es muy grande, la eficiencia del vehículo en cualquiera de los dos modos de navegación disminuye, ya que el esfuerzo para realizar un movimiento de cabeceo (pitch) es mayor.

Para concluir este apartado, se ha de destacar que

el diseño ha sido realizado buscando una sustitución rápida y fácil de las diferentes piezas en caso de colisión.

3. Diseño electrónico

La arquitectura de control del robot se puede dividir en dos partes: la primera esta ubicada en el vehículo, mientras que la segunda esta ubicada en una estación base. A bordo del vehículo hay dos unidades de procesamiento: una FMU y un PC empotrado (ver figura 3).

La FMU es la encargada del control de bajo nivel de la plataforma, como por ejemplo el control de postura del vehículo. En este proyecto, la FMU seleccionada es la Pixhawk Autopilot debido a la memoria adicional, y al alto rendimiento de la CPU. Mas detalladamente, las características más importantes de la FMU son: microcontrolador STM32F427 ARM Cortex M4 con DSP y acelerador por hardware basado en coma flotante (FPU), 168 MHz, 256 KB de RAM, 2 MB de memoria flash, y co-procesador de 32 bits STM32F103. Además esta placa incorpora una unidad de medición inercial (IMU) equipada con un sensor de presión barométrica y un giróscopo, un acelerómetro y un magnetómetro tri-axiales.

El PC empotrado, llamado procesador de alto nivel en la figura 3, es el encargado de procesar los datos de los sensores, de ejecutar los comportamientos autónomos del robot, así como los comportamientos necesarios para garantizar la seguridad de la plataforma y gestionar la comunicación inalámbrica con la estación base. La comunicación inalámbrica es administrada por ROS (Robot Operative System) [7] ejecutado sobre Linux Ubuntu. En esta aplicación, ROS desempeña un papel esencial al proveer al sistema de un *middleware* para el intercambio de mensajes entre procesos distribuidos de forma transparente.

Aparte de los sensores que incorpora la FMU, este vehículo híbrido ha sido diseñado para poder alojar diferentes configuraciones de sensores que permitan que cada tipo de inspección se lleve a cabo de forma satisfactoria. La configuración de sensores seleccionada alberga dos sensores de flujo óptico (uno orientado hacia delante y otro orientado hacia abajo), un conjunto de sensores de ultrasonidos para evitar colisiones, y un conjunto flexible de cámaras. Con esta combinación, el vehículo es capaz de realizar tareas de localización, construcción de mapas, detección y evitación de obstáculos, grabación de vídeo, etc.

La figura 3 muestra la electrónica del cuatrirotor y las conexiones con la estación base.

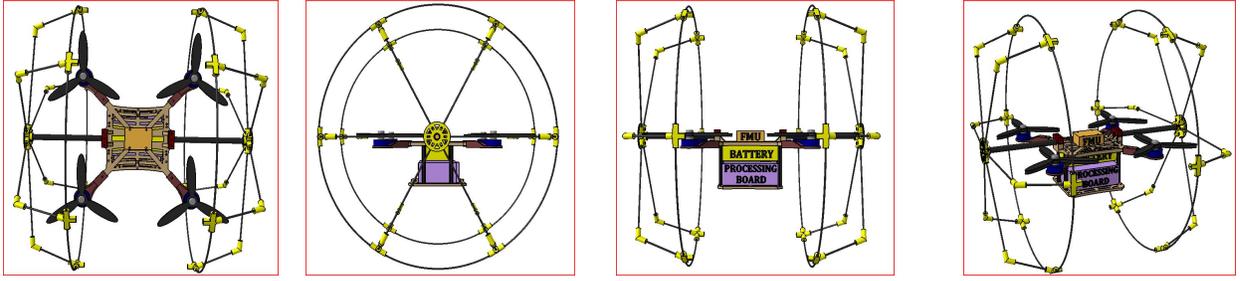


Figura 2: Diferentes perspectivas de la plataforma híbrida diseñada.

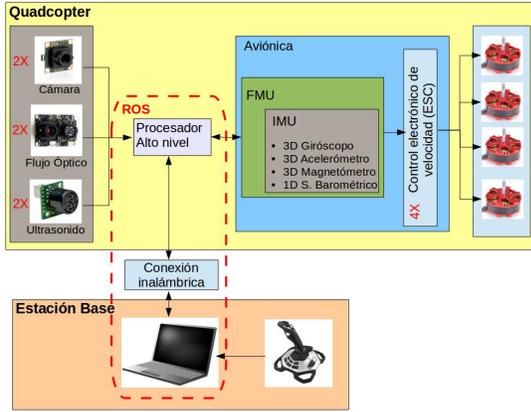


Figura 3: Diagrama de bloques de la electrónica de la plataforma y su relación con la estación base

4. Modelización del vehículo híbrido

Las siguientes secciones describen el modelo dinámico del vehículo, el cual resultará útil tanto para tareas de dimensionado y simulación, como para llevar a cabo el diseño del sistema de control.

4.1. Movimiento generado

El movimiento de la plataforma híbrida, en los dos modos de navegación, se realiza mediante rotores ubicados en las cuatro esquinas del cuatrirotor. Cada uno de los cuatro rotores tiene una hélice que gira solidaria a él, dos de estas hélices giran en sentido horario, mientras que las otras dos giran en sentido antihorario. En este tipo de plataforma, el control del movimiento del vehículo se obtiene modificando la velocidad de cada rotor respecto a los demás rotores. El hecho de que cada par de hélices gire en sentido contrario, provoca una cancelación del momento respecto al eje Z, permitiendo, por una parte, que el vehículo pueda volar recto y, por otra parte, incrementar la eficiencia y el tiempo de vuelo, ya que no es necesario un empuje extra para compensar la rotación no deseada. La relación de fuerza F_i y momento M_i de cada motor

respecto a su velocidad angular w_i se muestra en las ecuaciones 3-4:

$$F_i = k_F w_i^2 \quad (3)$$

$$M_i = k_M w_i^2 \quad (4)$$

donde k_F y k_M corresponden a las constantes de fuerza y par del conjunto motor-hélice. Estos valores se obtiene empíricamente midiendo la relación entre la velocidad angular y la fuerza generada por el conjunto hélice-motor.

La fuerza ejercida por este conjunto y los ejes de referencia del sistema son detallados en la figura 4. Para poder realizar el análisis dinámico del sistema se han utilizado tres sistemas de coordenadas: cuatrirotor (x_q, y_q, z_q) , rueda (x_r, y_r, z_r) y global (X, Y, Z) .

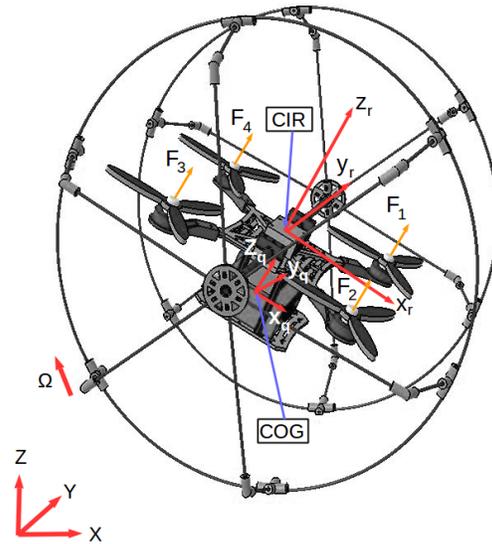


Figura 4: Fuerzas de los rotores y sistemas de coordenadas asociados a la plataforma.

La entrada del sistema u en los dos modos de navegación se corresponde con el estado de los cuatro conjuntos motor-hélice. Esta entrada se puede representar de la siguiente forma: u_f corresponde a la fuerza ejercida en la dirección del eje z_q del cuatrirotor, mientras que u_ϕ , u_θ , u_ψ corresponde res-

pectivamente a los momentos ejercidos sobre los ejes x_q, y_q, z_q . Tal como muestra la ecuación 4.1, actuando sobre la velocidad de los motores w_i se puede obtener el empuje del vehículo en z y los ángulos de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw) deseados.

$$u = \begin{bmatrix} u_f \\ u_\phi \\ u_\theta \\ u_\psi \end{bmatrix} = k_F \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 \\ -L & L & L & -L \\ -L & -L & L & L \\ \frac{k_M}{k_F} & -\frac{k_M}{k_F} & \frac{k_M}{k_F} & -\frac{k_M}{k_F} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} w_1^2 \\ w_2^2 \\ w_3^2 \\ w_4^2 \end{bmatrix}$$

donde L es la distancia del centro del cuatrirotor al centro de cada motor.

Cuando se está en modo terrestre, las ruedas del vehículo ruedan en el suelo usando solo la fuerza generada por el conjunto motor-hélice. La dirección y la velocidad de movimiento es gobernada por la relación de velocidades de cada rotor. Tan pronto como se quiere cambiar de modo de navegación, se cambia el control de la plataforma variando la relación de las velocidades del motor y por consiguiente las fuerzas ejercidas, permitiendo que el robot vuele.

4.2. Dinámica del sistema

Existen principalmente dos métodos para obtener las ecuaciones dinámicas de un sistema: el método de Lagrange, basado en el balance de energías, y el método de Newton-Euler, basado en el balance de fuerzas. Aunque los dos métodos llegan a las mismas ecuaciones, el modelo de Lagrange ofrece una solución con ecuaciones en forma cerrada, en las que se puede ver fácilmente la estructura completa.

Debido a la gran diferencia existente a nivel de modelo dinámico entre los dos modos de navegación del robot, ambos se describirán a continuación de manera independiente.

4.2.1. Modo de navegación aéreo

La dinámica de este modo de navegación ha sido publicada en numerosos artículos y libros entre los que cabe destacar [8–10]. Por esta razón, en este apartado solo se citarán las ecuaciones de la cinemática y la dinámica sin entrar en detalles.

La relación entre las coordenadas del sistema de coordenadas global (X, Y, Z) y el sistema de coordenadas del robot (x_q, y_q, z_q) se muestran en la ecuación 5 ($c\alpha$ y $s\alpha$ corresponden respectivamente a $\cos \alpha$ y $\sin \alpha$):

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = \mathcal{R} \begin{bmatrix} x_q \\ y_q \\ z_q \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\mathcal{R} = \begin{bmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{bmatrix}$$

Así, el modelo dinámico que describe movimientos en x , y y z viene dado por las ecuaciones 6-8:

$$(m_q + m_r)\ddot{x}_q = (c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi) u_f \quad (6)$$

$$(m_q + m_r)\ddot{y}_q = (c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi) u_f \quad (7)$$

$$(m_q + m_r)\ddot{z}_q = (c\phi c\theta) u_f - (m_q + m_r)g \quad (8)$$

donde m_r y m_q son respectivamente la masa de la rueda y la masa del cuatrirotor, y g es la aceleración debida a la gravedad.

El modelo dinámico del vehículo híbrido que describe las rotaciones de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw) viene definido por las ecuaciones 9-11:

$$I_{xx}^q \ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy}^q - I_{zz}^q) + u_\phi \quad (9)$$

$$I_{yy}^q \ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz}^q - I_{xx}^q) + u_\theta \quad (10)$$

$$I_{zz}^q \ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx}^q - I_{yy}^q) + u_\psi \quad (11)$$

donde $I_{xx}^q, I_{yy}^q, I_{zz}^q$ son los momentos de inercia del cuatrirotor respecto de los diferentes ejes.

4.2.2. Modo de navegación terrestre

El modelo dinámico terrestre que se describe en esta sección es una adaptación del modelo descrito en [5]. En este modelo, el vehículo se evalúa como un disco en posición vertical, por eso sólo se tiene en cuenta los ejes de coordenadas x e y , ya que la posición sobre el eje z es constante.

Considerando que la velocidad en el punto de contacto de la rueda con el suelo es 0, lo cual implica que la rueda siempre gira y no se desliza, se pueden definir las restricciones de movimiento no holonómico según los ejes x e y . Por otra parte, estas restricciones corresponden también a la cinemática del sistema. Estas restricciones se obtienen con las ecuaciones 12-13 y relacionan la velocidad del movimiento en X e Y con la velocidad angular de la rueda $\dot{\Omega}$ y la orientación del vehículo ψ :

$$\dot{x}_r = R\dot{\Omega} \cos(\psi) \quad (12)$$

$$\dot{y}_r = R\dot{\Omega} \sin(\psi) \quad (13)$$

Tal como se ha comentado anteriormente, para obtener el modelo dinámico se ha utilizado el método de balance de energías de Lagrange. La ecuación 14 define la energía cinética T , mientras que

la ecuación 15 determina la energía potencial V del sistema:

$$T = \frac{1}{2}(m_r + m_q)(\dot{x}_r^2 + \dot{y}_r^2) + \frac{1}{2}(I_{yy}^q + m_q d^2)\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}[I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta]\dot{\psi}^2 + \frac{1}{2}I_{yy}^r \dot{\Omega}^2 \quad (14)$$

$$V = m_q g d [1 - \cos \theta] \quad (15)$$

donde d es la distancia entre el COG y el CIR.

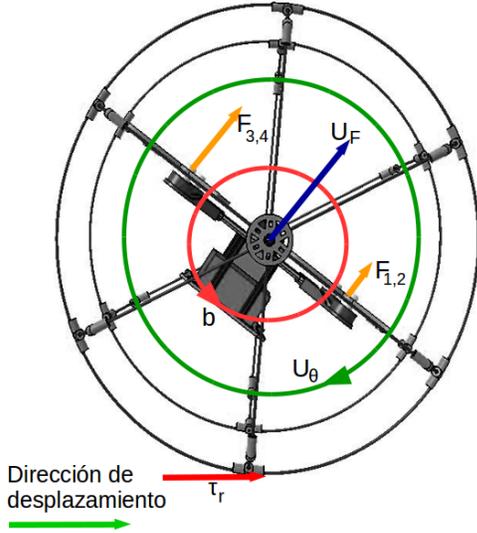


Figura 5: Fuerzas externas que afectan a la plataforma.

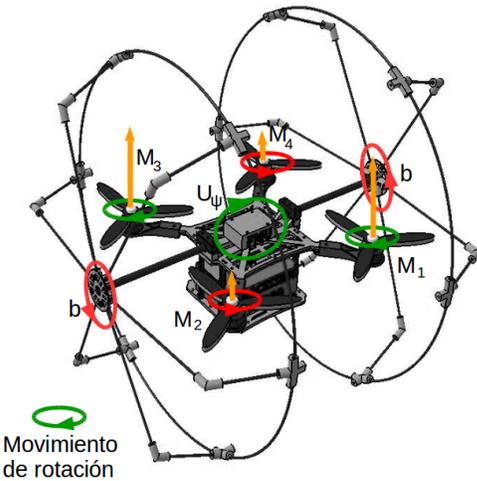


Figura 6: Momentos externos que afectan a la plataforma

Las fuerzas y momentos externos que afectan a la dinámica del sistema se muestran en las ecuacio-

nes 16-17 (ver figuras 5 y 6):

$$f_e = \begin{bmatrix} u_f \sin \theta \cos \psi \\ u_f \sin \theta \sin \psi \\ u_f \cos \theta - (m_q + m_r)g \end{bmatrix} \quad (16)$$

$$\tau_e = \begin{bmatrix} 0 \\ u_\theta - b\dot{\Omega} - b\dot{\theta} - \tau_r \\ u_\psi \cos \theta - b_\psi \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (17)$$

donde b es el coeficiente de fricción de los rodamientos, los cuales permiten el giro independiente de las ruedas y el cuadrúpedo, $b_\psi = k_{\theta \rightarrow \psi} b$ es el coeficiente de fricción asociado a un movimiento en guiñada realizado mediante los mismos rodamientos ($k_{\theta \rightarrow \psi}$ relaciona el giro de los rodamientos con el giro en guiñada), y τ_r es la resistencia del suelo al rodamiento de la rueda, y viene determinado por la ecuación 18:

$$\tau_r = C_r R |(m_q + m_r)g - u_f \cos \theta| \quad (18)$$

donde R corresponde al radio de la rueda, y C_r es el factor de resistencia al rodamiento. Nótese que los términos no conservativos relacionados con el rozamiento de los rodamientos se han supuesto proporcionales a las velocidades angulares correspondientes.

En la ecuación de Lagrange 19 (como referencia, véase [11]):

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_k} - \frac{\partial L}{\partial q_k} = Q_{qk} + \lambda_1 a_{qk,1} + \lambda_2 a_{qk,2} \quad (19)$$

q_k es la variable de estado x_r , y_r , Ω , ψ o θ , Q_{qk} es la fuerza o momento externo relacionado con la variable, y λ_1 y λ_2 son los multiplicadores de Lagrange correspondientes a las restricciones no holonómicas 20 y 21:

$$g_1 = \dot{x}_r - R\dot{\Omega} \cos \psi = 0 \quad (20)$$

$$g_2 = \dot{y}_r - R\dot{\Omega} \sin \psi = 0 \quad (21)$$

las cuales modelizan puro rodamiento sin desplazamiento lateral y, por tanto, velocidad nula en el punto de contacto de la rueda con el suelo.

A partir de la ecuación de Lagrange para las variables x_r e y_r se obtienen λ_1 y λ_2 :

$$(m_q + m_r)\ddot{x}_r = u_f \sin \theta \cos \psi + \lambda_1 \quad (22)$$

$$(m_q + m_r)\ddot{y}_r = u_f \sin \theta \sin \psi + \lambda_2 \quad (23)$$

Estos a su vez se emplean para derivar las ecuacio-

nes para las variables θ , ψ y Ω (ecuaciones 24-26):

$$I_{yy}^r \ddot{\Omega} = u_f R \sin \theta - b \dot{\Omega} - \tau_r - (m_q + m_r) R (\ddot{x}_r \cos \psi + \dot{y}_r \sin \psi) \quad (24)$$

$$(I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta) \ddot{\psi} = u_\psi \cos \theta - b_\psi \dot{\psi} - 2 \sin \theta \cos \theta (I_{xx}^q - I_{zz}^q) \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (25)$$

$$(I_{yy}^q + m_q d^2) \ddot{\theta} = u_\theta - b \dot{\theta} + (I_{xx}^q - I_{zz}^q) \sin \theta \cos \theta \dot{\psi}^2 - m_q g d \sin \theta \quad (26)$$

(Véase el apéndice para la derivación detallada.)

Las ecuaciones 12-13 y 24-26 definen el modelo dinámico del sistema terrestre.

A modo de ejemplo, la figura 7 muestra simulaciones del anterior modelo dinámico para diferentes valores de sus entradas. Más concretamente, se mantiene una consigna de velocidad angular sobre los motores durante 0.5 segundos y se deja evolucionar el sistema. En particular, para provocar un movimiento de cabeceo (pitch) θ , las velocidades angulares de los motores $w_{1,2}$ y $w_{3,4}$ se mantienen a diferente valor, lo cual provoca un momento sobre y_q que, junto con el empuje U_f , da lugar a una traslación sobre el plano del suelo. Por otro lado, para provocar un giro alrededor de z_q se ha de realizar un movimiento en guiñada (yaw) manteniendo las velocidades angulares $w_{1,3}$ diferentes a $w_{2,4}$.

5. Conclusiones y trabajo futuro

Este artículo describe una plataforma híbrida, aérea y terrestre, diseñada para realizar tareas de inspección visual. Combinando dos plataformas en una, es posible conseguir las ventajas de un robot aéreo y de un robot terrestre. Los principales aspectos mecánicos y electrónicos de la plataforma han sido detallados, así como su modelo dinámico. Por otra parte, cabe destacar que el vehículo ha sido diseñado con una gran carga útil que permite incorporar diferentes combinaciones de sensores. Con estas características, el vehículo puede ser configurado para diferentes tareas de inspección.

Por otro lado, gracias al PC empotrado y la posibilidad de embarcar diferentes configuraciones de sensores, la plataforma híbrida tiene capacidad para ser dotada de autonomía supervisada. Esta implementará un conjunto de comportamientos que permitirán obtener un cierto nivel de autonomía, que cubrirá diferentes tipos de tareas y situaciones, alcanzando niveles de baja o media complejidad sin intervención humana. Para abarcar mayores niveles de complejidad, el modelo de

autonomía supervisada introduce un operador en el lazo de control. De hecho, la idea principal no es la de cambiar de un modo de operación (total autonomía) a otro (teleoperación), sino la de implementar una estrategia global donde el humano esté siempre dentro del lazo de control, monitorizando el progreso de la tarea y pudiendo tomar el control de la plataforma en cualquier momento.

La incorporación de la autonomía supervisada pretende ayudar al operador en el guiado del robot mediante comandos intuitivos los cuales evitarán tener que controlar acciones complejas de la plataforma y centrarse en las tareas de inspección.

Agradecimientos

Este trabajo esta parcialmente financiado por el proyecto FP7 INCASS (MOVE/FP7/605200/INCASS)

Referencias

- [1] M. Eich, F. Bonnin-Pascual, E. Garcia-Fidalgo, A. Ortiz, G. Bruzzone, Y. Koveos, and F. Kirchner, "A robot application for marine vessel inspection," *Journal of Field Robotics*, vol. 31, no. 2, pp. 319–341, 2014.
- [2] M. Burri, J. Nikolic, C. Hurzeler, G. Caprari, and R. Siegwart, "Aerial service robots for visual inspection of thermal power plant boiler systems," in *Applied Robotics for the Power Industry (CARPI), 2012 2nd International Conference on*, 2012, pp. 70–75.
- [3] F. Bonnin-Pascual, E. Garcia-Fidalgo, and A. Ortiz, "Semi-autonomous visual inspection of vessels assisted by an unmanned micro aerial vehicle," in *IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, oct. 2012, pp. 3955–3961.
- [4] A. Ortiz, F. Bonnin, A. Gibbins, P. Apostolopoulou, W. Bateman, M. Eich, F. Spadoni, M. Caccia, and L. Drikos, "First steps towards a roboticized visual inspection system for vessels," in *IEEE International Conference on Emerging Technologies and Factory Automation*, 2010, pp. 1–6.
- [5] A. Kalantari and M. Spenko, "Design and experimental validation of HyTAQ, a hybrid terrestrial and aerial quadrotor," in *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, 2013, pp. 4445–4450.
- [6] S. Bouabdallah and R. Siegwart, "Design and control of a miniature quadrotor," in *Advances in Unmanned Aerial Vehicles*, ser. Intelligent Systems, Control and Automation:

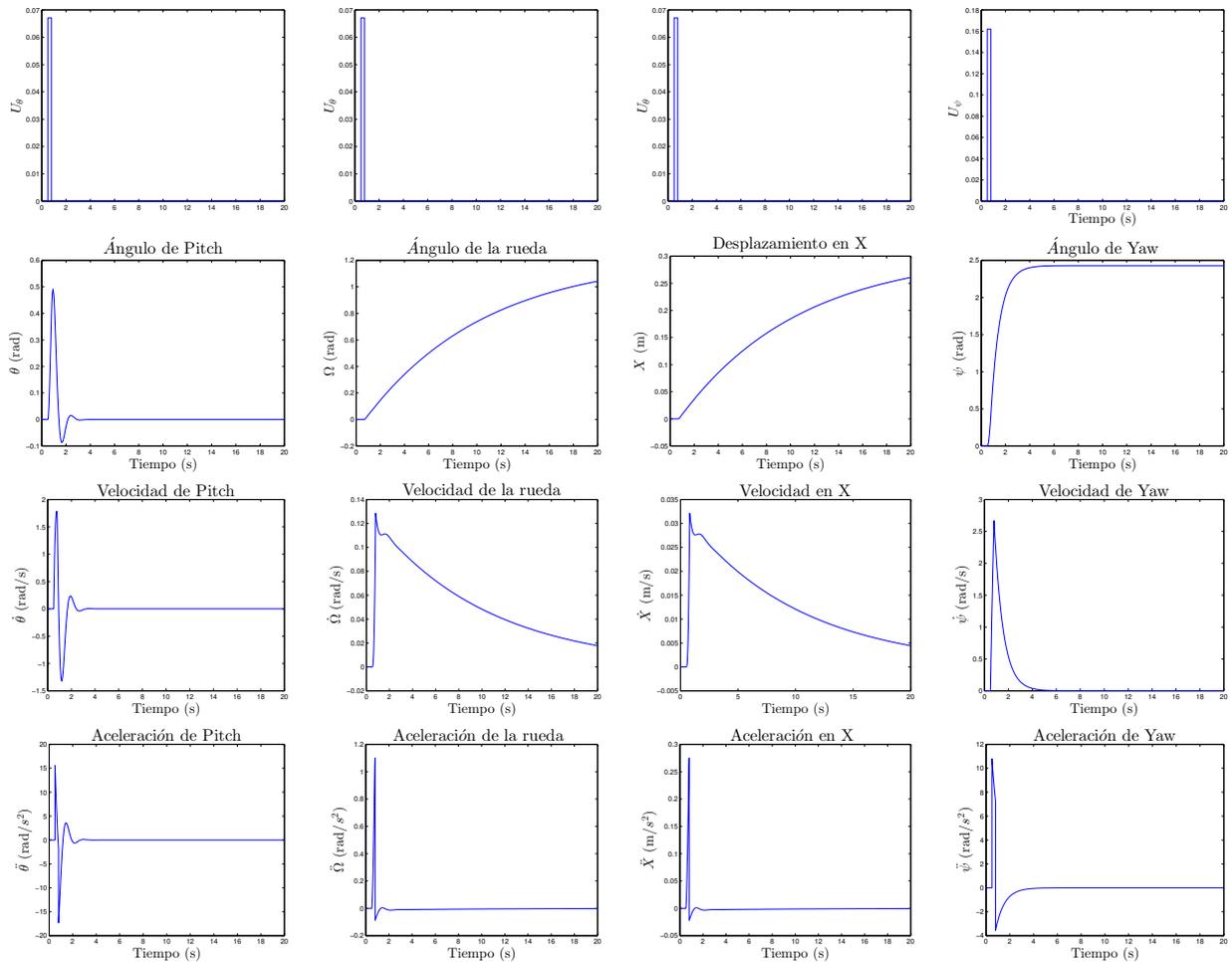


Figura 7: Gráficos ilustrativos del modelo dinámico correspondiente al modo terrestre.

Science and Engineering, K. Valavanis, Ed. Springer Netherlands, 2007, vol. 33, pp. 171–210.

Springer London, 2013, pp. 23–34. [Online]. Available: http://dx.doi.org/10.1007/978-1-4471-4399-4_2

- [7] M. Quigley, K. Conley, B. P. Gerkey, J. Faust, T. Foote, J. Leibs, R. Wheeler, and A. Y. Ng, “ROS: an open-source Robot Operating System,” in *ICRA Workshop on Open Source Software*, 2009.
- [8] S. Bouabdallah and R. Siegwart, “Full control of a quadrotor,” in *Intelligent Robots and Systems, 2007. IROS 2007. IEEE/RSJ International Conference on*, 2007, pp. 153–158.
- [9] S. Barros dos Santos, C. Nascimento, and S. Givigi, “Design of attitude and path tracking controllers for quad-rotor robots using reinforcement learning,” in *Aerospace Conference, 2012 IEEE*, 2012, pp. 1–16.
- [10] L. García Carrillo, A. Dzul López, R. Lozano, and C. Pégard, “Modeling the quad-rotor mini-robotcraft,” in *Quad Rotorcraft Control*, ser. Advances in Industrial Control.
- [11] W. Greiner, *Classical mechanics: systems of particles and Hamiltonian dynamics*. Berlin, Heidelberg: Springer, 2010.

Apéndice: Modelo dinámico del modo de navegación terrestre

La energía cinética T y potencial V , así como la función de Lagrange $L = T - V$ vienen dadas por:

$$\begin{aligned}
 T &= \frac{1}{2}(m_r + m_q)(\dot{x}_r^2 + \dot{y}_r^2) + \frac{1}{2}(I_{yy}^q + m_q d^2)\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}[I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta]\dot{\psi}^2 + \frac{1}{2}I_{yy}^r \dot{\Omega}^2 \\
 V &= m_q g d[1 - \cos \theta] \\
 L &= T - V \\
 &= \frac{1}{2}(m_r + m_q)(\dot{x}_r^2 + \dot{y}_r^2) + \frac{1}{2}(I_{yy}^q + m_q d^2)\dot{\theta}^2 + \frac{1}{2}[I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta]\dot{\psi}^2 + \frac{1}{2}I_{yy}^r \dot{\Omega}^2 \\
 &\quad - m_q g d[1 - \cos \theta]
 \end{aligned}$$

Por otro lado, las fuerzas y momentos externos al sistema vienen dados por:

$$\begin{aligned}
 f_e &= \begin{bmatrix} u_f \sin \theta \cos \psi \\ u_f \sin \theta \sin \psi \\ u_f \cos \theta - (m_q + m_r)g \end{bmatrix} \\
 \tau_e &= \begin{bmatrix} 0 \\ u_\theta - b\dot{\Omega} - b\dot{\theta} - \tau_r \\ u_\psi \cos \theta - b_\psi \dot{\psi} \end{bmatrix} \\
 \tau_r &= C_r R |(m_q + m_r)g - u_f \cos \theta| \\
 b_\psi &= k_{\theta \rightarrow \psi} b
 \end{aligned}$$

Las restricciones no holonómicas que modelizan el rodamiento puro sin deslizamiento lateral se corresponden con:

$$\begin{aligned}
 g_1 &= \dot{x}_r - R\dot{\Omega} \cos \psi = 0 \\
 g_2 &= \dot{y}_r - R\dot{\Omega} \sin \psi = 0
 \end{aligned}$$

las cuales se pueden plantear en términos de diferenciales tal y como se indica a continuación:

$$\begin{aligned}
 g_1 &= dx_r - R \cos \psi d\Omega = 0 \\
 g_2 &= dy_r - R \sin \psi d\Omega = 0
 \end{aligned}$$

Las ecuaciones de Euler-Lagrange que relacionan la función de Lagrange L con las fuerzas y momentos externos Q y las restricciones g_i adoptan la forma [11]:

$$\begin{aligned}
 \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_k} - \frac{\partial L}{\partial q_k} &= Q_{q_k} + \lambda_1 a_{q_k,1} + \lambda_2 a_{q_k,2} \\
 g_j &= \sum_k a_{q_k,j} dq_k = 0
 \end{aligned}$$

Para el caso del vehículo híbrido y $q_k \in \{x_r, y_r, \Omega, \psi, \theta\}$ se obtienen las siguientes ecuaciones:

(x_r)

$$\left. \begin{aligned}
 \frac{\partial L}{\partial \dot{x}_r} &= (m_q + m_r)\dot{x}_r \\
 \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{x}_r} &= (m_q + m_r)\ddot{x}_r \\
 \frac{\partial L}{\partial x_r} &= 0 \\
 Q_{x_r} &= u_f \sin \theta \cos \psi, \quad a_{x_r,1} = 1, \quad a_{x_r,2} = 0
 \end{aligned} \right\} \Rightarrow \begin{aligned}
 (m_q + m_r)\ddot{x}_r &= u_f \sin \theta \cos \psi + \lambda_1 \\
 &\quad \Downarrow \\
 \lambda_1 &= (m_q + m_r)\ddot{x}_r - u_f \sin \theta \cos \psi
 \end{aligned}$$

(y_r)

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \dot{y}_r} &= (m_q + m_r) \dot{y}_r \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{y}_r} &= (m_q + m_r) \ddot{y}_r \\ \frac{\partial L}{\partial y_r} &= 0 \\ Q_{y_r} &= u_f \sin \theta \sin \psi, \quad a_{y_r,1} = 0, \quad a_{y_r,2} = 1 \end{aligned} \right\} \Rightarrow \begin{aligned} (m_q + m_r) \ddot{y}_r &= u_f \sin \theta \sin \psi + \lambda_2 \\ &\Downarrow \\ \lambda_2 &= (m_q + m_r) \ddot{y}_r - u_f \sin \theta \sin \psi \end{aligned}$$

(Ω)

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \dot{\Omega}} &= I_{yy}^r \dot{\Omega} \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\Omega}} &= I_{yy}^r \ddot{\Omega} \\ \frac{\partial L}{\partial \Omega} &= 0 \\ Q_{\Omega} &= -b\dot{\Omega} - \tau_r, \quad a_{\Omega,1} = -R \cos \psi, \quad a_{\Omega,2} = -R \sin \psi \\ &\Rightarrow I_{yy}^r \ddot{\Omega} = -b\dot{\Omega} - \tau_r - \lambda_1 R \cos \psi - \lambda_2 R \sin \psi \\ &\Rightarrow I_{yy}^r \ddot{\Omega} = -b\dot{\Omega} - \tau_r + u_f R \sin \theta - (m_q + m_r) R (\ddot{x}_r \cos \psi + \ddot{y}_r \sin \psi) \end{aligned} \right\}$$

(ψ)

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} &= (I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta) \dot{\psi} \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} &= 2 \sin \theta \cos \theta (I_{xx}^q - I_{zz}^q) \dot{\theta} \dot{\psi} + (I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta) \ddot{\psi} \\ \frac{\partial L}{\partial \psi} &= 0 \\ Q_{\psi} &= u_{\psi} \cos \theta - b_{\psi} \dot{\psi}, \quad a_{\psi,1} = 0, \quad a_{\psi,2} = 0 \\ &\Rightarrow 2 \sin \theta \cos \theta (I_{xx}^q - I_{zz}^q) \dot{\theta} \dot{\psi} + (I_{zz}^r + I_{xx}^q \sin^2 \theta + I_{zz}^q \cos^2 \theta) \ddot{\psi} = u_{\psi} \cos \theta - b_{\psi} \dot{\psi} \end{aligned} \right\}$$

(θ)

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} &= (I_{yy}^q + m_q d^2) \dot{\theta} \\ \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} &= (I_{yy}^q + m_q d^2) \ddot{\theta} \\ \frac{\partial L}{\partial \theta} &= (I_{xx}^q \sin \theta \cos \theta - I_{zz}^q \cos \theta \sin \theta) \dot{\psi}^2 - m_q g d \sin \theta \\ Q_{\theta} &= u_{\theta} - b\dot{\theta}, \quad a_{\theta,1} = 0, \quad a_{\theta,2} = 0 \\ &\Rightarrow (I_{yy}^q + m_q d^2) \ddot{\theta} - (I_{xx}^q - I_{zz}^q) \sin \theta \cos \theta \dot{\psi}^2 + m_q g d \sin \theta = u_{\theta} - b\dot{\theta} \end{aligned} \right\}$$