

## CÁMARAS DIGITALES DE BAJO COSTO COMO SENSORES DE ACTITUD EN APLICACIONES SUBORBITALES

HINTZ Luis G. <sup>(1)</sup>, OVIEDO CODIGONI Carlos <sup>(2)</sup>, ZIMMERMANN Yamil E. <sup>(2)</sup>  
GASPANELLO Juan J. <sup>(2)</sup>

Asesores: COVA Walter J. D. <sup>(1)(2)</sup>, PEDRONI Juan Pablo <sup>(1)(2)</sup>

<sup>(1)</sup> Universidad Tecnológica Nacional – Facultad Regional Córdoba  
Maestro M. López esq. Cruz Roja Argentina – CP (5000) Córdoba – Argentina

<sup>(2)</sup> Universidad Tecnológica Nacional – Facultad Regional La Rioja  
San Nicolás de Bari (E) 1100 – CP (5300) La Rioja – Argentina

**Resumen:** En el presente trabajo se expone la utilización de cámaras digitales realizadas con tecnologías de bajo costo como sensores de horizonte utilizables en lazos de control de actitud angular por eyección de gas de cargas útiles en vuelos suborbitales. Se presentan las características básicas del simulador de estados para validar las leyes de control y detección de actitud. Se exponen también las características del hardware seleccionado y su software asociado.

Palabras clave: Sensor de horizonte, Cámara digital, Procesamiento de imagen, Control de actitud.

### 1. INTRODUCCIÓN

El empleo de cámaras digitales para la determinación de la actitud de vuelo de micro satélites ha sido publicado, entre otros, por Meller *et al.* (2000), Makovec (2001), Makovec *et al.* (2001), describiéndose algoritmos de detección de horizonte basados en el contraste planeta-espacio tanto en el espectro visible como en el infrarrojo. En las aplicaciones satelitales se emplean cámaras especiales con lentes de importante apertura de campo. En las aplicaciones suborbitales, debido a la corta duración del segmento de trayectoria útil, resulta de interés lograr una rápida estabilización de la actitud del vehículo (o carga útil), a fin de maximizar el tiempo disponible para la realización de las experiencias embarcadas: captación de imágenes multispectrales, experimentos de micro-gravedad, validación de sensores de todo tipo, etc. La brevedad de la misión, conduce a su vez a dar preferencia a la utilización de sensores y actuadores confiables y de costo reducido en la implementación del sistema de control de actitud.

El presente trabajo forma parte del Proyecto de Investigación y Desarrollo (PID) interfacultades homologado por la Universidad Tecnológica Nacional, código AMIFNLR0003995: *Desarrollo de Sensor de*

*Horizonte Basado en Cámara Digital*, que se lleva a cabo en forma conjunta entre las Facultades Regionales La Rioja y Córdoba.

La organización de la presentación es la siguiente: en la Sección 2 se establecen las condiciones generales de funcionamiento del sistema de control, la modelización de las imágenes que produciría una cámara y su empleo para sensar la actitud angular. La Sec. 3 trata de la generación de imágenes semi-reales para determinar los requerimientos de procesamiento asociados. En la Sec. 4 se presenta la solución tecnológica empleada como computadora de vuelo. Finalmente, las conclusiones se discuten en la Sec. 5.

### 2. CONDICIONES DE OPERACIÓN

Una vez producida la separación de la carga útil de su vehículo portador, la misma describe una trayectoria balística suborbital, siendo necesario estabilizar su orientación angular (actitud de vuelo). Ello se logra aplicando cuplas de reacción mediante eyección controlada de gas a través de toberas convenientemente distribuidas con respecto del eje longitudinal (o eje de rolido) y de los ejes ortogonales (ejes de cabeceo y de guiñada) de la carga útil. El conjunto de

sensores está integrado por un magnetómetro, un girómetro (que detecta la velocidad de rolido) y un sensor de horizonte.

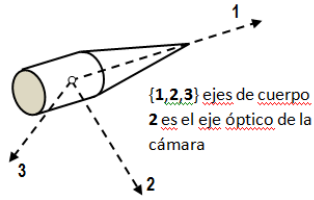


Fig. 1. Esquema de la carga útil.

El proceso de estabilización comprende una serie de fases: a) reducción de la velocidad de rolido a fin de minimizar el acoplamiento de movimientos entre ejes debido a que la carga útil es un cuerpo axisimétrico, pero con momentos de inercia desiguales (Fig. 1). b) Posterior orientación el eje longitudinal para ponerlo paralelo con la dirección del campo magnético terrestre. c) Conseguida la orientación aproximada del eje longitudinal, se utiliza la señal del sensor de horizonte para lograr la actitud deseada en rolido.

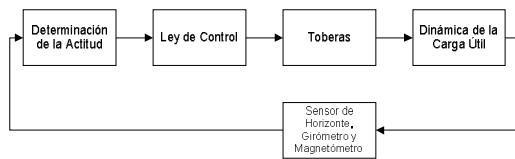


Fig. 2. Modelo Conceptual del Sistema

Conceptualmente, el modelo de diagrama de bloques del sistema se presenta en la Fig 2.

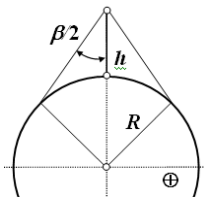


Fig. 3. Ángulo del horizonte

Sin entrar en consideraciones sobre el tipo de cámara a emplear (luz visible o IR), la Fig. 3 muestra el ángulo  $(\beta/2)$  que subtende el horizonte para un vehículo que se encuentra a  $h$  km de altura por sobre la superficie de la Tierra de radio  $R=6371$  km:

$$\beta/2 = \sin^{-1} \left( \frac{R}{h+R} \right) \approx 90^\circ - \sqrt{h} \quad (1)$$

por lo que a 100 km de altura es  $\beta/2 = 79.9^\circ$ . Con estas consideraciones y tomando al eje óptico de la cámara coincidente con el eje  $O_2$ , la imagen que se formaría en una cámara orientada de acuerdo a la posición nominal deseada de la carga útil (eje  $O_1$  paralelo al vector magnético terrestre  $\mathbf{B}$  y eje  $O_2$  tangente al cono de horizonte) es la que se muestra en la Fig. 4 en la que el vector  $\mathbf{N}$  corresponde a la vertical local. La traza teórica del horizonte sobre el plano de imagen es un arco de cónica. A efectos de realizar estudios previos de simulación numérica y semi-real,

resulta de interés conocer qué imagen capta la cámara. Para ello es necesario conocer la orientación de los ejes  $\{1,2,3\}$  respecto de una terna inercial de referencia. Por la corta duración del vuelo suborbital, puede tomarse como inercial a la terna geográfica asociada al punto de lanzamiento, despreciando así los movimientos de rotación y traslación de la Tierra.

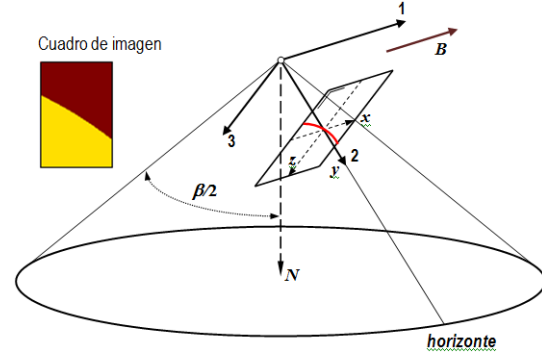


Fig. 4. Geometría de la imagen del horizonte.

Se parte entonces de la terna standard  $\{N,E,D\}$  (North, East, Down) para la cual se conocen las componentes del vector campo magnético terrestre aplicando el modelo IGRF-12 International Geomagnetic Reference Field 2012 (NOAA, s/f). Así, para CELPA Chemical (Lat.  $31^\circ 26' 4.08''$  S, Long.  $64^\circ 16' 3.93''$  W) a 100 km de altura en una fecha arbitraria, se tienen los siguientes valores de referencia para el campo magnético terrestre:  $\mathbf{B} = [18874.4 \ -1122.0 \ -11655]$ ,  $B_h = 18911.7$ ,  $|\mathbf{B}| = 22147.7$  nT (nano Tesla), con los ángulos de declinación  $d = -3.4^\circ$  (West) =  $-0.0592$  rad e inclinación  $i = -31.64^\circ$  (Up) =  $-0.5523$  rad. Para llevar la terna local  $\{N,E,D\}$  a la terna de cuerpo  $\{1,2,3\}$  con el eje longitudinal  $O_1$  coincidente con el campo magnético se emplea el cuaternión:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} -\sin(d/2) \sin(-i/2) \\ \cos(d/2) \sin(-i/2) \\ \sin(d/2) \cos(-i/2) \\ \cos(d/2) \cos(-i/2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

Para que a 100 km de altura el eje  $O_2$  del cuerpo sea tangente al cono de horizonte, el cuerpo deberá rolar alrededor de  $O_1$  el ángulo:

$$\phi_0 = \sin^{-1} \left[ \frac{\cos(\beta/2)}{\cos(i)} \right] \quad (3)$$

En definitiva, las expresiones (1), (2) y (3) brindan los datos necesarios para calcular la traza del horizonte en el plano de imagen. Se observa en la Fig. 4 (detalle de la izquierda) que el horizonte delimita la separación de una zona clara y una oscura en el plano de imagen. Al rotar la carga útil alrededor de su eje  $O_1$  el tamaño relativo de las zonas varía, hasta alcanzar la saturación (imagen totalmente clara u oscura), dependiendo de su relación de aspecto y de la apertura angular de la cámara. Surge así la idea de emplear el porcentaje de imagen iluminada para sensar la actitud angular de la carga útil respecto del horizonte. Con estos conceptos se implementó un programa

para calcular numéricamente las imágenes para una cámara de 24° de apertura, relación de aspecto de imagen de 3/4 y 640×480 pixels de definición. La respuesta sigmoidea de la cámara como sensor angular se muestra en la Fig.5, donde también se muestra el efecto de un desapuntado del eje longitudinal respecto del vector campo magnético provocado por una rotación de ±15° alrededor del eje O2 como condición inicial. Como se observa, la influencia del desapuntado es mínima alrededor de  $\phi=0^\circ$ , por lo que en principio se considera que no ha de tener mayor influencia en el funcionamiento del sistema de control de actitud, presunción que deberá ser comprobada.

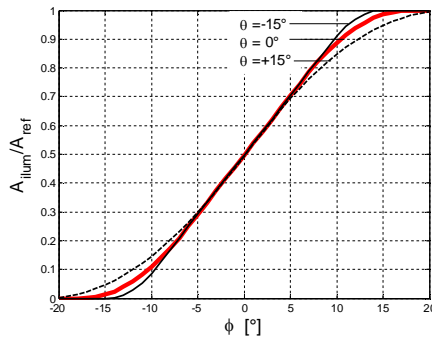


Fig. 5. Respuesta de la cámara como sensor angular.

### 3. SIMULACIONES SOFTWARE-IN-THE-LOOP

#### 3.1. Consideraciones Generales

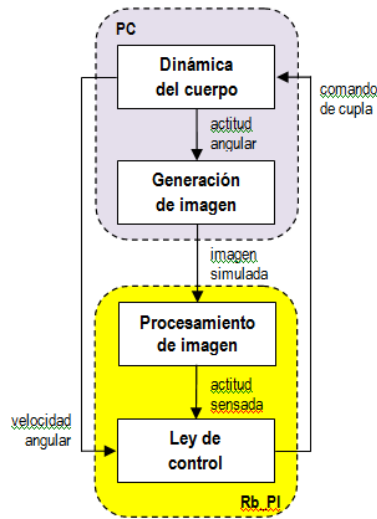


Fig. 6. Esquema de simulación SIL

Como primera etapa para validar la utilizabilidad de una cámara digital como sensor de horizonte para determinar la actitud angular de la carga útil según el eje de rolido, se ha determinado implementar el esquema de simulación software-in-the-loop de la Fig.6. Se tiene por una parte una computadora de uso general (indicada como PC en la figura) y por la otra una computadora single board computer (SBC) Ras-

berry PI-3B (identificada como **Rb PI**). En la PC se produce la generación de la imagen correspondiente a la actitud del vehículo que se obtiene por integración de las ecuaciones de movimiento. Raspberry es la computadora de vuelo (destinada a procesar las imágenes de la cámara) que recibe la imagen simulada desde la PC (en el mismo formato que produciría la cámara digital) y la procesa para determinar el ángulo de actitud sensado. En base a éste y a la velocidad angular del cuerpo proporcionada por la PC, se calcula la cupla que debe producir el actuador para estabilizar el cuerpo alrededor de la condición de velocidad nula y error angular cero. La Raspberry cierra el lazo suministrando al comando de cupla a la PC para los cálculos dinámicos.

Para brindar mayor robustez al conjunto, los softwares que se ejecutan en cada computadora (PC y Rb.Pi) han sido programados por diferentes equipos de trabajo generándose así una independencia entre los códigos de los algoritmos generados. En una primera aproximación, se considerará que la carga útil solamente puede rolar alrededor de su eje longitudinal y que éste es ortogonal a la vertical del lugar. Las ecuaciones de movimiento son

$$J_1 \frac{d\omega_1}{dt} = T_1; \quad \frac{d\phi}{dt} = \omega_1; \quad T_1 = T_M \cdot f_c(t) \quad (4)$$

donde  $\phi$  es el ángulo de rolido medido respecto del horizonte,  $\omega_1$  la velocidad angular,  $J_1$  el momento de inercia y  $T_1$  la cupla de control actuante. No se consideran cuplas de perturbación y se ha empleado el subíndice 1 para indicar que los parámetros se refieren al eje longitudinal O1 (Fig.1). Como las válvulas de las toberas son de tipo on-off, para la cupla se considera que la acción de control  $T_1$  es o bien nula o de amplitud constante  $\pm T_M$  de acuerdo al valor de la función de conmutación  $f_c(t)$  definida por las Ecs. (5) y (6) siendo  $\pm\Phi_U$  un ángulo umbral, cuya selección depende de la frecuencia de medición (toma y procesamiento de imagen), de la tolerancia de posicionamiento angular y de los parámetros del subsistema de actuación neumática.

$$\begin{aligned} \phi < F_1 &\Rightarrow f_c(t) = +1 \\ F_1 < \phi < F_2 &\Rightarrow f_c(t) = 0 \\ F_2 < \phi &\Rightarrow f_c(t) = -1 \end{aligned} \quad (5)$$

Con las definiciones:

$$\begin{aligned} F_1 &= \left( \frac{J_1}{2T_M} \right) \cdot \omega_1^2 \cdot \text{sign}(-\omega_1) - \Phi_U \\ F_2 &= \left( \frac{J_1}{2T_M} \right) \cdot \omega_1^2 \cdot \text{sign}(-\omega_1) + \Phi_U \end{aligned} \quad (6)$$

El objetivo de la simulación SIL es el de comprobar el tiempo requerido por la Raspberry para el procesamiento de la imagen y obtención del ángulo sensado. Este retardo de tiempo de medición, combinado con la duración mínima del pulso de cupla que puedan producir las toberas de eyección de gas, debe

conducir a una operación en ciclo límite compatible con las tolerancias de posicionamiento.

### 3.2. Generación de imágenes semi-reales

Con el objeto de evaluar los requerimientos de tiempo de procesamiento de imágenes y determinar su compatibilidad con los requerimientos de control, se decidió simular las imágenes que la cámara captaría durante el vuelo, partiendo de una fotografía de alta definición de la Tierra tomada desde el espacio, similar a la de la Fig. 7.

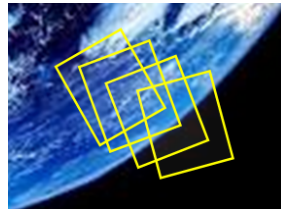


Fig. 7. Imágenes para diferentes actitudes angulares.

Considerando el plano de la imagen capturada perpendicular al eje en el que mira y el horizonte terrestre como una línea recta, un ejemplo de imagen ideal sería la Fig. 8.

Partiendo de estas condiciones se puede plantear un análisis unidimensional para calcular la cantidad de píxeles iluminados a partir del ángulo de rolido. Se analiza entonces las relaciones entre los ángulos de apertura de la cámara  $\alpha$ , el ángulo de rolido  $\phi$ , la cantidad total de píxeles  $N$  y los píxeles iluminados  $P$ , según la Fig. 9.

Trabajando con las relaciones trigonométricas y despejando  $\phi$ , se cumple que:

$$\phi = \tan^{-1} \left[ \left( \frac{2P}{N} - 1 \right) \tan \left( \frac{\alpha}{2} \right) \right] \quad (7)$$

A partir de la expresión anterior se puede despejar  $P$  (píxeles iluminados) y trabajar con una función para generar un horizonte a partir de la entrada del ángulo  $\phi$ .

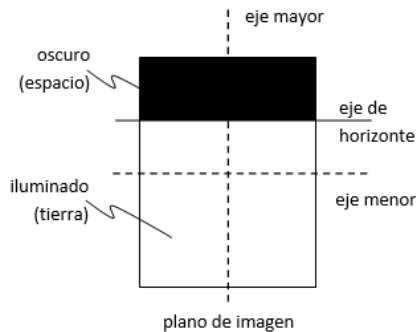


Fig. 8. Descripción de Imagen Ideal

Teniendo en cuenta que las cámaras detectoras del horizonte terrestre se ubican a  $80^\circ$  del eje  $O_2$  (eje que mira hacia la tierra), se secciona la foto terrestre (Fig. 5) con el marco de la imagen a generar y se observa

que el horizonte se ve como un arco que atraviesa de lado a lado la imagen, habiendo aproximadamente la misma cantidad de píxeles iluminados (saturados) y píxeles oscuros, cuando el ángulo de rolido (respecto de  $O_1$ ) es  $0^\circ$ . Para obtener una imagen un poco más fiel a la realidad, este arco tiene que ser tomado en cuenta, pero al ser de un radio tan grande, la expresión (7) sigue siendo válida.

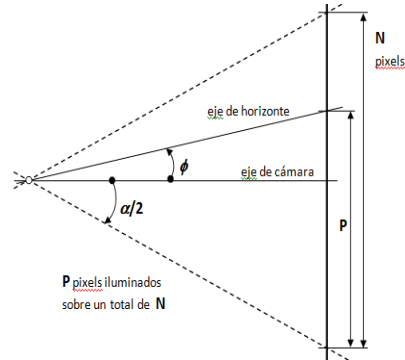


Fig. 9. Relación entre ángulos y píxeles iluminados

Tomando un  $\phi = 0^\circ$ ,  $\alpha = 24^\circ$ , la cámara tiene una posición de  $80^\circ$  según  $O_2$  y se genera la imagen de la Fig. 10. Los ángulos límite de visualización del horizonte terrestre pueden ser calculados como  $0^\circ \pm 12^\circ$  (ángulo de la cámara  $80^\circ \pm 12^\circ$ ), pasados estos límites superior e inferior, solo se ve la tierra ( $\phi = -12^\circ$ ) o el espacio ( $\phi = 12^\circ$ ).

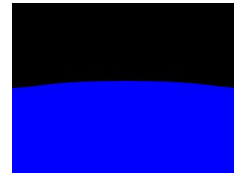


Fig. 10. Imagen generada para Rolido  $\phi = 0^\circ$  y Cámara en  $80^\circ$  respecto de la vertical

En la Fig. 11 se muestran los estados justo antes de llegar a los límites.

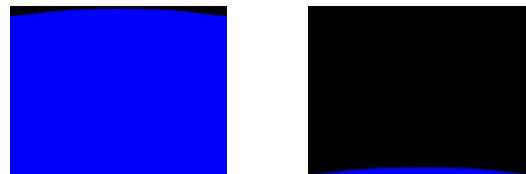


Fig. 11. Horizontes con  $\phi = -11^\circ$  (Izq.),  $\phi = 11^\circ$  (Der.)

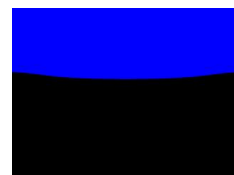


Fig. 12. Imagen simulada para  $\phi = 277^\circ$

En caso de que el sistema siga girando, la cámara va a tomar al horizonte de la tierra de manera invertida como se muestra en la Fig. 12.

### 3.3. Simulador Generador de Imágenes

El software simulador de imágenes fue desarrollado sobre la plataforma .NET de Microsoft, tomando las ecuaciones de la dinámica de la carga en micro gravedad y las consideraciones geométricas de como vería la cámara el horizonte de la tierra desde todo el umbral de ángulos que puede adoptar en la misión.

La imagen que se genera por cada ángulo de rolido está constituida por una región pintada de azul y sus bordes son segmentos vectoriales que se van a ir desplazando para generar una nueva; por ende, se puede simular la dinámica de la carga de manera fluida con bordes suaves para representar de manera fiel el horizonte de la tierra.

Para simular el comportamiento del sistema, se ingresan las condiciones iniciales y parámetros para el ciclo límite (posición inicial, ángulo de referencia, velocidad inicial y la amplitud máxima). En la Fig 13 se presenta la GUI del software. El funcionamiento es el siguiente: para generar una imagen según el ángulo de rolido se mueve la scroll bar para darle valores de 0° a 359°, la cual puede ser guardada en un directorio para su uso posterior.



Fig. 13. Pantalla Inicio del Generador de Imágenes

A la hora de configurar la simulación, se tienen que dar los valores de las condiciones iniciales y valores para el ciclo límite.

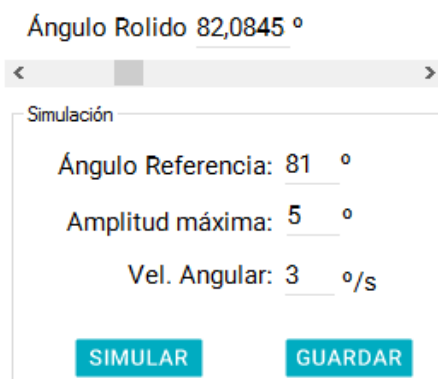


Fig. 14. Configuración de estados de la carga útil

En la Fig. 14 se puede ver el apartado de configuración de variables para la experiencia. El ángulo de

referencia es el valor que se toma como centro para estabilizar el sistema y la amplitud máxima es el umbral del ciclo límite. Cuando se presiona el botón “simular” el software toma las condiciones iniciales y simula el movimiento de la carga útil en el espacio, estabilizándose dentro de los requerimientos dados.

Bajo el hardware de prueba (procesador Intel Core i5 M430 2.27GHz, 4GB RAM DDR3, Windows 10 64 bits) el simulador produce imágenes a 64 Frames por segundo (64 Fps), lo que significa que una imagen toma 15 mili segundos en generarse. Este tiempo de procesamiento es acorde a los requeridos por el sistema.

### 3.4 Simulación de la Dinámica del Sistema

Para poder representar la dinámica del sistema en la simulación se toman las ecuaciones (4) junto con la ley de control (5) y las funciones auxiliares (6). El conjunto de ecuaciones se resuelve numéricamente empleando el método de Runge-Kutta de 4to orden.

A partir de las expresiones anteriores se pueden graficar las líneas  $L_1$  y  $L_2$  denominadas conmutatrices (Fig. 15) y se puede verificar que corresponden a un control bang-bang de tiempo mínimo con un umbral  $\pm\theta_R$  que define la amplitud máxima de ciclo límite alrededor del punto de reposo (ángulo nulo y velocidad angular nula).

Tomando las condiciones iniciales de posición  $\theta$  y velocidad  $\omega$ , y definiendo  $\theta_R$  se puede simular la dinámica del sistema alcanzando el ciclo límite estable.

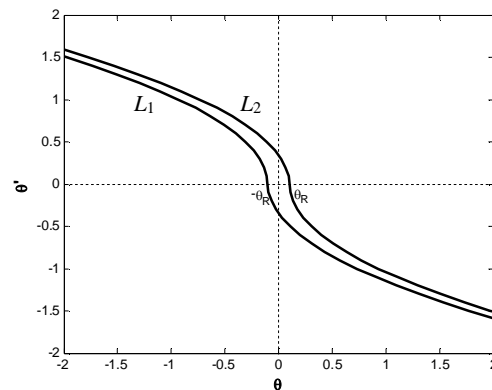


Fig. 15. Conmutatrices de la ley de control bang-bang.

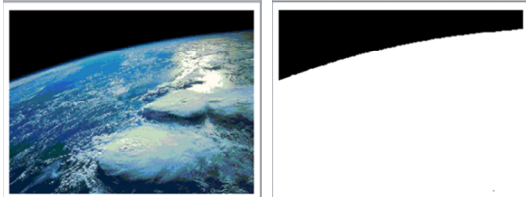
## 4. HARDWARE Y SOFTWARE DE VUELO

El hardware se ha seleccionado en base a los elementos COTS disponibles en el mercado, y se constituye por dos elementos: una SBC Raspberry Pi 3 y una cámara digital *Raspberry Pi Camera Board* (con resolución máxima de 5 Megapíxeles). Además de la capacidad de procesamiento hay que tener en cuenta

que se decidió utilizar esta placa de desarrollo por la cantidad de salidas y entradas disponibles, las cuales serán utilizadas en la carga útil para el manejo de las toberas de posición de gas y para los distintos sensores. El sistema operativo seleccionado es el Raspbian Jessie tratándose de un software libre basado en Debian Wheezy (Debian 7.0) de Linux. El entorno de desarrollo empleado para la creación del código fuente es Qt4 el cual permite la programación en lenguaje C++.

#### 4.1 Procesamiento de Imagen con Cámara Digital

La cámara digital otorga a la CPU una imagen con formato RAW sin compresión, resolución 640x480 y 8bits de profundidad de color. La SBC a través del algoritmo desarrollado analiza el color de cada pixel recorriendo la matriz de la imagen comparando cada valor individual con el del color azul de referencia intentando de esta manera detectar la pequeña línea azul que se genera en el borde de la tierra (umbral) de manera tal de diferenciar la misma con respecto al espacio. Una vez logrado esto, todos los pixeles oscuros con respecto a la misma se mantendrán así y los pixeles más claros se convertirán en blanco, en otras palabras se obtiene una binarización de la imagen. De esta manera, a partir de una imagen del horizonte terrestre (Fig. 16 Izq.) se obtiene la imagen umbralizada (Fig. 16 Der.), al tener una imagen de este tipo, el mismo algoritmo implementado cuenta la cantidad de pixeles iluminados (comparando el valor del mismo con el oscuro) y por lo tanto se logra obtener la relación de los mismos respecto a la cantidad total de pixeles; con este valor se puede aplicar la



ecuación (7) y validar todo las premisas realizadas en el punto 3.

Fig. 16. Binarización de imagen

El programa embebido en la SBC ordena la captura de una imagen mediante la cámara digital y posteriormente ejecuta el procesamiento pertinente para la obtención del ángulo  $\phi$  de la expresión (7). Este procedimiento se repite periódicamente en intervalos que no debieran superar los 40ms.

Teniendo en cuenta que a mayor calidad de imagen (mayor cantidad de pixeles) el tiempo de procesamiento de la misma será más lento y por lo tanto lo será el algoritmo implementado. El mismo fue ensayado con imágenes de distinta calidad obteniendo el mismo resultado con la única diferencia en el tiempo de procesamiento, dicho esto se, decidió configurar la

cámara para obtener una imagen con una relación de aspecto de 3/4 y 640x480 pixeles de definición, de esta manera se pueden aplicar todos los algoritmos y ecuaciones planteadas sin limitaciones, con este tipo de imagen el algoritmo demora un tiempo de 11.70ms lo que significa que es menor al tiempo máximo establecido.

## 5. CONCLUSIONES

En los puntos precedentes se presentaron las bases para el desarrollo de un sistema de control de rolo (y en un futuro, de actitud) para una carga útil en vuelo suborbital, empleando una cámara digital comercial, junto con su sistema de validación basado en simulaciones software-in-the-loop. Esta configuración permite probar con relativa facilidad diferentes algoritmos de detección de horizonte, así como distintas leyes de control (por ejemplo, modos deslizantes).

Complementariamente, el sistema presentado permite evaluar la performance de hardware COTS como componentes de aviónica no crítica para el vuelo.

## AGRADECIMIENTOS

Los autores desean agradecer a las autoridades de la Secretaría de Ciencia Tecnología y Posgrado, UTN, por la financiación otorgada, el apoyo recibido de las Facultades Regionales (La Rioja y Córdoba), como asimismo la colaboración de los docentes investigadores Ings. Gustavo J. González y Daniel N. Turra quienes también integran el equipo de este PID.

## REFERENCIAS

- Makovec, K.L. (2001). *A Nonlinear Magnetic Controller for Three-Axis Stability of Nanosatellites*. Master's thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, Virginia, July 2001.
- Makovec K.L., Turner A.J., Hall C.D., (2001). "Design and Implementation of a Nanosatellite Attitude Determination and Control System". *Advances in the Astronautical Sciences, Astrodynamics 2001*. Vol **109**, Part **I**: 167-186.
- Meller D., Sripruetkiat P., Makovec K.L., (2000). "Digital CMOS Cameras for Attitude Determination". *14th AIAA/USU Conference on Small Satellites*. Enlace <http://digitalcommons.usu.edu/small-sat/2000/AII2000/>
- NOAA (s/f), "Magnetic Field Calculators", Enlace <http://www.ngdc.noaa.gov/geomag-web/#igrfwf>; pág. web de National Oceanic and Atmospheric Administration.

