

**ALGORITMO DE ADCS (ATTITUDE DETERMINATION AND
CONTROL SYSTEM) PARA UN PICOSATÉLITE**

JULIÁN RICARDO RODRÍGUEZ SUÁREZ

**PONTIFICIA UNIVERSIDAD JAVERIANA
FACULTAD DE INGENIERÍA
CARRERA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA
BOGOTÁ D.C.**

2011

**ALGORITMO DE ADCS (ATTITUDE DETERMINATION AND
CONTROL SYSTEM) PARA UN PICOSATÉLITE**

JULIÁN RICARDO RODRÍGUEZ SUÁREZ

**TRABAJO DE GRADO PARA OPTAR POR EL TÍTULO DE INGENIERO
ELECTRÓNICO**

DIRECTOR

ING. IVÁN ALEXANDER NÚÑEZ P M.Sc.

PONTIFICIA UNIVERSIDAD JAVERIANA

FACULTAD DE INGENIERÍA

CARRERA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA

BOGOTÁ D.C.

2011

PONTIFICIA UNIVERSIDAD JAVERIANA
FACULTAD DE INGENIERIA
CARRERA DE INGENIERÍA ELECTRÓNICA



RECTOR MAGNÍFICO: JOAQUIN EMILIO SANCHEZ GARCÍA, S.J.

DECANO ACADÉMICO: Ing. LUIS DAVID PRIETO MARTÍNEZ

DECANO DEL MEDIO UNIVERSITARIO: P. SERGIO BERNAL RESTREPO, S.J.

DIRECTOR DE CARRERA: Ing. JUAN MANUEL CRUZ BOHÓRQUEZ, M.Ed.

DIRECTOR DEL PROYECTO: Ing. IVÁN ALEXANDER NÚÑEZ PORTELA M.Sc.

ARTÍCULO 23 DE LA RESOLUCIÓN No. 13 DE JUNIO DE 1946

"La universidad no se hace responsable de los conceptos emitidos por sus alumnos en sus proyectos de grado. Sólo velará porque no se publique nada contrario al dogma y la moral católica y porque los trabajos no contengan ataques o polémicas puramente personales. Antes bien, que se vea en ellos el anhelo de buscar la verdad y la justicia".

Artículo 23 de la Resolución No. 13, del 6 de julio de 1946, por la cual se reglamenta lo concerniente a Tesis y Exámenes de Grado en la Pontificia Universidad Javeriana.

TABLA DE CONTENIDO

1. INTRODUCCIÓN.....	9
2. MARCO TEÓRICO	11
2.1 <i>DETUMBLING</i> Y REPRESENTACIÓN DE <i>ATTITUDE</i>	11
2.1.1 SISTEMA DE COORDENADAS.....	12
2.1.1.1 <i>ORBIT CENTER FRAME</i>	12
2.1.1.2 <i>EARTH CENTER FIXED REFERENCE</i> (ECEF).....	12
2.1.1.3 <i>EARTH CENTER INERTIAL FRAME</i> (ECI)	12
2.1.1.4 <i>ORBIT CENTER FRAME</i>	13
2.1.1.5 <i>BODY FRAME</i>	13
2.1.2 MATRICES DE ROTACIÓN Y ÁNGULOS DE EULER.....	13
2.2 MODELO DINÁMICO DEL SATÉLITE	15
2.3 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA	15
2.3.1 CARACTERÍSTICAS DE LA ÓRBITA.....	16
2.1.1.1 EQIONOCIO VERNAL	16
2.1.1.1 LÍNEA DE NODOS, PERIGÉO Y APOGEO.....	16
2.1.1.1 <i>SEMI-MAJOR</i> Y <i>SEMI-MINOR AXIS</i>	16
2.3.2 TLE (<i>TWO LINE ELEMENTS</i>).....	17
2.3.3 ELEMENTOS KEPLERIANOS.....	18
2.4 VECTOR SOL	22
2.5 SENSORES Y ACTUADORES.....	23
2.5.1 MAGNETÓMETRO	23
2.5.2 SENSOR DE SOL.....	23
2.5.3 MAGNETOTORQUEADORES	24
2.6 ALGORITMOS.....	24
2.6.1 ALGORITMO DE DETERMINACIÓN TRIAD.....	24
2.6.2 ALGORITMO DE CONTROL B-DOT	25
3. DESARROLLO.....	27
3.1 FASE DE <i>DETUMBLING</i>	28
3.2 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA.....	31
3.1 DESARROLLO <i>ATTITUDE DETERMINATION</i>	33
4. ANÁLISIS DE RESULTADOS	39
4.1 <i>DETUMBLING</i>	39
4.2 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA Y <i>ATTITUDE DETERMINATION</i>	53
5. CONCLUSIONES.....	57
6. BIBLIOGRAFÍA.....	59

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Sistema de coordenadas	14
Figura 2. Equinoccios y solsticios	16
Figura 3. Descripción de la órbita	17
Figura 4. Elementos Keplerianos SwissCube TLE 01/08/2011 at 21:00 GTM	18
Figura 5. Elementos Keplerianos.....	18
Figura 6. Descripción del RAAN	19
Figura 7. Descripción del argumento del perigeo.....	20
Figura 8. Altium NanoBoard 3000	27
Figura 9. Diagrama de flujo fase de <i>detumbling</i>	29
Figura 10. Diagrama de flujo fase de <i>detumbling</i> implementado.....	30
Figura 11. Diagrama de flujo estimación de órbita.....	32
Figura 12. <i>Orbit frame</i>	34
Figura 13. <i>Orbit center</i> y <i>orbit frame</i>	34
Figura 14. Sistema de coordenadas ECEF	35
Figura 15. Coordenadas geográficas.....	36
Figura 16. Diagrama de flujo <i>attitude determination</i>	37
Figura 17. Diagrama de flujo fase de <i>detumbling</i>	39
Figura 18. Campo magnético terrestre IGRF en simulink.....	40
Figura 19. Modelo dinámico del satélite.....	41
Figura 20. Primera simulación B-dot implementado 2170 segundos	42
Figura 21. Primera simulación B-dot implementado 3520 segundos	42
Figura 22. Primera simulación B-dot implementado 4860 segundos	43
Figura 23. Modelo dinámico para los torques	43
Figura 24. Respuesta velocidad angular modelo simulado con B-dot en simulink.....	44
Figura 25. Respuesta final velocidad angular modelo simulado con B-dot en simulink.....	44
Figura 26. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 20 segundos.	44
Figura 27. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 80 segundos.	45
Figura 28. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 260 segundos.	45
Figura 29. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 880 segundos.	46
Figura 30. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 1400 segundos.	46
Figura 31. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 1890 segundos.	47
Figura 32. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 2010 segundos.	47
Figura 33. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 2020 segundos.	48
Figura 34. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 130 segundos	48
Figura 35. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 210 segundos	49

Figura 36. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 290 segundos	49
Figura 37. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 1450 segundos	50
Figura 38. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 2230 segundos	50
Figura 39. Resultados Young-Keun Chang, Byung-Hoon Lee and Su-Jeoung Kim en “ <i>Analysis Of The Hausat-2 Attitude Control With A Pitch Bias Momentum System</i> ”	51
Figura 40. Lars Alminde en “ <i>Semi-Active Attitude Control and Off-line Attitude Determination for the SSETI-Express Student Micro-Satellite</i> ”	51
Figura 41. Diagrama de bloques de los torques utilizado para la validación del código	52
Figura 42. Diagrama de bloques utilizado para la validación del código	52
Figura 43. Valores para el vector sol	53
Figura 44. Valores para el vector sol después de la tercera rotación	53
Figura 45. Valores para el vector campo magnético después de la primera rotación.....	54
Figura 46. Valores para el vector sol rotado a <i>orbit frame</i>	54
Figura 47. Valores para los vectores campo magnético y sol en <i>body frame</i>	54
Figura 48. Matriz de rotación TRIAD.....	55

1. INTRODUCCIÓN

CubeSat es un estándar de satélites pequeños diseñados principalmente para la órbita terrestre baja. Éste tipo de satélites tiene condiciones limitadas de tamaño de 10x10x10cm y un peso máximo de 1Kg; éstos fueron ingenierados por el profesor Robert Twiggs de la Universidad de Stanford con la colaboración de Jordi Puig-Suari de la Universidad CalPoly en San Luis Obispo, California [15]. El estándar CubeSat, se ha venido utilizando desde 1999 y ha sido implementado por varias compañías a nivel mundial enfocadas en el desarrollo aeroespacial, entre ellas las más reconocidas son BOEING y Aerospace corporation [15].

Básicamente un CubeSat se compone de 5 partes fundamentales que son el *Command and Data Handling* (C&DH) que es la unidad encargada de administrar los datos obtenidos por los sensores y a la vez transmitidos desde la estación terrena y enviados hacia la misma, el *Attitude Determination and Control System* (AD&CS) que tiene la misión de mantener el satélite en la posición y dirección correcta, el sistema de comunicaciones (COM) que se encarga de enviar y recibir información entre los dispositivos dentro del satélite y la estación terrena, el sistema eléctrico de potencia (*Electrical Power System*) y finalmente la estructura del satélite que hace referencia a la parte física.

El objetivo de este trabajo de grado es implementar y validar un sistema de control de orientación AD&CS (Attitude Determination and Control System) activo para un CubeSat, éste proyecto está siendo desarrollado por Sequoia Space y pretende superar las limitaciones presentadas por un sistema AD&CS pasivo desarrollado anteriormente. Sequoia Space es una empresa Colombiana concentrada en el desarrollo aeroespacial especialmente en sistemas para CubeSats

Como parte de éste proyecto se han estudiado dos de los algoritmos más convenientes, uno de determinación de orientación y otro de control en fase de *detumbling* (estabilización), los cuales se han implementado sobre una FPGA Spartan 3 de Xilinx haciendo uso del recurso *embedded processor* incluido en el *software* de programación de la tarjeta de desarrollo. Posteriormente estos algoritmos junto con la implementación realizada durante éste trabajo de grado son validados con la ayuda del simulador HIL (Hardware In the Loop) Quanser utilizando la tarjeta Q8 y con la ayuda del paquete QuaRC para Simulink para verificar su correcta implementación a partir del modelo dinámico del satélite y la simulación de los sensores y actuadores necesarios.

Los algoritmos implementados realizarán la corrección del satélite para frenar su movimiento aleatorio (en la etapa de *detumbling*) y posteriormente determinarán la orientación de éste. Existen diversas técnicas para la determinación de la orientación (*attitude*) del satélite, dentro de las cuales las más utilizadas son el algoritmo TRIAD y el filtro de Kalman para la determinación de *attitude*. De igual forma para realizar la corrección del satélite en la fase de *detumbling* existen diferentes métodos, dentro de los más relevantes se encuentra la ley de control B-dot, la cual depende del campo magnético.

En este trabajo de grado se implementa un sistema AD&CS basado en los algoritmos TRIAD utilizado en la determinación de la orientación y B-Dot, para realizar el control en la fase de *detumbling*. En el primer capítulo se presentan los conceptos básicos necesarios para entender el problema, en el capítulo de desarrollo se muestra la implementación realizada para cumplir con los objetivos de éste trabajo de grado, se comienza por un propagador de órbita el cual se implementa sobre la estación terrena (Computador) y dará la información del punto calculado en el espacio donde se encontrará el satélite, éste variará con el tiempo debido al constante movimiento del satélite, posteriormente, el algoritmo de corrección B-dot se implementa sobre un procesador embebido en una FPGA el cual procesará la información obtenida por un sensor de campo magnético (magnetómetro) y enviará la información necesaria a los actuadores para llevar a cabo la acción correctiva requerida. Posterior a la estabilización del satélite se puede determinar la orientación de éste, es decir hacia donde se encuentran dirigidas las superficies del CubeSat partiendo de información suministrada por los sensores de sol y de campo magnético. En el último capítulo se presenta la validación realizada utilizando el simulador HIL (Hardware In the Loop) Quanser, el modelo utilizado en ésta validación fue suministrado por Sequoia Space.

Se espera que éste trabajo de grado sea del agrado del lector.

2. MARCO TEÓRICO

Para la descripción de *attitude determination and control system* es necesario la utilización de varios conceptos que hacen referencia a la orientación de aeronaves y así mismo algunos conceptos matemáticos que ayudan en la solución de inconvenientes que limitan el desarrollo de proyectos aeroespaciales, por ésta razón se debe tener conocimiento de algunos de ellos utilizados como recurso para la solución teórica en el problema de orientación y estabilización satelital.

2.1 DETUMBLING Y REPRESENTACIÓN DE ATTITUDE

Detumbling es la fase en la cual el satélite debe ser estabilizado en el espacio posterior al momento en que es soltado por la cápsula que lo transporta, ésta fase hace parte del *attitude control* ya que se necesitan acciones para corregir las velocidades angulares aleatorias que el CubeSat posee cuando sale de la cápsula. Para la fase de *detumbling* es necesario contar con el magnetómetro y los magnetotorqueadores que son el sensor y los actuadores los cuales serán descritos más adelante. A partir de dos mediciones hechas con el magnetómetro con un intervalo de tiempo de aproximadamente 1 segundo entre ellas, se determina el cambio del vector sobre cada una de sus 3 componentes para así poder calcular el valor de campo que deben producir los magnetotorqueadores, los cuales al momento de interactuar con el campo magnético terrestre generarán un torque haciendo detener el movimiento aleatorio del satélite, éste proceso se realiza mediante la utilización de un algoritmo conocido como B-dot el cuál es método para *attitude control* en la fase de estabilización.

Por otra parte, *attitude determination* o determinación de la orientación, utiliza básicamente una combinación de sensores y modelos matemáticos para reunir componentes vectoriales en el *body frame* (referencia coordinada del satélite) y la referencia inercial (tierra), donde éstas componentes son utilizadas en alguno de los distintos algoritmos existentes para la determinación de *attitude*, comúnmente son representados en forma de cuaternión, ángulos de Éuler o matrices de rotación [1].

Para conocer la orientación de dicho satélite, es necesario conocer la orientación de éste respecto a la tierra para así poder lograr determinar hacia qué punto en el espacio está orientado el satélite, para esto se hace necesario conocer la órbita que describe constantemente dicho cuerpo alrededor de la tierra.

La órbita se encuentra para poder tener una referencia y hacer la comparación entre el vector de sol medido y el vector de sol conocido o calculado, ya que precisamente el algoritmo a implementar, algoritmo TRIAD, se trata de la comparación entre dos vectores, el real que es medido mediante los sensores de sol y el estimado que es el que se deriva de la estimación de la órbita.

Para el desarrollo de *attitude determination* se implementa el desarrollo de un algoritmo TRIAD mediante la medición del vector solar sobre las capas del CubeSat, esto porque es una manera relativamente sencilla de implementar y posee un buen grado de exactitud, esto es de aproximadamente 0.1 grados.

2.1.1 SISTEMA DE COORDENADAS

Los sistemas de coordenadas son una de las principales bases para el desarrollo del *attitude determination*, ya que es por medio de éstos que logramos definir puntos de referencia claves para la determinación de la orientación del satélite. Un sistema de coordenadas es un conjunto de valores que nos permite definir la posición de cualquier punto dentro de un espacio vectorial, es necesario definir varios sistemas de referencia ya que se requiere la realización de distintas medidas y modelados para lograr una correcta orientación de una aeronave o más específicamente para este caso de un picosatélite. Los principales sistemas de referencia que se tienen en cuenta para la implementación del algoritmo TRIAD son el orbit center frame, ECEF (*Earth center fixed reference*), ECI (*Earth center inertial frame*), *orbit frame* y *body frame* que serán descritos a continuación.

2.1.1.1 ORBIT CENTER FRAME

Es el sistema de referencia que está definido por los elementos Keplerianos, el centro de éste sistema se encuentra precisamente ubicado en el centro de la tierra y se denota con las letras *OC*, el eje X apunta hacia el perigeo el cual es el punto en la órbita elíptica que más cercano se encuentra en éste caso a la tierra, el eje Y se encuentra apuntando en la misma dirección al eje menor de la órbita elíptica y por último el eje Z es perpendicular al plano de la órbita. Como cualquier sistema de coordenadas éste sistema de referencia cumple con la regla de la mano derecha [3].

2.1.1.2 EARTH CENTER FIXED REFERENCE (ECEF)

Este sistema de referencia posee el origen igualmente en el centro de la tierra y es denotado como *E*, su eje X cruza por el punto en la tierra con latitud 0 y longitud 0, su eje Z se encuentra señalando en dirección al polo norte y finalmente el eje Y es hallado por la regla de la mano derecha [3]. Éste sistema de coordenadas es fundamental en la estimación del campo magnético ya que el campo magnético terrestre International Geomagnetic Reference Field (IGRF-11) dado por la *International Association of Geomagnetism and Aeronomy* (IAGA) [16] se encuentra dado en éstas coordenadas.

2.1.1.3 EARTH CENTER INERTIAL FRAME (ECI)

Éste es un sistema de referencia inercial no acelerado, al igual que el ECEF su origen se halla en el centro de la tierra, éste sistema se denota por la letra *I*, la tierra gira alrededor de su eje Z, es decir se encuentra apuntando en dirección del polo norte, el eje X apunta hacia el punto de equinoccio de primavera y se Y se determina mediante la regla de la mano derecha para completar el sistema de coordenadas cartesiano [3].

2.1.1.4 ORBIT FRAME

Éste sistema de referencia posee su origen en el centro de masa del satélite y es denotado con la letra O , éste origen posee una velocidad angular ω que es relativa al sistema de referencia ECI, su eje Z apunta en dirección del centro de la tierra mientras que el X se encuentra tangencial a la órbita en dirección en la cual se desplaza el satélite, pero es de aclarar que en una elipse el vector velocidad no se encuentra alineado con el eje X aquí descrito, esto sería solamente posible si la órbita describiera una trayectoria completamente circular. Finalmente el eje Y es determinado por regla de la mano derecha. La rotación sobre cada uno de estos ejes describe los movimientos característicos de una aeronave, es decir, la rotación sobre el eje X describe *roll*, sobre el eje Y *pitch* y por último sobre el eje Z *yaw* [3].

2.1.1.5 BODY FRAME

El body frame posee el mismo origen que el orbit frame es decir en el centro de masa del satélite y es denotado como B , es un sistema de suma importancia al igual que el orbit frame ya que por medio de la rotación entre estos dos sistemas de referencia es posible representar el *attitude* del satélite. Sus ejes dependen directamente del satélite, el eje X está en dirección del eje de máximo momento, el eje Z en dirección del eje de mínimo momento y el eje Y se encuentra por medio de la regla de la mano derecha [2] [3].

2.1.2 MATRICES DE ROTACIÓN Y ÁNGULOS DE EULER

Las matrices de rotación son matrices por medio de las cuales es posible describir un sistema de referencia en función de otro, es decir representar o transformar un vector determinado en un sistema de referencias a otro sistema coordenado distinto. Su notación es R_1^2 donde representa la matriz de rotación para pasar del sistema de referencia 1 al sistema de referencia 2 [3].

Para definir las matrices de rotación es necesario conocer los ángulos de Euler los cuales son los que describen la rotación alrededor de los ejes X , Y y Z y son denotados como roll (Ψ), pitch (θ) y yaw (ϕ) respectivamente. Estos ángulos son la base de las matrices de rotación y dichas matrices pueden ser descompuestas en 3 rotaciones sobre los ejes ya mencionados donde:

$$R_x(\Psi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\Psi & \text{sen}\Psi \\ 0 & -\text{sen}\Psi & \cos\Psi \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & -\text{sen}\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \text{sen}\theta & 0 & \cos\theta \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R_z(\phi) = \begin{bmatrix} \cos\phi & \text{sen}\phi & 0 \\ -\text{sen}\phi & \cos\phi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

A partir de esto se han obtenido las matrices de rotación entre algunos de los sistemas de referencias definidos anteriormente, para la matriz de rotación de ECEF a ECI, se tiene que está determinada por el ángulo θ y la relación $\theta = \omega_E \cdot t$ donde ω_E es la velocidad de rotación de la tierra y t el tiempo transcurrido

Donde V_S^B es el vector que va del sol al sistema de referencia body frame y V_S^O el vector que va del sol al sistema de referencia orbit frame.

2.2 MODELO DINÁMICO DEL SATÉLITE.

Un modelo dinámico es la representación de un objeto o fenómeno y su descripción durante un periodo de tiempo, es decir define su comportamiento mediante bases matemáticas tanto a corto como mediano y largo plazo. En el caso del satélite es necesario plantear un modelo dinámico muy acertado ya que mediante éste modelo es que se plantean y se realizan las pruebas necesarias para comprobar su correcto funcionamiento durante su periodo de uso.

Dentro de Sequoia Space se ha planteado el modelo dinámico para un CubeSat donde la dinámica de éste se representa por medio de las ecuaciones de Euler las cuales proponen que:

$$\dot{W}_1^B = \frac{I_2 - I_3}{I_1} W_2^B W_3^B + \frac{T_1}{I_1} \quad (2.8)$$

$$\dot{W}_2^B = \frac{I_3 - I_1}{I_2} W_1^B W_3^B + \frac{T_2}{I_2} \quad (2.9)$$

$$\dot{W}_3^B = \frac{I_1 - I_2}{I_3} W_1^B W_2^B + \frac{T_3}{I_3} \quad (2.10)$$

Donde W^B es la velocidad angular del satélite (Body Frame), I el momento de inercia y T es el torque en notación matricial queda de la forma:

$$\tau^B = I \cdot \dot{W}^B + W^B \times (I W^B) \quad (2.11)$$

De igual forma la cinemática del CubeSat se define como:

$$\dot{q} = \frac{1}{2} \cdot \begin{bmatrix} 0 & -W_1 & -W_2 & -W_3 \\ W_1 & 0 & W_3 & -W_2 \\ W_2 & -W_3 & 0 & W_1 \\ W_3 & W_2 & -W_1 & 0 \end{bmatrix} \cdot q \quad (2.12)$$

Donde $q = [q_0, q_1, q_2, q_3]'$ es el quaternion que representa el *attitude* del satélite y a partir de éste se puede definir la matriz de rotación como:

$$R_{Ecef}^B = \begin{bmatrix} q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 & 2 \cdot (q_0 \cdot q_1 + q_2 \cdot q_3) & 2 \cdot (q_0 \cdot q_2 - q_1 \cdot q_3) \\ 2 \cdot (q_0 \cdot q_1 - q_2 \cdot q_3) & -q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 & 2 \cdot (q_0 \cdot q_3 + q_2 \cdot q_1) \\ 2 \cdot (q_0 \cdot q_2 + q_1 \cdot q_3) & 2 \cdot (q_1 \cdot q_2 - q_0 \cdot q_3) & -q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

2.3 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA

Existen parámetros que definen la posición y la forma de la órbita en el espacio los cuales son conocidos como elementos Keplerianos, éstos parámetros nos dan la relación entre la posición de la órbita respecto a un sistema de referencia. Los parámetros Keplerianos a su vez dependen de unas características que definen cada órbita alrededor de un cuerpo celeste.

2.3.1 CARACTERÍSTICAS DE LA ÓRBITA.

Para describir una órbita alrededor de la tierra, es pertinente tener claros algunos términos que se utilizan en los conceptos generales para la comprensión de ésta representación.

2.3.1.1 EQUINOCCIO VERNAL.

La palabra equinoccio significa noche igual, es por esto que así se le denomina al momento durante cada año en el cual el día tiene la misma duración que la noche en la Tierra. Existen dos fechas en cada año en las cuales sucede éste acontecimiento el equinoccio de primavera u otoñal y el equinoccio autumnal o más conocido como equinoccio vernal, éste último utilizado como referencia astronómica y principalmente como referencia para localización de satélites. La figura Fig.2 muestra los puntos donde ocurren los equinoccios.

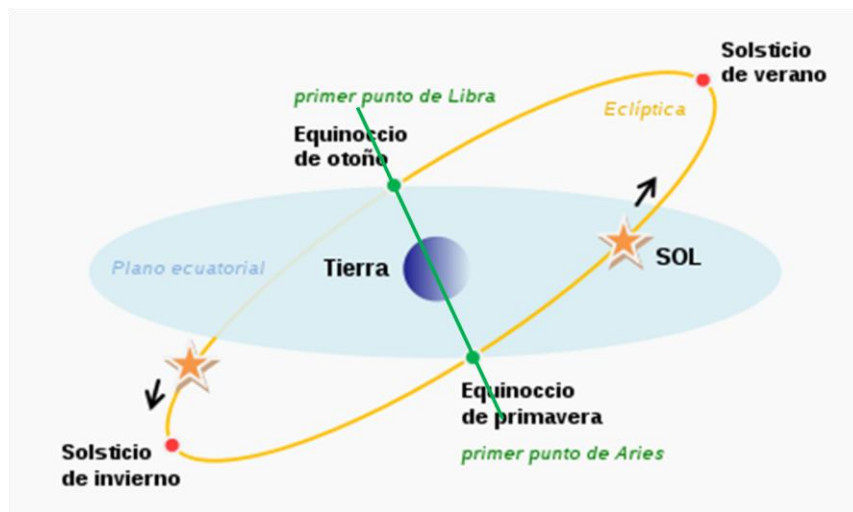


Fig. 2 Equinoccios y Solsticios¹.

2.3.1.2. LÍNEA DE NODOS, PERIGÉO Y APOGEO.

Se le llama línea de nodos a la línea que intercepta 2 puntos sobre la órbita y el plano del ecuador cruzando por el centro de la tierra, un nodo es llamado ascendente que es el punto por el cual pasa el satélite cuando viaja de sur a norte y el otro descendente que es el punto por donde cruza el satélite viajando de norte sur (Fig.3).

Se le conoce como perigeo al punto más cercano de una órbita a la tierra y el apogeo al más distante (Fig.3).

2.3.1.3. SEMI-MAJOR Y SEMI-MINOR AXIS.

El *semi-mayor axis* o semieje mayor es la distancia que existe entre el centro de la órbita y el punto más lejano en la elipse, es decir el radio más largo de la elipse. El *semi-menor axis* o semieje menor es la distancia entre el centro de la órbita y el punto más cercano de la elipse (Fig.3).

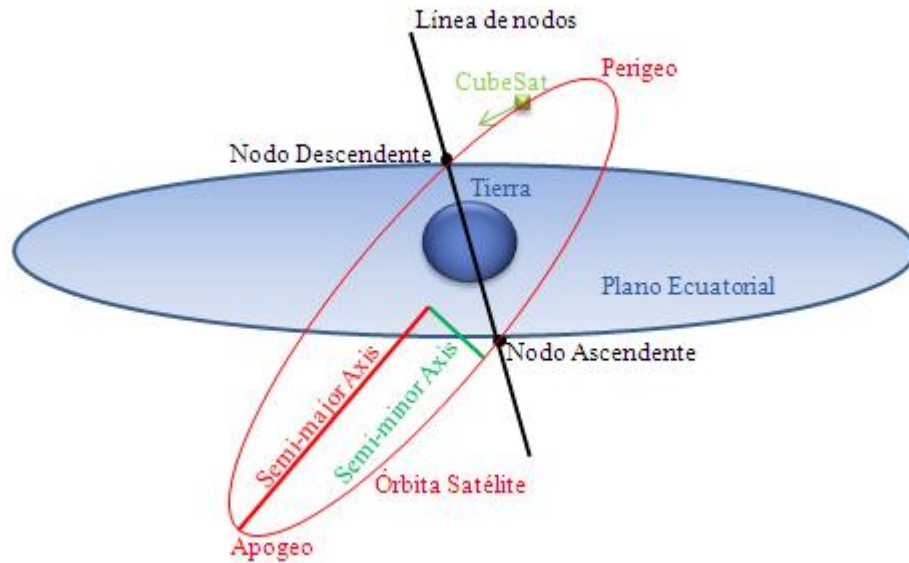


Fig.3 Descripción de la órbita.

2.3.2. TLE (*Two-Line Element*).

TLE es un formato dado por NORAD (*North American Aerospace Defence Command*) y la NASA (*National Aeronautics and Space Administration*) para dar a conocer información relevante acerca de cuerpos orbitando alrededor de la tierra, principalmente ofrece los parámetros Keplerianos para cada satélite. La primera línea muestra características de cada satélite, como por ejemplo el número del satélite, la clasificación y el año de lanzamiento entre otros. La línea número 2 del TLE es la que nos interesa en éste proyecto, ya que nos brinda los elementos Keplerianos (2.3.3) de la siguiente forma:

1. Número del satélite
2. Inclinação [Grados]
3. RAAN [Grados]
4. Ecentricity (el punto decimal es asumido)
5. Argumento del perigeo [Grados]
6. Mean anomaly [Grados]
7. Mean motion [Revoluciones/Día]
8. Número de revoluciones

Gracias a ésta información es posible rastrear el movimiento del satélite alrededor de la tierra y comprobar su ubicación (fig. 4).

Current Keplerian Elements

```

SwissCube
1 35932U 09051B 11213.17291760 .00005260 00000-0 12986-2 0 1069
2 35932 98.3362 312.9418 0009171 15.8843 344.2288 14.52479910 98257
    
```



Figura 4. Elementos Keplerianos SwissCube TLE 01/08/2011 at 21:00 GMT.

2.3.3. ELEMENTOS KEPLERIANOS

Se conoce como elementos Keplerianos a una serie de parámetros que definen una órbita específica. A partir de la información dada por los elementos Keplerianos, es posible conocer todos los aspectos que respectan a la órbita a referida.

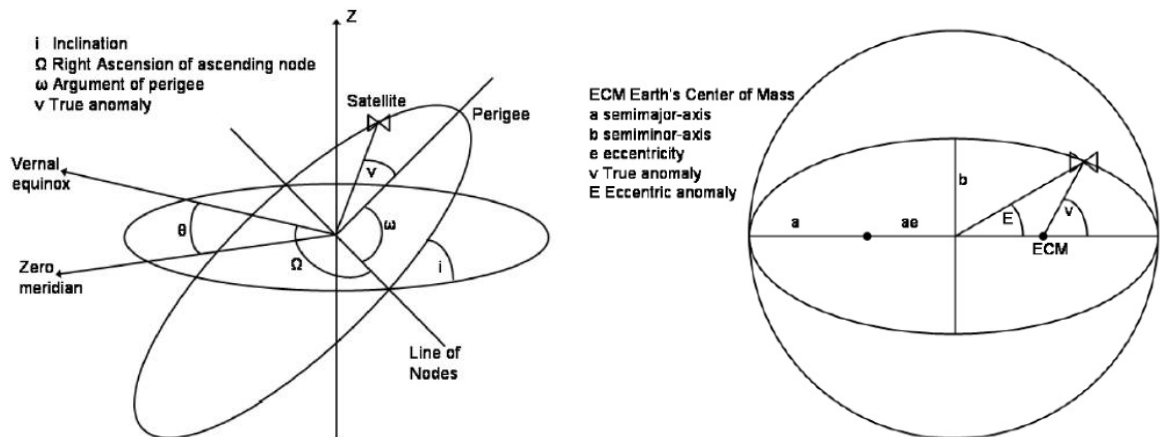


Figura 5. Elementos Keplerianos [2].

Ya que como primer paso para la realización de *Attitude Determination*, es necesario conocer la órbita sobre la cual nuestro satélite se desplaza para poder realizar posteriormente una estimación de error entre la posición calculada y la posición medida por los sensores en el satélite, son dados unos parámetros Keplerianos iniciales basados en la información dada por el lanzador o por la base de datos de NORAD o AMSAT en formato TLE, los cuales indican el punto exacto en donde el satélite se sitúa en el momento del lanzamiento. A partir de estos elementos, se puede inferir por medio de una serie de cálculos la órbita que el satélite va a describir, esto con el fin de determinar la información necesaria para determinar la

orientación del satélite. Los parámetros tenidos en cuenta nos definirán una elipse en el espacio teniendo como referencia la tierra, adicionalmente nos permite ubicar cada punto específico en un momento particular de tiempo sobre la órbita (Fig.5). Los parámetros Keplerianos son:

Right Ascension of Ascending Node o RAAN, es denotado por Ω , éste representa el ángulo formado entre la línea que apunta hacia el equinoccio vernal y el nodo ascendente de la línea de nodos. Éste ángulo puede ir de 0° a 360° , su descripción se observa claramente en la figura 6.

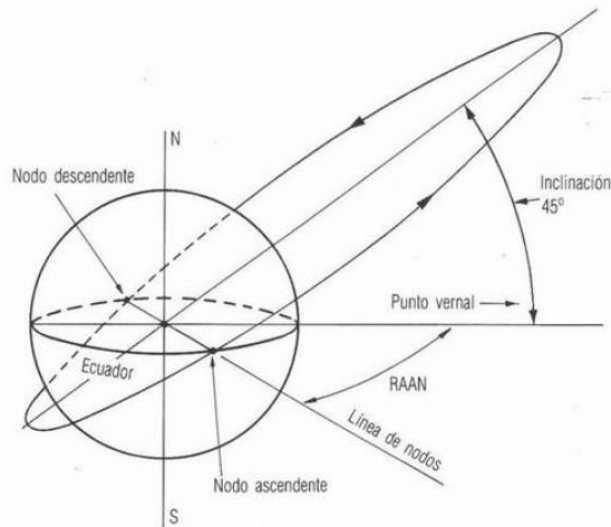


Figura 6. Descripción del RAAN. [5]

La inclinación de la órbita denotada por la letra i , muestra la inclinación entre el plano descrito por la órbita del satélite y el plano del ecuador, cuando éste ángulo es 0° la órbita es llamada órbita ecuatorial y cuando el ángulo es 90° la órbita recibe el nombre de órbita polar. Dicha medida puede variar entre 0° y 180° . La órbita que describe el satélite no varía mucho durante su tiempo útil.

Estos 2 primeros elementos Keplerianos nos describen el plano sobre el cual se describe la elipse de la órbita, los siguientes 3 elementos nos indican la forma que posee dicha elipse:

El argumento del perigeo denotado por ω , describe el ángulo entre la línea desde el centro de la tierra al nodo ascendente y la línea desde el centro de la tierra hacia el perigeo tal como se describe en la figura 7. Puede ir desde 0° hasta 360° . Éste parámetro puede llegar a variar con el tiempo dependiendo de la inclinación inicial del plano de la órbita, pero existe una clase de órbita llamada tipo Molniya (satélites Rusos primeros en utilizarla) la cual posee una inclinación determinada de $63,4^\circ$ y un periodo de 12 horas en la cual el argumento del perigeo no cambia con el tiempo y asegura que el apogeo se dé sobre el mismo punto [5].

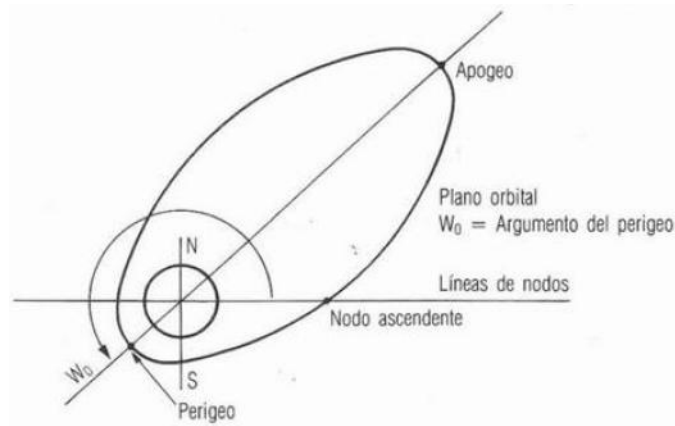


Figura 7. Descripción del argumento del perigeo [5]

La excentricidad denotada por la letra e , la cual indica la relación de la elipse es decir nos da la información de que tan circular es la órbita. Se determina por la relación del *semi-major axis* y *semi-minor axis* de la siguiente forma:

$$e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{a^2}} \quad (2.14)$$

Donde a representa el *semi-major* y b el *semi-minor axis* (Fig. 3).

Cuando la excentricidad tiene un valor 0, nos indica que la órbita descrita es un círculo, es decir de órbita casi circular dentro de los cuales se encuentran los satélites de órbita baja LEO y también los geostacionarios. Vale aclarar que una órbita perfectamente circular no existe pero son llamados así debido a que son lo más parecido posible a una circunferencia. Éste cálculo puede variar mínimamente con el tiempo debido a factores como la atracción de otros cuerpos celestes sobre el satélite.

El movimiento medio o *mean motion* denotado por n , nos indica la cantidad de vueltas que el satélite le da a la tierra en un día es decir revoluciones por día, cabe resaltar que hay que tener un punto de referencia el cual nos ayude a determinar dicho número de revoluciones. Hay que tener en cuenta el *decay rate* el cual es la variación del *mean motion* y se debe a diversos factores como a los roces que tiene el satélite en las capas elevadas de la atmósfera que genera un frenado que no es común ya que dicho frenado hace que el satélite se acelere aun mas cuando cae y hace que el *mean motion* aumente, otro factor es la atracción de otros cuerpos celestes sobre los satélites de órbitas muy elípticas, sin embargo sobre los satélites de órbita casi circular éste parámetro se considera prácticamente nulo.

Finalmente los elementos que definen la posición del satélite en la órbita son la anomalía media (*mean anomaly*) y la anomalía efectiva o verdadera. *Mean anomaly* denotado con la letra M , es por medio de éste parámetro por el cual se puede predecir la órbita y nos indica en que parte de la elipse el satélite se encuentra ubicado. Es un ángulo que avanza con el tiempo entre 0° y 360° , descrito como 0° en la línea que apunta hacia el perigeo y 180° en el apogeo. El principal inconveniente es que el ángulo dado no apunta necesariamente hacia la dirección del satélite, esto porque la órbita no es necesariamente circular ni tiene su centro en el mismo centro de la tierra el satélite no siempre viaja a una velocidad angular constante, es por esto que es necesario recurrir a un séptimo parámetro llamado *True anomaly*.

True anomaly denotado por la letra v , es el ángulo que existe entre la línea que apunta al perigeo desde el centro de la tierra y la posición del satélite sobre la órbita. Es posible determinar una relación entre éste parámetro y la *Mean anomaly* por medio de otro llamado *Eccentric anomaly*.

Eccentric anomaly denotado como E es el ángulo que hay entre la línea del perigeo desde el centro de la elipse y el punto sobre la órbita en el cual el satélite se encuentra ubicado. Es posible determinar el *Mean anomaly* a partir de las siguientes relaciones matemáticas:

$$\begin{aligned}\cos v &= \frac{\cos E - e}{1 - e \cos E} \\ \sin v &= \frac{\sqrt{1-e^2} \sin E}{1 - e \cos E}\end{aligned}\tag{2.15}$$

$$M = E - e \sin E(t)$$

A parte de los elementos ya descritos, es necesario tener en consideración parámetros tales como el tiempo el cual debe estar especificado en *epoch* o *unix time* el cual es una representación en número entero del tiempo teniendo en cuenta año, día del año y segundos, éste es un estándar el cual indica la cantidad de segundos transcurridos desde las 0:00 horas del primer día de enero de 1970.

También hay que tener en cuenta la ascensión del meridiano cero para poder realizar la rotación entre el sistema de coordenadas ECI y ECEF, éste parámetro se denota con θ y es precisamente el ángulo que existe entre el punto donde ocurre el equinoccio y el meridiano cero. Éste ángulo también puede ser descrito como $\theta = \omega_E * t$, donde ω_E es la velocidad angular de la tierra y tiene un valor constante de aproximadamente 72.91125×10^{-6} rad/s y t es el tiempo transcurrido desde que el equinoccio ocurre en el punto de latitud 0° y longitud 0° .

Es conveniente tener en cuenta aspectos tales como la distancia a la cual se encuentra el satélite en su punto más lejano (apogeo) y el ángulo de inclinación ya que existen perturbaciones que afectan dicha estimación de la órbita, lo mas recomendado es que la distancia al apogeo no sea tan amplia ya que las perturbaciones que producen el sol y la luna sería más amplios al igual que las perturbaciones producidas por el campo gravitacional terrestre más exactamente por el segundo armónico zonal del potencial gravitacional de la tierra dado el factor plano de ésta (J_2). Las perturbaciones dadas por la forma no esférica de la tierra están definidas por las siguientes ecuaciones:

$$\dot{\Omega}_{J_2} = -\frac{3}{2} n a_e^2 \frac{\cos i}{a^2 (1-e^2)^2} J_2\tag{2.16}$$

$$\dot{\omega}_{J_2} = \frac{3}{4} n a_e^2 \frac{5 \cos^2 i - 1}{a^2 (1-e^2)^2} J_2\tag{2.17}$$

Donde a_e es el radio terrestre el cual equivale a 6378.1 Km en el Ecuador y J_2 equivale al segundo armónico zonal y tiene un valor de $1.08284 * 10^{-3}$. Al ser todos valores constantes, se minimiza la ecuación teniendo así que las menores perturbaciones ocurren para $i = \cos^{-1} 0^\circ = 90^\circ$ e $i = \cos^{-1} \sqrt{1/5} = 63.43^\circ$ o 116.57° .

Las perturbaciones presentadas por el sol y la luna se definen por:

$$\dot{\Omega}_{luna} = -0.00338 \frac{\cos i}{n} \quad (2.18)$$

$$\dot{\omega}_{luna} = 0.00169 \frac{5 \cos^2 i - 1}{n} \quad (2.19)$$

$$\dot{\Omega}_{sol} = -0.00154 \frac{\cos i}{n} \quad (2.20)$$

$$\dot{\omega}_{sol} = 0.00077 \frac{5 \cos^2 i - 1}{n} \quad (2.21)$$

Con n representado en revoluciones por día y $\dot{\Omega}$ y $\dot{\omega}$ dados de grados por día.

Teniendo en cuenta estas perturbaciones intrínsecas, los nuevos valores para los parámetros Keplerianos RAAN y argumento de perigeo son de la forma:

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega}_{J_2} + \dot{\Omega}_{luna} + \dot{\Omega}_{sol}) * t \quad (2.22)$$

$$\omega = \omega_0 + (\dot{\omega}_{J_2} + \dot{\omega}_{luna} + \dot{\omega}_{sol}) * t \quad (2.23)$$

Así se determinan las variaciones de los elementos Keplerianos en el tiempo para la estimación de la órbita, el valor de *mean anomaly* cambiaría al igual que el RAAN y el argumento del perigeo quedando:

$$M_{i+1} = M_i + n * t \quad (2.24)$$

$$\Omega_{i+1} = \Omega_i + (\dot{\Omega}_{J_2} + \dot{\Omega}_{luna} + \dot{\Omega}_{sol}) * t \quad (2.25)$$

$$\omega_{i+1} = \omega_i + (\dot{\omega}_{J_2} + \dot{\omega}_{luna} + \dot{\omega}_{sol}) * t \quad (2.26)$$

Mientras que los demás valores, inclinación (i), *eccentricity* (e) y *mean motion* (n) se mantienen constantes en el tiempo.

2.4 VECTOR SOL

El vector sol es el vector que determina la orientación del satélite respecto al sol, ésta es una referencia que permite determinar su orientación con el uso de un sensor de sol midiendo la intensidad de radiación proveniente del sol. Sus principales inconvenientes son que cuando la tierra se interpone por completo entre el sol y el satélite ocurre un eclipse y no se mide intensidad alguna sobre el satélite, por otra parte existe un fenómeno llamado ruido de albedo el cual es el que se produce por el reflejo del sol sobre la tierra y es una medida de error. De igual forma es necesario determinar la posición del sol con respecto a la tierra con esto es posible hallar una relación para determinar la orientación del satélite, para esto se parte del sistema de referencia ECI con el cual se conoce que el vector sol en el equinoccio de primavera es de la forma [2]:

$$V_S^I = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.27)$$

A partir de éste vector es posible conocer el valor del vector sol con respecto a la tierra en el sistema de coordenadas ECI gracias a las siguientes ecuaciones:

$$\lambda_S = T_S \cdot 2\pi 365 \quad (2.28)$$

$$\varepsilon_S = \frac{23\pi}{180} \cdot \sin \lambda_S \quad (2.29)$$

Las cuales determinan los dos ángulos, λ_S que es el ángulo de azimut hacia el sol, con 0° apuntando al equinoccio vernal, es un ángulo de medición entre el sol y la tierra y ε_S que es el ángulo de elevación entre el sol y la tierra con 0° en el ecuador, éste ángulo varía entre -23° y 23° . T_S Es el tiempo medido en días desde que la tierra pasa por el punto del equinoccio vernal.

Con esto la posición del sol respecto a la tierra se describe por el vector [2]:

$$V_S^I = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S \\ \tan \lambda_S \\ \sin \varepsilon_S \end{bmatrix} \quad (2.30)$$

2.5 SENSORES Y ACTUADORES

El AD&CS depende específicamente de ciertos sensores y actuadores por medio de los cuales el satélite recibe la información de factores externos a él, así es posible mediante éstos determinar la posición del satélite respecto a la tierra, dentro de éstos están el campo magnético, la posición respecto al sol y la posición de las estrellas entre otros. Para el desarrollo del proyecto se requiere de la implementación de modelos de sensores y actuadores en simulink, para así, por medio del HIL lograr validar el código implementado para la fase de *detumbling*. Los sensores y actuadores a utilizar se mencionan a continuación.

2.5.1 MAGNETÓMETRO

Los magnetómetros son sensores simples y livianos que se utilizan para medir la intensidad y dirección del campo magnético en el punto donde se encuentre éste, bien sea el terrestre o algún otro campo generado por un imán. La medida se realiza sobre 3 ejes por lo tanto el envía la información como un vector de 3 elementos [21]. Su principal ventajas para ésta implementación es la precisión de sus medidas, pero su gran desventaja es que se limita su uso para órbitas terrestres bajas (LEO), siendo esto irrelevante ya que los CubeSat son satélites de órbita baja; otra de las desventajas es que su medida puede afectarse por fuentes de campo magnético adicionales. Para la implementación de éste proyecto, se asume un modelo bastante simple el cual se encarga de enviar los datos en formato digital de cada una de las lecturas sobre los 3 ejes, se implementa como una palabra de 12 bits para cada dato (dato en X, Y y Z).

2.5.2 SENSOR DE SOL

Los sensores de sol son tal vez los sensores más utilizados junto con el magnetómetro debido a su simplicidad, su principal uso es para la implementación del *attitude determination* ya que por medio de

éstos sensores se puede determinar el vector sol, el cual brinda información de la orientación del satélite respecto al sol, a partir de éste se puede comprobar mediante una serie de cálculos ya que el vector sol sobre la tierra es conocido en cualquier punto dependiendo del tiempo en el año, es decir la posición de la tierra respecto al sol. Éstos sensores son bastante precisos, sin embargo su principal problema es que cuando el satélite se encuentra eclipsado, es decir se interpone algún otro cuerpo entre el sol y el vector sol, no es posible obtener medida alguna y en éstos puntos no es posible realizar *attitude determination*, sin embargo para esto se utiliza el propagador de órbita. Otro de los problemas que se puede presentar al hacer uso de los sensores de sol es el albedo, éste es el reflejo de la luz solar que se produce sobre la tierra, sin embargo la intensidad de éste albedo, no es tan grande como la de los rayos directos del sol, por esto es posible en muchas aplicaciones filtrar el albedo [2] [3].

2.5.3 MAGNETOTORQUEADORES

Los magnetotorqueadores son actuadores activos, se trata simplemente de un embobinado el cual al enviársele una corriente a través de éste, genera un campo magnético proporcional a sus características físicas y a la corriente enviada; éste campo magnético interactúa con el campo magnético terrestre generando así una fuerza (torque) y permitiendo variar la orientación a partir de ésta fuerza generada. Una de las ventajas es que al estar fuera de la atmósfera terrestre las fuerzas de fricción son despreciables. Uno de los problemas para éste actuador es que requiere de la presencia de otra fuerza magnética para poder interactuar y así generar el torque, sin embargo éste problema no afecta para el caso sobre el cual se trabaja ya que en órbita terrestre baja no se presenta [21].

2.6 ALGORITMOS

Existen diversos métodos para realizar el *attitude determination* y el control en la fase de *detumbling*, de su selección dependen también los sensores y actuadores necesarios para su implementación. En éste trabajo de grado se seleccionaron algoritmos para la determinación de *attitude* y para el control en la fase de *detumbling* que fueran relativamente simples, confiables y económicos en su implementación según las especificaciones de los ingenieros a cargo.

2.6.1 ALGORITMO DE DETERMINACIÓN TRIAD

Éste es uno de los algoritmos de *attitude determination* más utilizados ya que permite la determinación de una matriz de rotación entre dos sistemas de referencia conociendo dos parejas de vectores, es decir que si por ejemplo se tienen dos vectores Vec_1 y Vec_2 sobre un sistema de referencia desconocido y Vd_1 y Vd_2 los mismos vectores sobre un sistema de referencia conocido el algoritmo TRIAD plantea lo siguiente [2]:

$$r_1 = \frac{Vec_1}{|Vec_1|}, r_2 = \frac{r_1 \times Vec_2}{|r_1 \times Vec_2|} \text{ y } r_3 = r_1 \times r_2 \quad (2.31)$$

$$S_1 = \frac{Vd_1}{|Vd_1|}, S_2 = \frac{S_1 \times Vd_2}{|S_1 \times Vd_2|} \text{ y } S_3 = S_1 \times S_2 \quad (2.32)$$

Obteniendo así la matriz de rotación:

$$\mathbf{R} = r_1 \cdot S_1^T + r_2 \cdot S_2^T + r_3 \cdot S_3^T \quad (2.33)$$

Éste algoritmo básicamente toma a información dada por el vector sol el cual es conocido en el centro de la tierra y a partir de matrices de rotación transadla ésta información desde el *earth center orbit frame* al *Orbit Frame* y posteriormente al *Body Frame*, ésta última rotación es la que nos permite conocer el *attitude* como se mencionó anteriormente.

2.6.2 ALGORITMO DE CONTROL B-DOT

El algoritmo de control B-Dot es uno de los algoritmos de control más utilizados para estabilización con magnetotorqueadores [12]. La ley de control B-Dot se basa en la medición de la tasa de cambio de los signos registrados por el magnetómetro, es uno de los métodos de control activos más sencillos dado que solo requiere de magnetómetros, magnetotorqueadores y ruedas de reacción o momento, depende directamente de las componentes del campo magnético registradas por los magnetómetros, el momento magnético el cual posee un signo opuesto al valor de la tasa de cambio de campo magnético sobre determinado eje del sistema coordinado del satélite [10]. Su cálculo se da por:

$$\dot{B}_{i,k}^B = \frac{B_{i,k}^B - B_{i,k-1}^B}{\Delta t} \quad M_i = -K_d \cdot \dot{B}_i^B \quad (2.34)$$

Donde se establece $M_i = -K_d \cdot \dot{B}_i^B$ para un magnetómetro y un torque alineado con el eje (x, y o z) establecido en el sistema de referencia para el satélite donde K_d es constante positiva, M_i es el dipolo para el torque sobre el mismo eje, B_i es la componente i del vector campo magnético terrestre sobre sistema coordinado y Δt es el tiempo de muestreo, es decir el intervalo en segundos que existe entre la primera y la segunda medida realizada [12].

3. DESARROLLO

Para el desarrollo de éste trabajo de grado se utilizó el dispositivo seleccionado es el Altium NanoBoard 3000XN (figura 8) el cual es una tarjeta de desarrollo de bajo consumo de potencia que posee diferentes sets de periféricos adecuados para el manejo de los demás dispositivos a instalar en un picosatélite, es adecuado para el uso de dispositivos portátiles por su bajo consumo. Cuenta con una FPGA Spartan 3AN de Xilinx [17]. Cuenta con un reloj programable entre 6 y 200MHz, varias memorias accesibles desde la FPGA de 32 y 16 bits, unidad de RTC (Real Time Clock) con protocolo SPI al igual que varios puertos de salida y entrada con la posibilidad de utilizar distintos protocolos de comunicación. Sus aplicaciones típicas son, el uso de sensores con captura de señales análogas y su respectivo procesamiento posterior y para transmisión de datos.

Para la implementación del proyecto se requiere el uso de *software* especializado para la adecuación del set de instrucciones y para las correspondientes simulaciones necesarias, para las simulaciones se emplea el uso de la herramienta QuaRC para Simulink de Quanser [13], también se utiliza la plataforma Altium Designer [9] para la programación de la FPGA y la utilización de la tarjeta de desarrollo.



Figura 8. Altium NanoBoard 3000 [6]

La finalidad del proyecto es lograr implementar de manera adecuada y eficiente un algoritmo de AD&CS, para realizar la corrección de orientación en un satélite tipo CubeSat. Inicialmente se realizó una revisión

bibliográfica profunda para entender el problema y fueron revisadas cada una de las temáticas relacionadas, a partir de esto se procedió a realizar una revisión de los algoritmos planteados encontrando así algunas dificultades ya que en algunos de los documentos se encontraban errores lo cual produciría no una validación errada pero si un funcionamiento incorrecto de los algoritmos. Una vez revisados los conceptos necesarios, y basado en los requerimientos y directrices de los ingenieros a cargo de este proyecto dentro de la empresa Sequoia Space [15] se procedió a realizar la lectura y reconocimiento del software Altium Designer para comprender el funcionamiento del dispositivo, posteriormente se procedió a realizar el debido desarrollo para cada una de las partes.

El algoritmo de *attitude determination* se encarga de recibir la información de los sensores (magnetómetro y sensor de sol) que para nuestro caso práctico van a ser simuladas mediante simulink con la herramienta de RTOS QuaRC y a partir de la información obtenida y el conocimiento de la órbita estimada en la estación terrena (computador), se realiza la determinación de *attitude* por medio del algoritmo TRIAD. El algoritmo de *attitude control* para *detumbling* se encargará de realizar las acciones correctivas en la FPGA a partir de la lectura obtenida por el magnetómetro, generando así unas señales que serán enviadas a los magnetotorqueadores hasta que el satélite se estabilice. Para la fase de detumbling se hace uso de la tarjeta Q8 para poder comunicar el sistema simulado en simulink (sensores, actuadores y modelo dinámico del satélite) y el código implementado en la FPGA.

Es de resaltar que para la implementación de éste algoritmo, se requiere de la realización de operaciones trigonométricas, utilizando para esto el estándar para punto flotante IEEE 754 de precisión simple ya que su implementación se realiza sobre un procesador de 32 bits embebido en la FPGA, esto por velocidad de cálculos y mayor versatilidad.

1 Bit	8 Bits	23 Bits
Signo	Exponente	Mantisa

3.1 FASE DE DETUMBLING.

El algoritmo de B-dot que se emplea para el control de la orientación de la fase de detumbling del satélite es de la forma:

$$m = -k * \dot{B} \quad (3.1)$$

Donde \dot{B} es un vector de 3 valores y posee valor del diferencial de campo magnético medido por los magnetómetros sobre cada uno de los ejes, es decir es de la forma:

$$\dot{B} = \frac{\text{Valor_Medida\#2} - \text{Valor_Medida\#1}}{\text{tiempo entre medidas}} \quad (3.2)$$

$-k$ Es una constante que debe ser negativa ya que la fuerza se tiene que ejercer contraria a la fuerza generada por el giro del satélite, ésta constante es un vector de 3 posiciones el cual hace referencia a los 3 ejes del sistema coordenado y su valor se ha estimado a partir del modelo en simulink.

Por último m es el valor del momento de dipolo magnético dado en Amperios por metro cuadrado [Am^2] que se debe generar en los 3 ejes del satélite, a partir de éste se puede calcular el valor de corriente requerido por el magnetotorqueador para generar un torque inverso y lograr detener el movimiento del satélite. La ecuación para encontrar el valor de corriente requerido es de la forma:

$$i = \frac{m}{N \cdot A} \quad (3.3)$$

Donde N es el número de vueltas de la bobina y A es el área de la sección transversal de la bobina, ésta corriente es un vector que da el valor de corriente para cada uno de los magnetotorqueadores ubicados en los ejes X, en el eje Y y el eje Z.

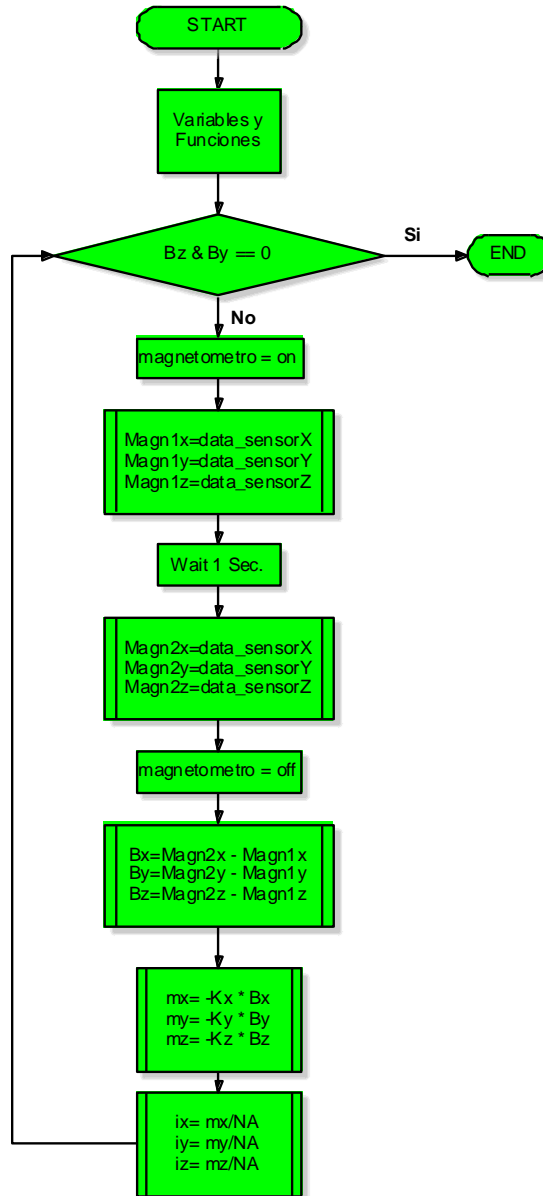


Figura 9. Diagrama de flujo fase de detumbling.

Hay que tener en cuenta que en el momento que se realizan las medidas deben estar apagados los magnetotorqueadores ya que de no ser así, el magnetómetro podría tomar un valor errado del campo magnético y generaría un torque que probablemente no sería el requerido por la acción de control, es decir es necesario intercalar los tiempos de medición (magnetómetro) con los tiempos de actuación (magnetotorqueadores).

$$T_{Ciclo} = T_{sensor} + T_{actuadores} \quad (3.4)$$

Donde T_{sensor} es el tiempo que demora la lectura del campo magnético y la estimación del B-dot y $T_{actuadores}$ es el tiempo que dura la generación del momento de dipolo magnético.

Para que el satélite se estabilice, se necesita hacer un lazo de control el cual proporcione las señales adecuadas a los actuadores mientras los sensores le informan la variación en su orientación. En el momento en que los sensores envíen información en la cual se pueda inferir que el satélite se encuentra estabilizado, se puede dar por terminado la fase de detumbling. El diagrama de la figura 9 muestra el procedimiento que debe realizarse en ésta fase.

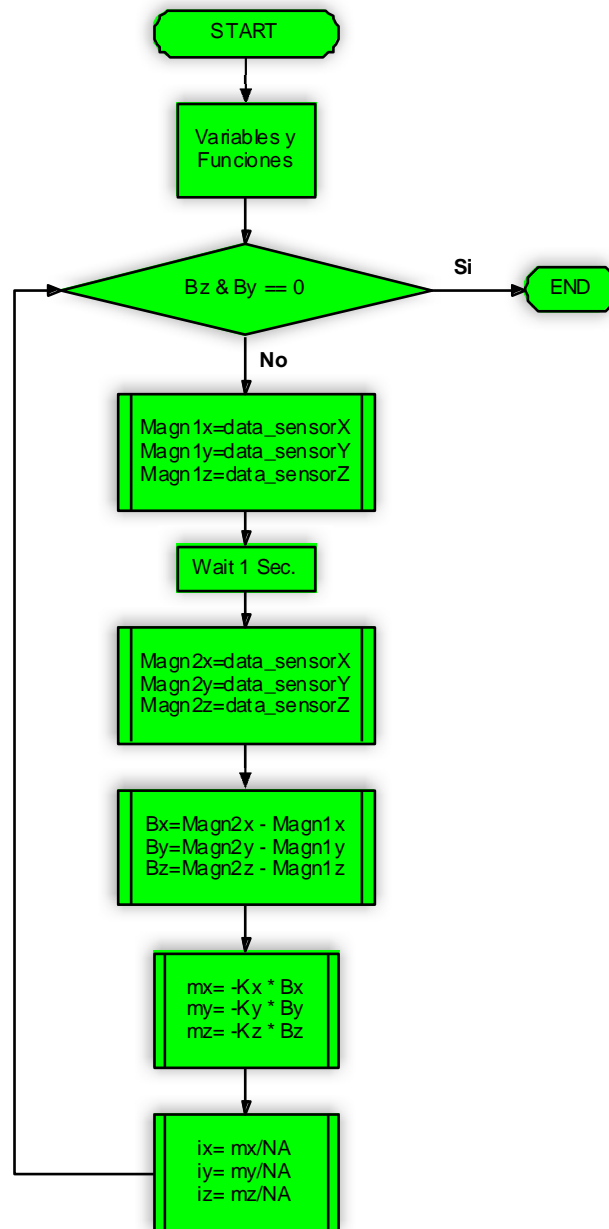


Figura 10. Diagrama de flujo fase de detumbling implementado.

Sin embargo para realizar las pruebas de detumbling, se asume de tal forma que el campo magnético de los magnetotorqueadores no afecta la medición del magnetómetro dentro del modelo realizado en simulink, esto con fines de reducir los tiempos de simulación ya que ésta fase de control tarda bastante tiempo dependiendo de las velocidades angulares sobre cada uno de los ejes, quedando de la forma mostrada en el diagrama de flujo de la figura 10.

3.2 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA.

Teniendo en cuenta las perturbaciones intrínsecas descritas en la sección 2.3.3, los nuevos valores para los parámetros Keplerianos RAAN y argumento de perigeo son de la forma:

$$\Omega = \Omega_0 + (\dot{\Omega}_{J2} + \dot{\Omega}_{luna} + \dot{\Omega}_{sol}) * t \quad (3.5)$$

$$\omega = \omega_0 + (\dot{\omega}_{J2} + \dot{\omega}_{luna} + \dot{\omega}_{sol}) * t \quad (3.6)$$

Así se determinan las variaciones de los elementos Keplerianos en el tiempo para la estimación de la órbita, el valor de *mean anomaly* cambiaría al igual que el RAAN y el argumento del perigeo quedando:

$$M = M_i + n * t \quad (3.7)$$

$$\Omega = \Omega_i + (\dot{\Omega}_{J2} + \dot{\Omega}_{luna} + \dot{\Omega}_{sol}) * t \quad (3.8)$$

$$\omega = \omega_i + (\dot{\omega}_{J2} + \dot{\omega}_{luna} + \dot{\omega}_{sol}) * t \quad (3.9)$$

Mientras que los demás valores, inclinación (*i*), *eccentricity* (*e*) y *mean motion* (*n*) se mantienen constantes en el tiempo.

Asumiendo entonces unos valores de parámetros Keplerianos iniciales basados en datos similares a los de CubeSats en órbita, los cuales solo son conocidos y dados por lanzadores en el momento de poner el satélite en órbita, se tiene:

- Inclinación (*i*) =98.7°
- RAAN (Ω) =160.48°
- Argumento del perigeo (ω) =198.98°
- Semieje mayor (*a*) =7000[Km]
- *Eccentricity* (*e*) =0.0085
- *Mean anomaly* (*M*) =161.1°
- *Mean motion* (*n*) =0.001078 [rads/seg] =0.061765[°/seg] =14.8236[rev/día].

A partir de estos datos es posible calcular el valor correspondiente para cada una de las perturbaciones sobre el RAAN y sobre el argumento del perigeo:

$$\dot{\Omega}_{J2} = -\frac{3}{2} n a_e^2 \frac{\cos i}{a^2 (1 - e^2)^2} J_2 = 1.0886 [\text{grados/día}]$$

$$\dot{\omega}_{J2} = \frac{3}{4} n a_e^2 \frac{5 \cos^2 i - 1}{a^2 (1 - e^2)^2} J_2 = -3.1869 [\text{grados/día}]$$

$$\dot{\Omega}_{luna} = -0.00338 \frac{\cos i}{n} = 0.00003449 [\text{grados/dia}]$$

$$\dot{\omega}_{luna} = 0.00169 \frac{5 \cos^2 i - 1}{n} = -0.001009698 [\text{grados/dia}]$$

$$\dot{\Omega}_{sol} = -0.00154 \frac{\cos i}{n} = 0.0000157149 [\text{grados/dia}]$$

$$\dot{\omega}_{sol} = 0.00077 \frac{5 \cos^2 i - 1}{n} = -0.000046004 [\text{grados/dia}]$$

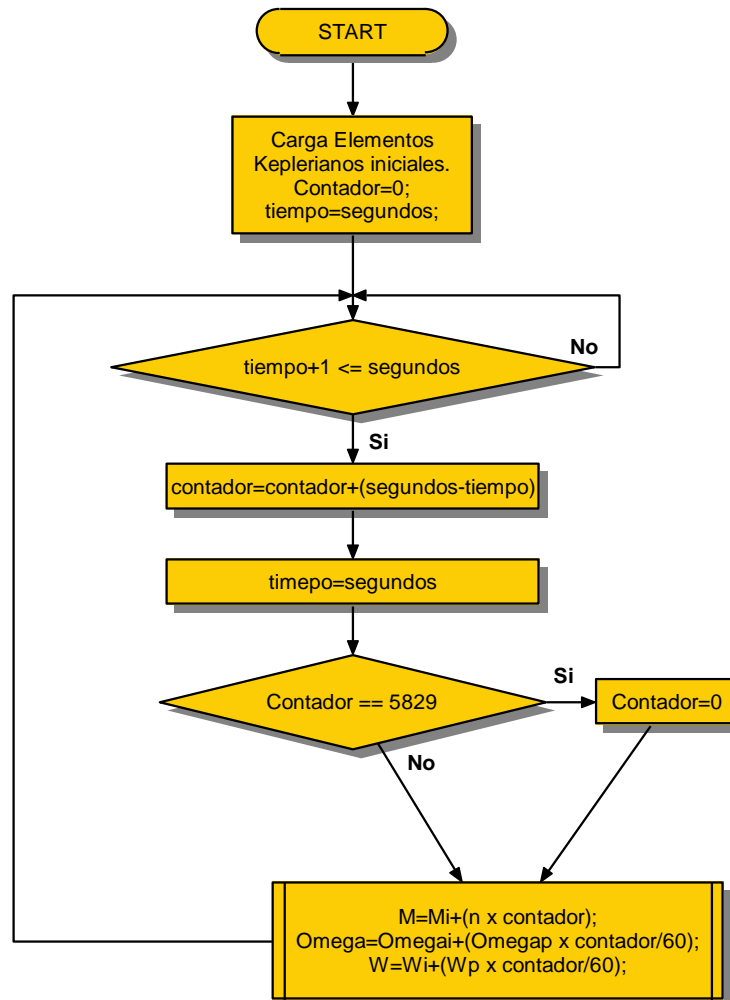


Figura 11. Diagrama de flujo estimación de órbita.

Así, con estos valores tenemos como ecuaciones finales para la estimación de la órbita para éste caso en particular:

$$M_{0+1} = 161.1^\circ + 0.061765 [^\circ/\text{seg}].t$$

$$\Omega_{0+1} = 160.48^\circ + (1.0886 + 0.00003449 + 0.0000157149) * t_{dias}$$

$$\Omega_{0+1} = 160.48^\circ + (1.0886502) * t_{dias}$$

$$\omega_{0+1} = 198.98^\circ + (-3.1869 - 0.001009698 - 0.000046004) * t_{dias}$$

$$\omega_{0+1} = 198.98^\circ + (-3.1879557) * t_{dias}$$

Donde t es el tiempo en segundos que ha transcurrido desde que el satélite se encuentra en órbita y t_{dias} los días desde que el satélite fue lanzado. Así entonces el proceso para estimar de la órbita es de la forma mostrada en la figura 11 y se implementa directamente sobre la estación terrena (computador) ya que ésta información le interesa exclusivamente al personal que se encarga de los servicios del satélite mientras que el satélite solo envía la información arrojada por los sensores para posteriormente realizar la comprobación de su orientación (*attitude determination*).

3.3 DESARROLLO ATTITUDE DETERMINATION:

Dadas las ecuaciones (2.23) y (2.24), se realiza las rotaciones correspondientes sobre el sistema de coordenadas ECI (Fig. 1) para lograr determinar el valor del vector solar sobre cualquier punto en la tierra dado en referencia ECI, primero se realiza una rotación de λ_S sobre el eje Z y posteriormente de ε_S sobre el eje Y, dando así de la siguiente forma el vector sol en ECI:

$$V_S^I = R_Y(\varepsilon_S) * R_Z(\lambda_S) * V_{S0}^I \quad (3.10)$$

$$V_S^I = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S & 0 & -\sin \varepsilon_S \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \varepsilon_S & 0 & \cos \varepsilon_S \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \lambda_S & \sin \lambda_S & 0 \\ -\sin \lambda_S & \cos \lambda_S & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

$$V_S^I = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S * \cos \lambda_S \\ -\sin \lambda_S \\ \sin \varepsilon_S * \cos \lambda_S \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

$$V_S^I = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S \\ -\tan \lambda_S \\ \sin \varepsilon_S \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Como el attitude determination se realiza mediante la rotación entre el *orbit frame* (Fig. 12) y el *body frame*, se realiza una serie de rotaciones para establecer éste valor vectorial en el sistema de referencia *orbit frame*, primero se realiza la rotación de ECI a *orbit center* y posteriormente de *orbit center* a *orbit frame*, quedando de la siguiente forma:

$$V_S^O = R_{OC}^O * R_I^{OC} * V_S^I \quad (3.14)$$

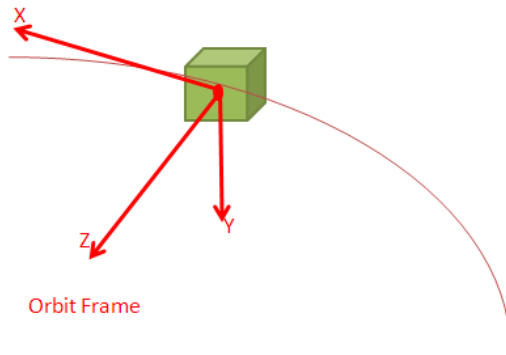


Fig. 12 Orbit frame

Para realizar la rotación entre *orbit center* y *orbit frame* se tiene en cuenta que el *orbit center* es un sistema de coordenadas fijo, mientras que el sistema de coordenadas de *orbit frame*, se desplaza por la órbita, es decir el *orbit center* va a ver dentro de su sistema de coordenadas al *orbit frame* como otro sistema que se desplaza, por esto se debe tener en cuenta la *true anomaly* ya que es el ángulo que nos va a indicar como se desplaza *el orbit frame* respecto al *orbit center* (Fig. 13).

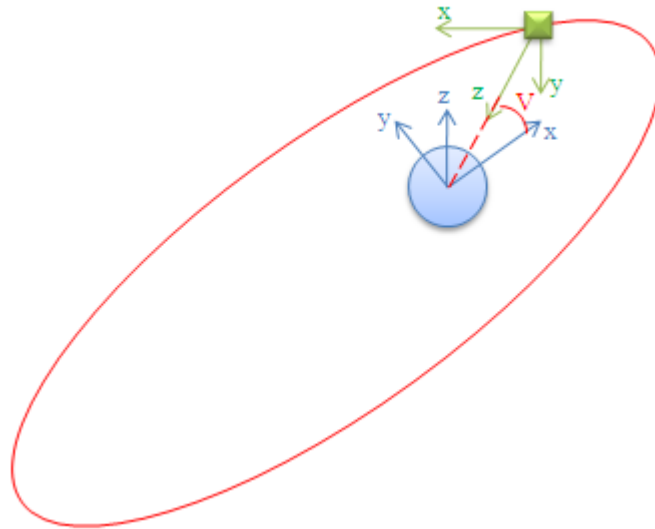


Fig. 13 Orbit center y Orbit frame

Teniendo en cuenta esto, las rotaciones quedarían de la forma:

$$V_S^O = R_x\left(-\frac{\pi}{2}\right) * R_z\left(v + \frac{\pi}{2}\right) * R_z(\omega) * R_x(i) * R_z(\Omega) * V_S^I \quad (3.15)$$

Donde v es la *true anomaly*, ω el argumento del perigeo, i la inclinación y Ω el RAAN. Las matrices de rotación serían de la forma:

$$V_S^O = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos -\frac{\pi}{2} & \sin -\frac{\pi}{2} \\ 0 & -\sin -\frac{\pi}{2} & \cos -\frac{\pi}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & \sin\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & 0 \\ -\sin\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 98.7^\circ & \sin 98.7^\circ \\ 0 & -\sin 98.7^\circ & \cos 98.7^\circ \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S \\ -\tan \lambda_S \\ \sin \varepsilon_S \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

De igual forma que con el vector sol ocurre con el vector campo magnético medido, al ser indispensable para conocer la dirección en la cual debe estar apuntando el eje Z del sistema coordenado *Body Frame*. Partiendo del conocimiento del campo magnético terrestre medido en cualquier punto dado por el IGRF-11 en el sistema coordenado ECEF (figura 14), se puede establecer a partir de una serie de rotaciones su valor en el sistema *Orbit frame*, para esto se debe tener un vector de 3 posiciones el cual nos da la información del valor del campo magnético en los 3 ejes de ECEF, el modelo del IGRF-11 se determina a partir del sistema coordenado geográfico (figura 15), es decir da el valor del campo magnético para una altitud, longitud y latitud determinada, sin embargo éstos parámetros son similares al sistema de referencia ECEF en coordenadas esféricas. Ya que la latitud es el ángulo entre polo norte y el polo sur tomando la línea del ecuador como 0° se puede decir que la latitud es el ángulo 90° - Φ, mientras que la longitud se puede considerar como el ángulo Θ y la altitud como el valor del radio ρ.

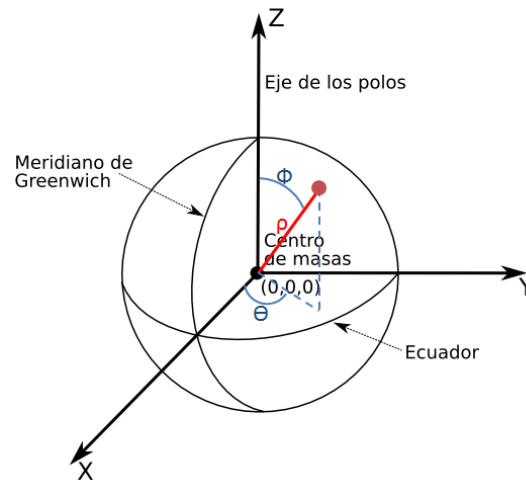


Fig 14. Sistema de coordenadas ECEF¹.

Es decir que se obtiene $\Phi=90^\circ-\varphi$ donde φ es la latitud $\Theta=\beta$ donde β es la longitud y ρ es la altitud, pasando de coordenadas esféricas a cartesianas el sistema ECEF sería de la forma:

$$X = \rho * \text{Sen}(\phi) * \text{Cos}(\theta) \quad (3.17)$$

$$Y = \rho * \text{Sen}(\phi) * \text{Sen}(\theta) \quad (3.18)$$

$$Z = \rho * \text{Cos}(\phi) \quad (3.19)$$

Es decir:

$$X = \rho * \text{Sen}(90^\circ - \varphi) * \text{Cos}(\beta)$$

$$Y = \rho * \text{Sen}(90^\circ - \varphi) * \text{Sen}(\beta)$$

$$Z = \rho * \text{Cos}(90^\circ - \varphi)$$

Teniendo ya la medida del campo magnético terrestre como un vector dado en el sistema de coordenadas ECEF se pueden realizar las rotaciones correspondientes para expresar éste vector en el sistema coordenado de *orbit frame*. Las rotaciones son similares a las realizadas para el vector sol ya que simplemente hay que pasar de ECEF a *orbit center* y posteriormente si a *orbit frame*. La rotación de ECEF a *orbit frame* es de la forma:

$$B_{OF} = R_{OC}^O * R_E^{OC} * B_{ECEF} \quad (3.20)$$

$$B_{OF} = R_x\left(-\frac{\pi}{2}\right) * R_z\left(v + \frac{\pi}{2}\right) * R_z(\omega) * R_x(i) * R_z(\Omega + \theta) * B_{ECEF} \quad (3.21)$$

Donde se puede observar que la única diferencia es la rotación que se hace para pasar de ECEF a ECI agregándole así un ángulo θ a la primera rotación dada en el eje Z, las matrices de rotación quedarían de la forma siguiente:

$$B_{OF} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos -\frac{\pi}{2} & \sin -\frac{\pi}{2} \\ 0 & -\sin -\frac{\pi}{2} & \cos -\frac{\pi}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & \sin\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & 0 \\ -\sin\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & \cos\left(v + \frac{\pi}{2}\right) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \omega & \sin \omega & 0 \\ -\sin \omega & \cos \omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos 98.7^\circ & \sin 98.7^\circ \\ 0 & -\sin 98.7^\circ & \cos 98.7^\circ \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \Omega + \theta & \sin \Omega + \theta & 0 \\ -\sin \Omega + \theta & \cos \Omega + \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * B_{ECEF}$$

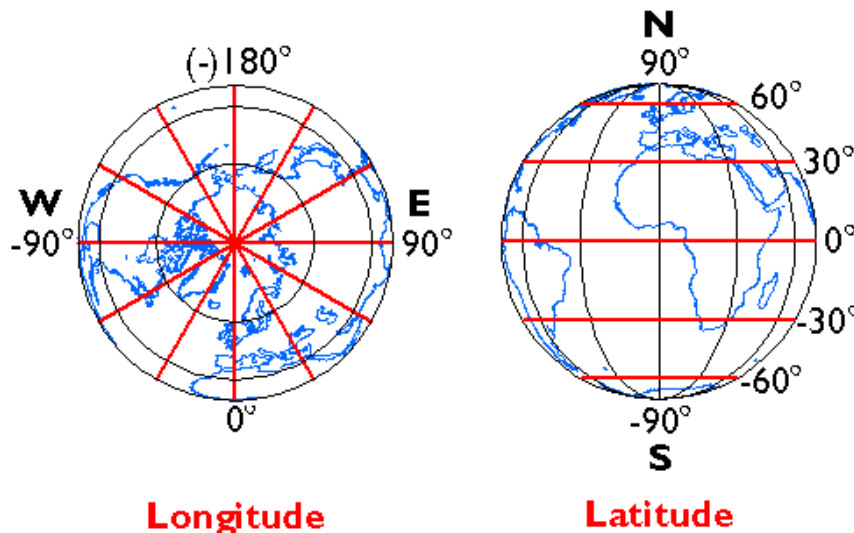


Fig 15. Coordenadas geográficas [22].

¹Tomada de <http://nacc.upc.es/nacc-libro/node45.html> y modificada

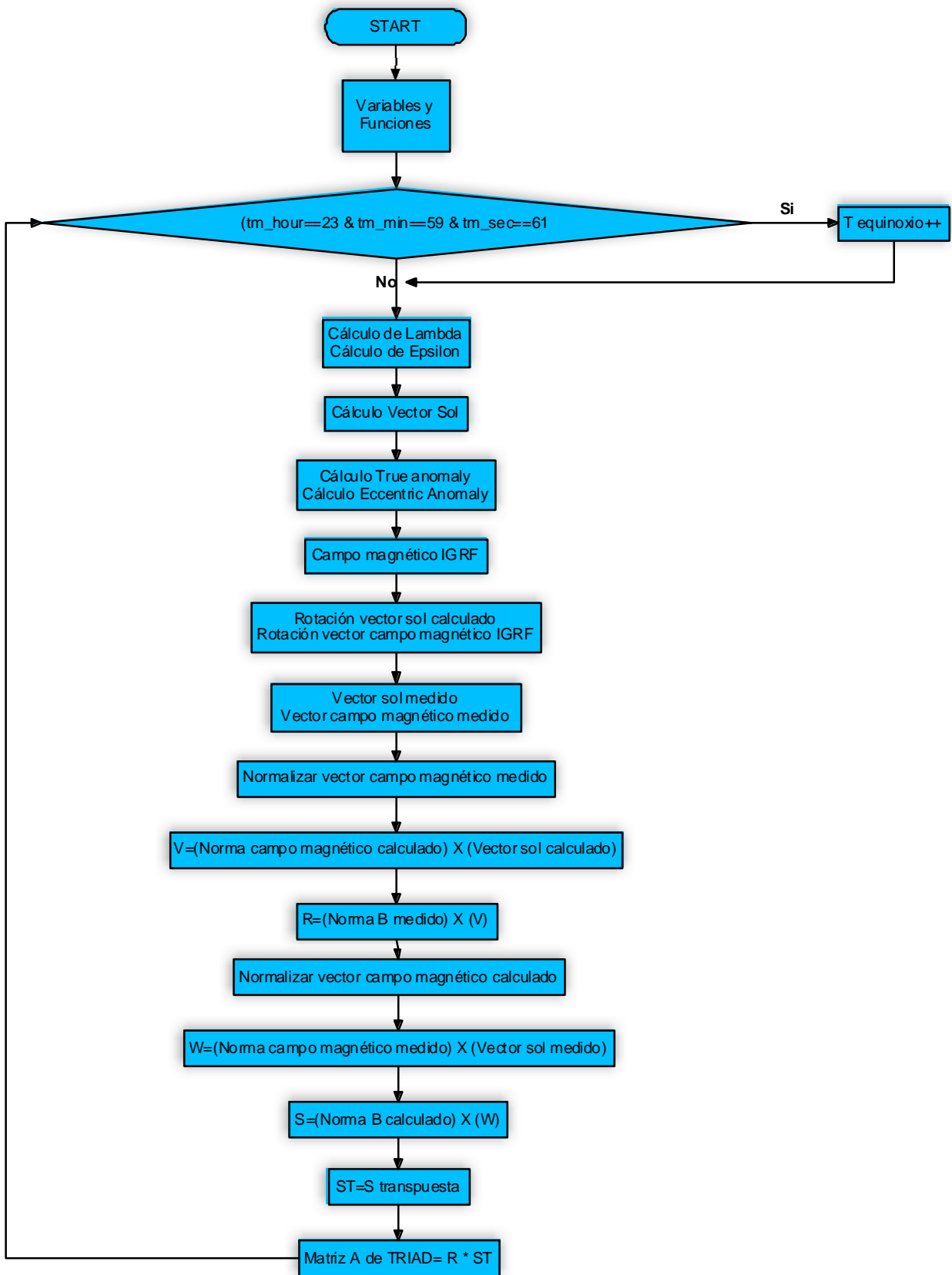


Fig 16. Diagrama de flujo attitude determination.

Obteniendo así los valores del vector solar y de campo magnético terrestre calculados mediante las rotaciones realizadas y dependiendo del punto indicado por el estimador de órbita, se procede a conocer de igual forma éste mismo par de vectores medidos en el *body frame* por los sensores adecuados en el satélite, ya que el algoritmo TRIAD requiere de 2 pares de vectores para realizar la determinación de la orientación para lograr obtener la matriz que nos brinda la información de que tanto difiere el punto calculado donde debería estar el satélite y el punto real. Así entonces el algoritmo TRIAD es de la forma como se muestra en las ecuaciones 2.26 y 2.27 quedando de la siguiente forma:

$$r_1 = \frac{B_{OFmedido}}{|B_{OFmedido}|}, r_2 = \frac{r_1 \times V_{Smedido}}{|r_1 \times V_{Smedido}|} \text{ y } r_3 = r_1 \times r_2 \quad (3.22)$$

$$S_1 = \frac{B_{Rotado}}{|B_{Rotado}|}, S_2 = \frac{S_1 \times V_{Rotado}}{|S_1 \times V_{Rotado}|} \text{ y } S_3 = S_1 \times S_2 \quad (3.23)$$

Así entonces la matriz que queremos conocer se determina mediante la forma mostrada en la ecuación 2.28, y se expresa de la forma:

$$\mathbf{R} = \mathbf{R} \cdot \mathbf{S}^T \quad (3.24)$$

Donde \mathbf{R} es la matriz de rotación entre las matrices R y S .

En la figura 16 se muestra el diagrama de flujo del programa implementado para la fase de attitude determination.

4. ANÁLISIS DE RESULTADOS

Basado en el desarrollo realizado sobre los algoritmos que fueron implementados, se obtuvieron los resultados mostrados a continuación para cada una de sus partes.

4.1 DETUMBLING

Para verificar la correcta implementación del código se procede entonces a realizar la simulación en simulink de los actuadores y los sensores para ésta fase que son 3 magnetotorqueadores los cuales reciben una corriente proveniente de la FPGA y como sensor se utiliza un magnetómetro el cual envía la lectura del campo magnético terrestre medido por éste hacia la FPGA dando sus 3 componentes, en la figura 17 se puede observar gráficamente el diagrama de bloques del proceso que se debe realizar durante ésta fase inicial.

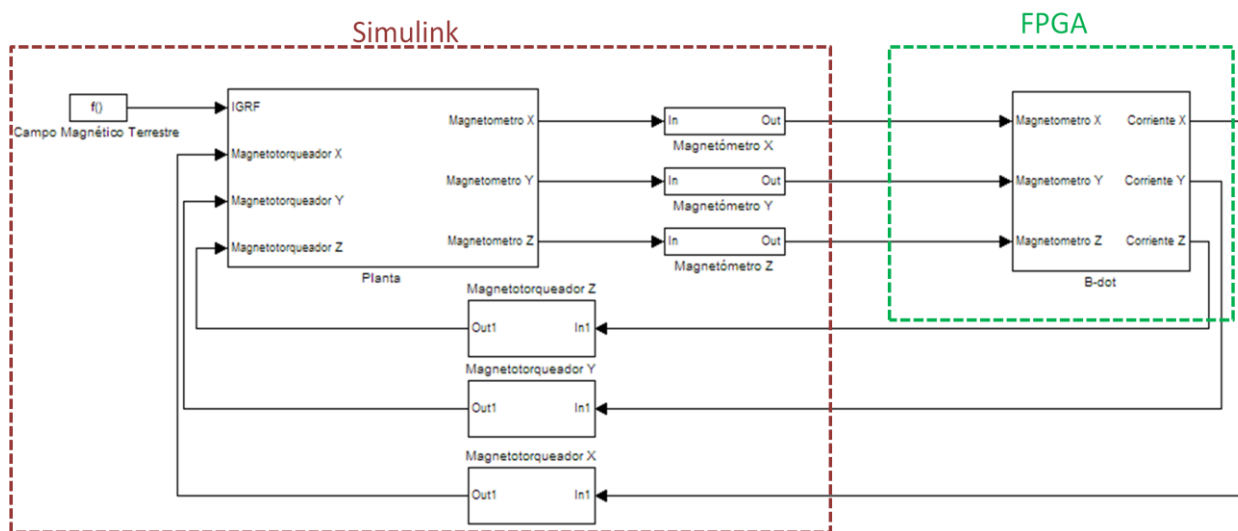


Figura 17. Diagrama de bloques fase de detumbling.

Así, al interior del sistema se requiere una serie de ganancias por un inconveniente presentado el cual es que los valores enviados por el magnetómetro y los recibidos por los magnetotorqueadores son muy bajos, para los magnetómetros se registran medidas como las que se aprecian en la figura 18, donde se observa el comportamiento del campo magnético terrestre ofrecido por el modelo de IGRF y el cual es implementado en simulink para realizar la validación, mientras que para los valores que requieren los magnetotorqueadores son del orden de los mili Amperios. Ya que los valores son enviados en forma de

bits por el procesador, dentro del modelo de simulink se requiere hacer la conversión de bit a entero para los valores recibidos y entero a bit para los valores que se van a enviar hacia el procesador, así entonces se requiere utilizar el bloque *integer to binary* y *binary to integer* con el inconveniente que éstos bloques no reconocen números expresados en el formato IEE 745 para punto flotante sino exclusivamente valores enteros que pueden o no estar signados que en éste caso se manejan con signo. La solución que se sugirió para éste problema ya que al interior del procesador se trabaja con números expresados en punto flotante, es aplicar una serie de ganancias antes de realizar la conversión de binario a entero o de entero a binario para así poder expresar el número correctamente, para el campo magnético se aplica una ganancia de 10^7 para poder obtener una resolución aceptable de medición del campo magnético y posteriormente se procede a redondear el número al entero más próximo por medio del bloque Quantizer de simulink, así luego se realiza la conversión a binario de dicho número entero y se envía al procesador en la FPGA como una palabra de 12 bits.

Así por medio de unas señales de control provenientes del procesador son enviados uno a uno los valores de campo magnético sobre cada uno de los ejes por medio de un bus de datos de 12 bits utilizando la tarjeta Q8 de Quanser a la cual se le configuraron previamente cada uno de sus puertos digitales como entradas o salidas, para el control del magnetómetro se configuraron 2 bits de control y 12 bits de datos mientras que para los magnetotorqueadores 3 bits de control y 12 bits de datos. Los pines digitales de la tarjeta Q8 se interconectan con los puertos Pin Header A y B de la Nanoboard 3000. Al interior de la FPGA se procede a realizar el proceso de cálculo de las corrientes necesarias por medio del algoritmo B-dot para lograr estabilizar poco a poco el movimiento aleatorio del satélite. En éste proceso se da una ganancia a estos valores de 10 con el fin de obtener una mejor resolución en la lectura que se hace posteriormente en simulink.

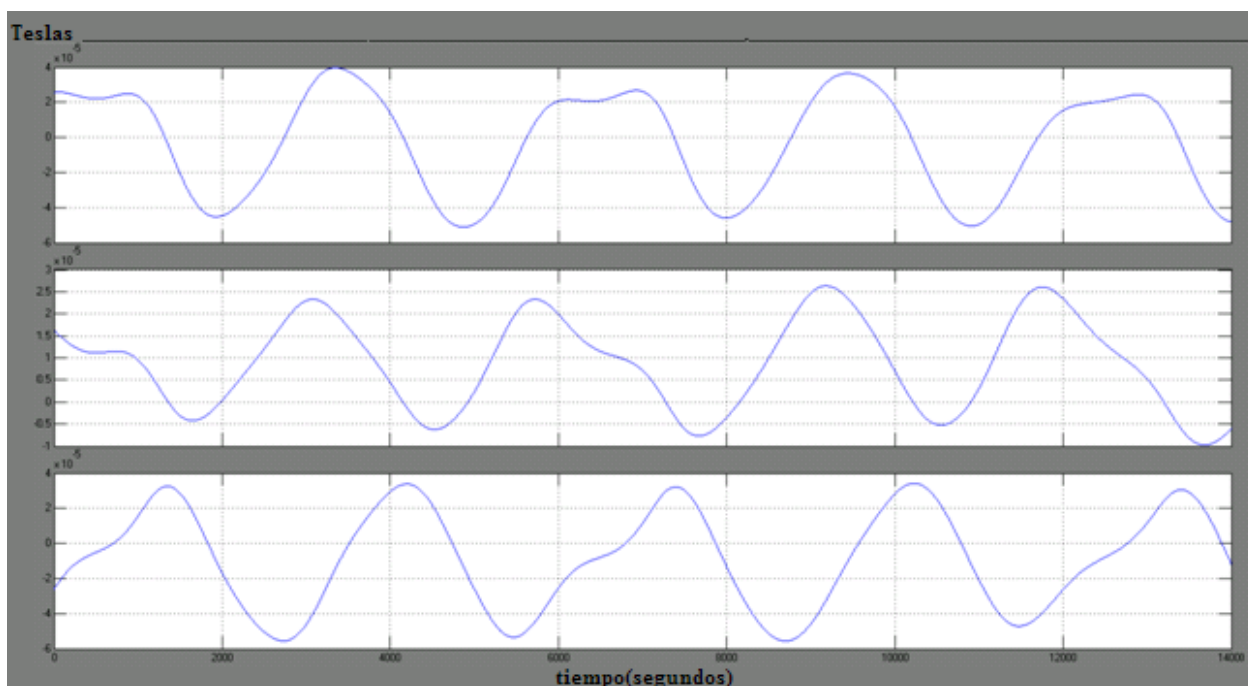


Figura 18. Campo magnético terrestre IGRF en simulink.

Luego de ser calculadas las corrientes, son enviadas por medio de otro bus de 12 bits, no se pudo utilizar el mismo bus, ya que las tarjetas Q8 y Q4 no permiten configurar sus puertos digitales como bidireccionales (entrada/salida), sino que deben ser exclusivamente entradas o salidas. Cuando son

recibidos los bits, éstos van al magnetotorqueador correspondiente (X, Y o Z) nuevamente con ayuda de unas señales de control, luego de ser direccionados se realiza la conversión de binario a entero y se procede a asignarles las ganancias correspondientes para adecuar las señales entrantes a la simulación de los magnetotorqueadores tomando en cuenta también que los valores de las corrientes son aproximadamente de 10 a 100 veces menores a los del campo magnético producido por las bobinas, sin embargo esto ya depende de las propiedades físicas del actuador tales como el número de espiras, la permeabilidad magnética del material y la longitud. Para éste caso se asumió hipotéticamente valores de 1 para el número de espiras y para el área de la sección transversal ya que Sequoia Space no ha definido las características de éste.

Se realizó la validación del código implementado sobre la FPGA utilizando el recurso de QuaRC para simulink en donde se configuró el modelo de la planta para que aceptara entradas y salidas mediante la tarjeta Q8 de Quanser, ya que éste modelo en simulink (Figura 19) fue creado y suministrado por la empresa Sequoia Space para el modelo de un sistema de AD&CS pasivo el cual depende de un imán permanente y barras de histéresis, se denomina pasivo ya que no es posible alterar el attitude desde la estación terrena.

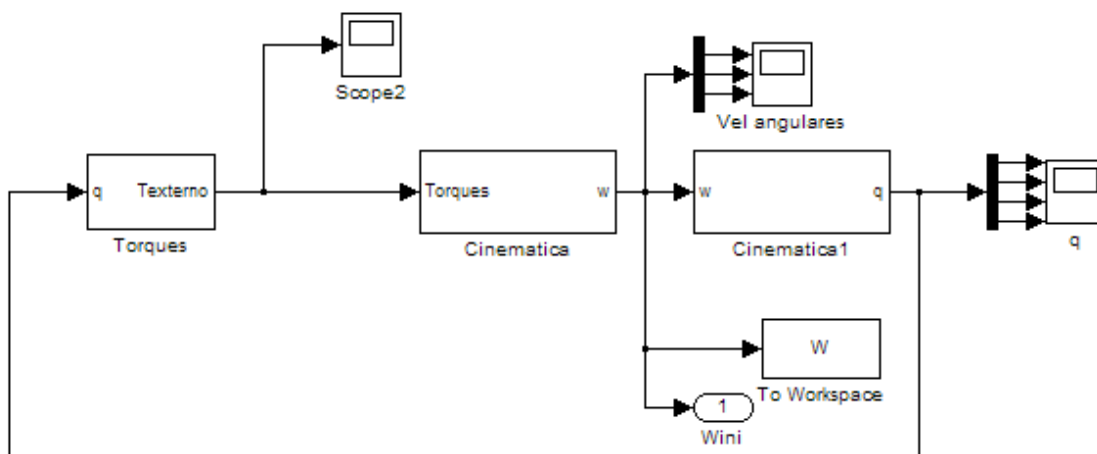


Fig 19. Modelo dinámico del satélite.

Las simulaciones se realizaron en tiempo real arrojando los siguientes resultados de velocidad angular para cada uno de sus ejes para una primera prueba realizada en un tiempo en el cual el sistema se acercaba cada vez más a cero:

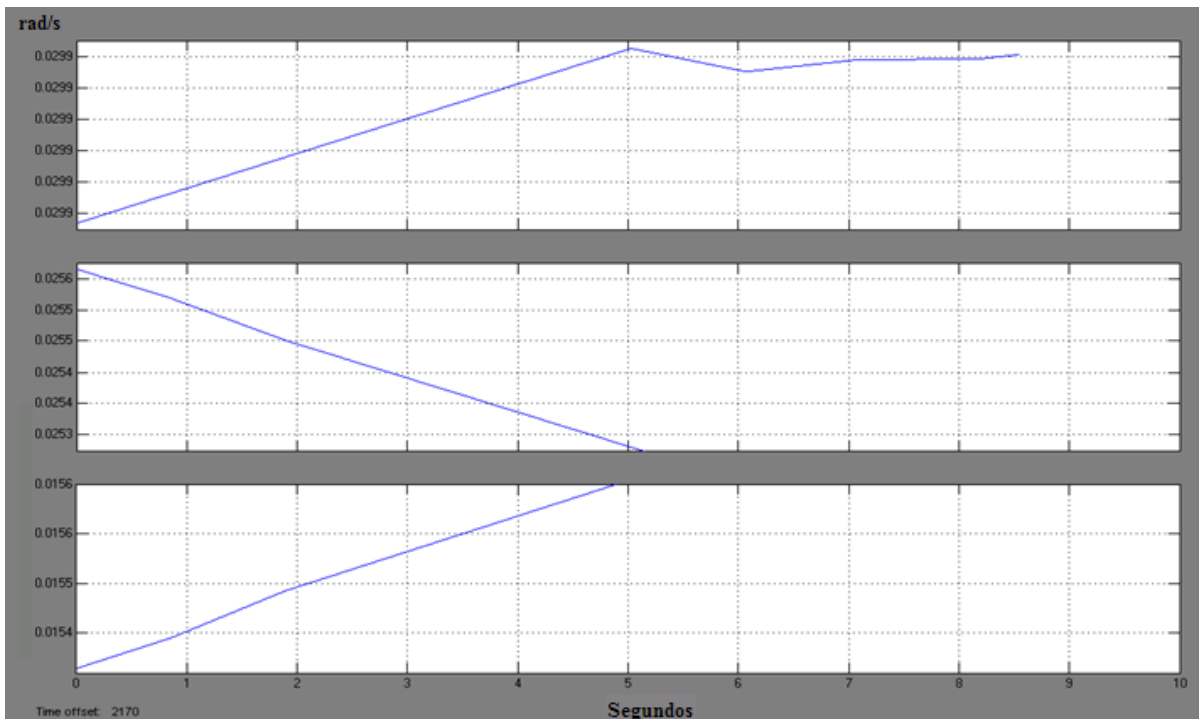


Fig 20. Primera simulación B-dot implementado 2170 segundos.

Donde durante el tiempo de simulación comienza a mostrar lentamente mejoras en su velocidad lo cual sugiere que se va estabilizando lentamente como era de esperarse. Después de aproximadamente una hora iniciada la simulación se toma la muestra graficada en la figura 21.

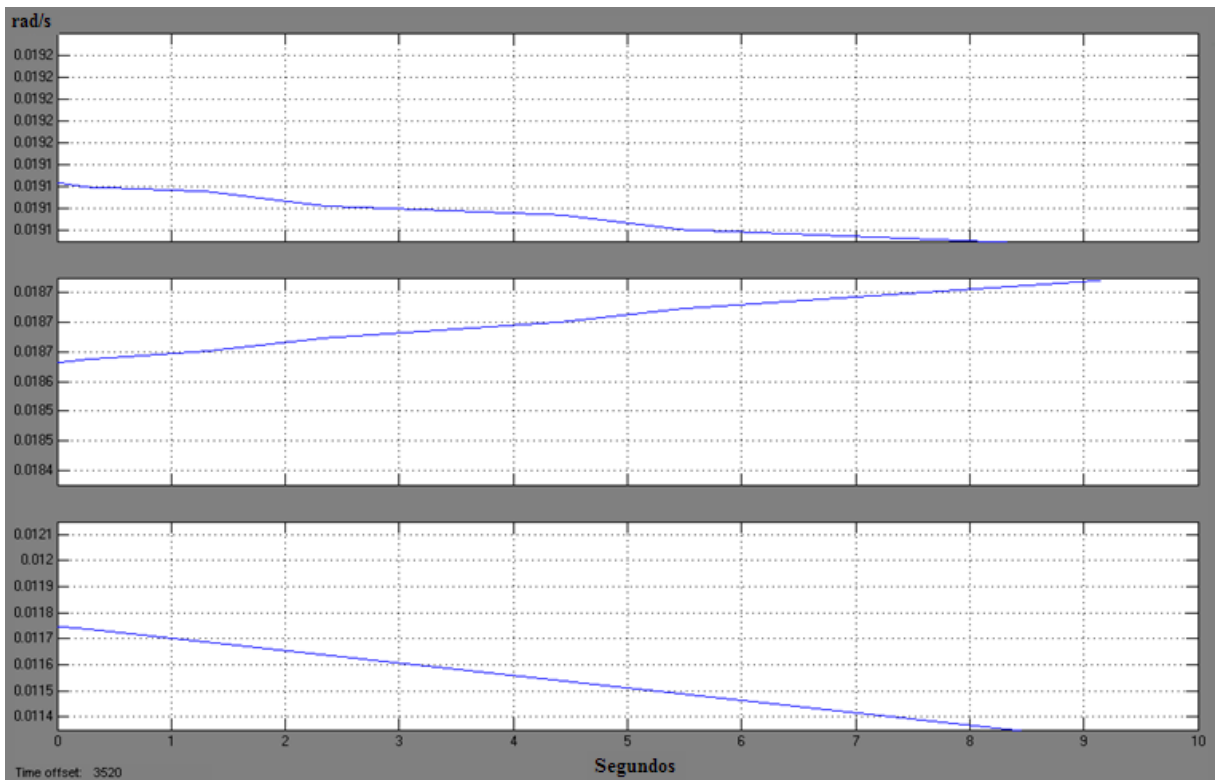


Fig 21. Primera simulación B-dot implementado 3520 segundos.

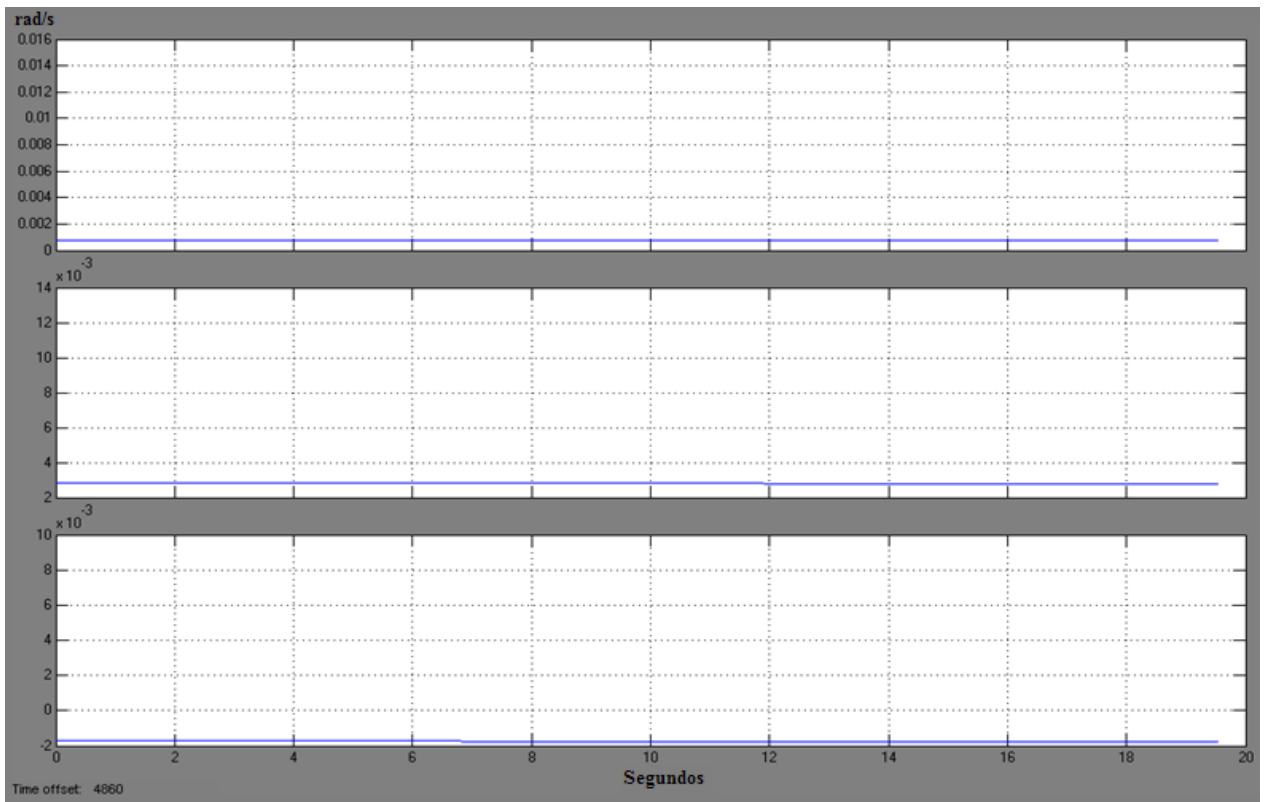


Fig 22. Primera simulación B-dot implementado 4860 segundos.

La última imagen (figura 22) para la primera simulación muestra mejoras después de 81 minutos transcurridos desde el comienzo de la simulación.

Comparando ésta simulación con los resultados obtenidos utilizando el modelo modificado en simulink (figura 19 y 23), se observa una similitud en el comportamiento del modelo ya que en ambos casos la señal cada vez más se acerca a cero lo cual es lo esperado en ésta fase (figura 24).

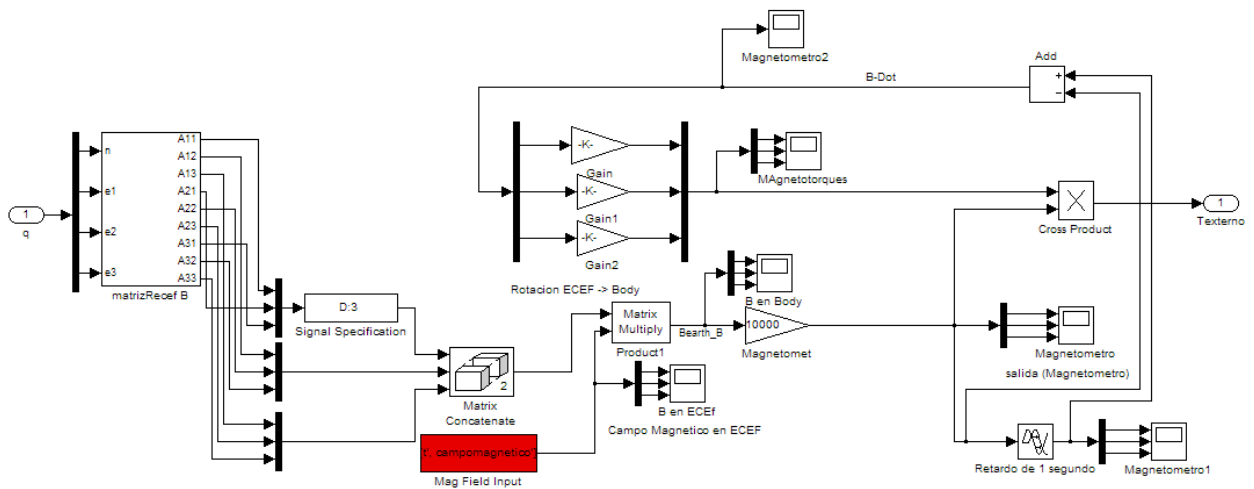


Fig 23. Modelo dinámico para los torques.

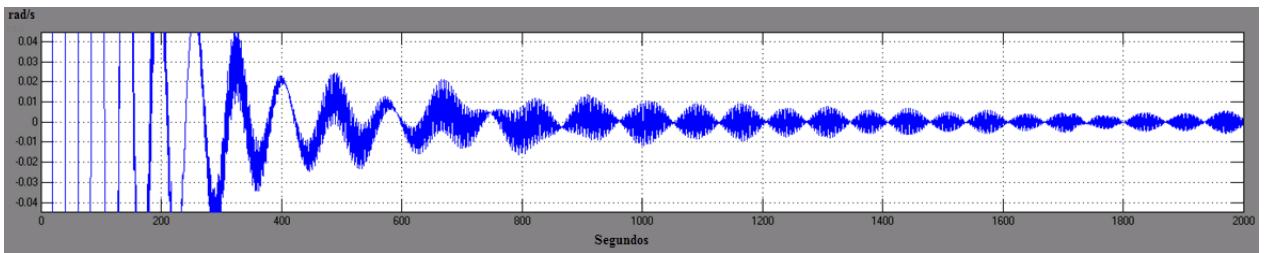


Fig 24. Respuesta velocidad angular modelo simulado con B-dot en simulink.

A lo que el sistema simulado finalmente responde de la siguiente forma mostrada en la figura 25.

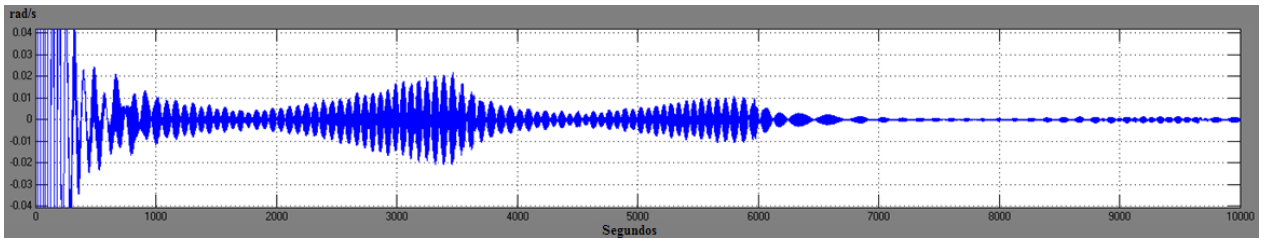


Fig 25. Respuesta final velocidad angular modelo simulado con B-dot en simulink.

Para las siguientes pruebas, la simulación del código implementado utilizando la FPGA y la tarjeta Q8 se comportó de la misma manera como se muestra en las siguientes gráficas:

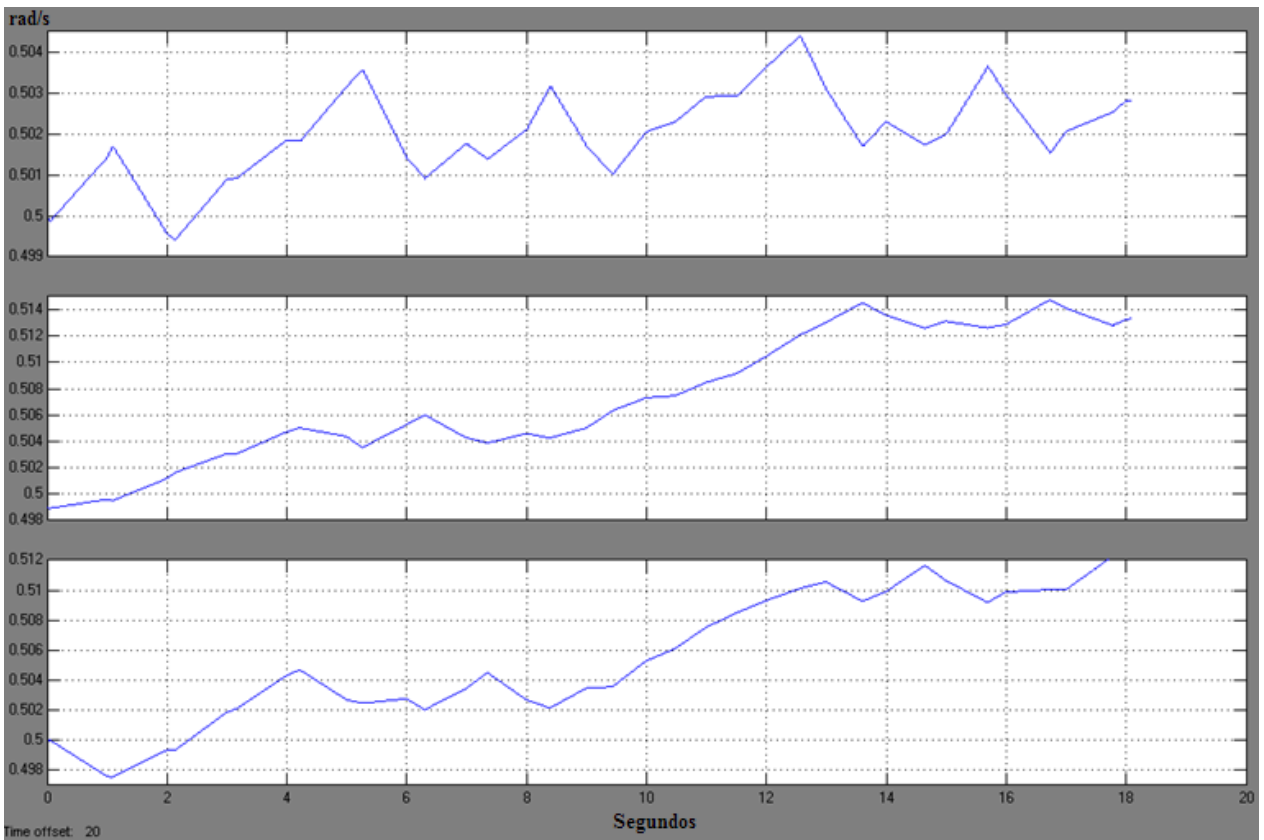


Fig 26. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 20 segundos.

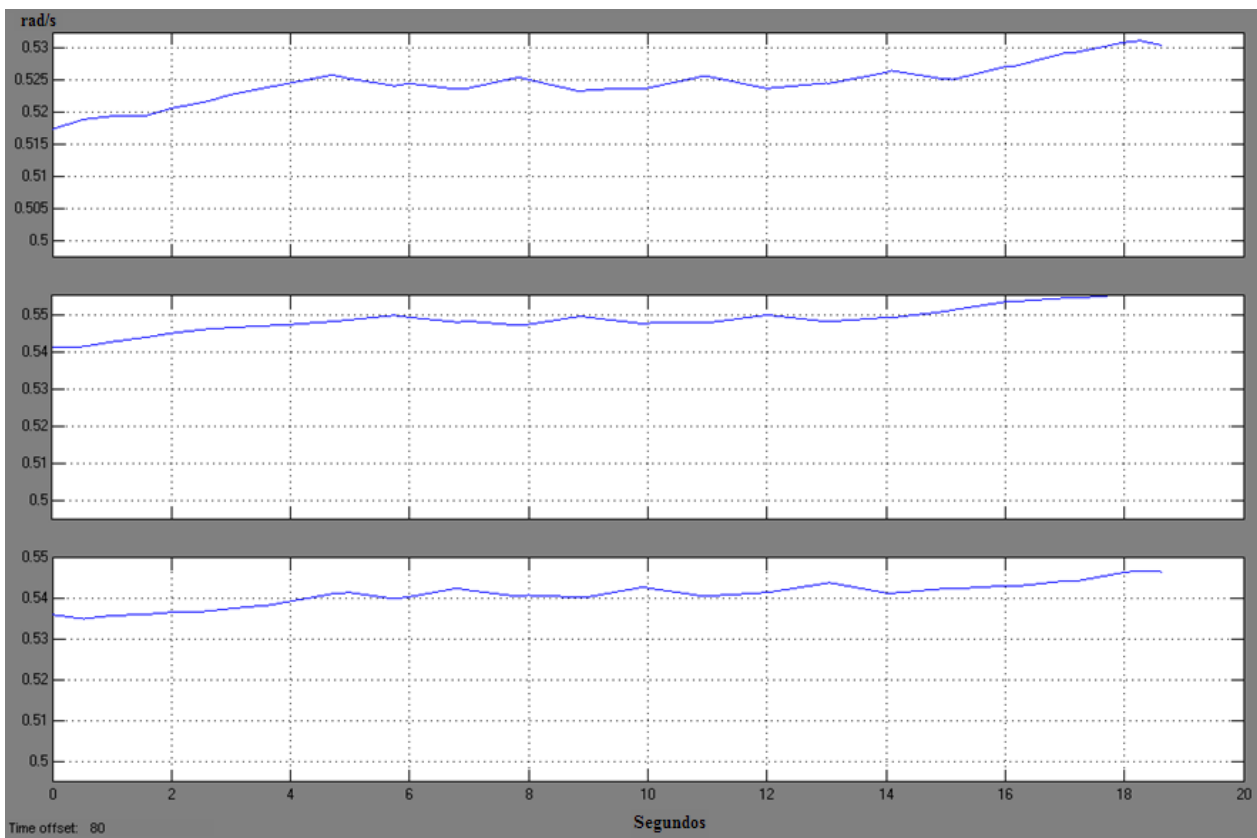


Fig 27. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 80 segundos.

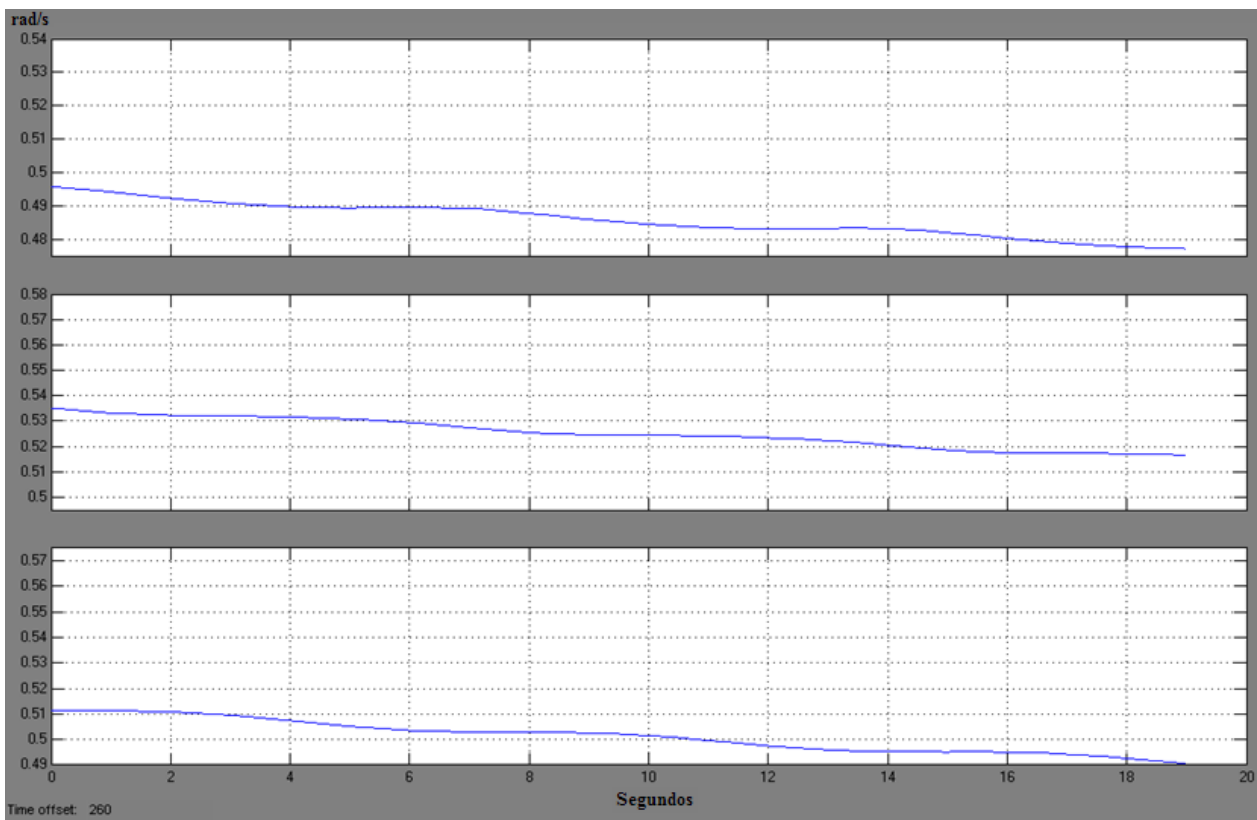


Fig 28. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 260 segundos.

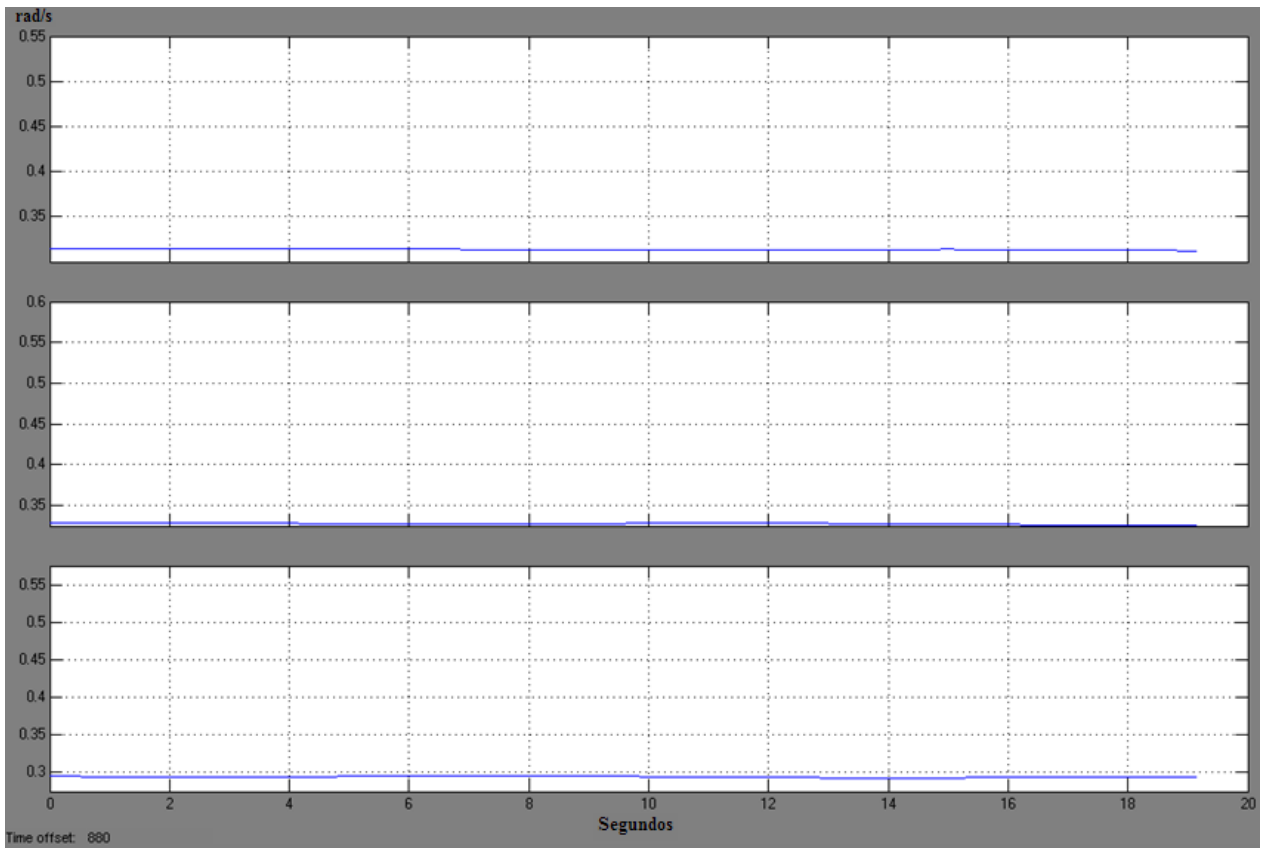


Fig 29. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 880 segundos.

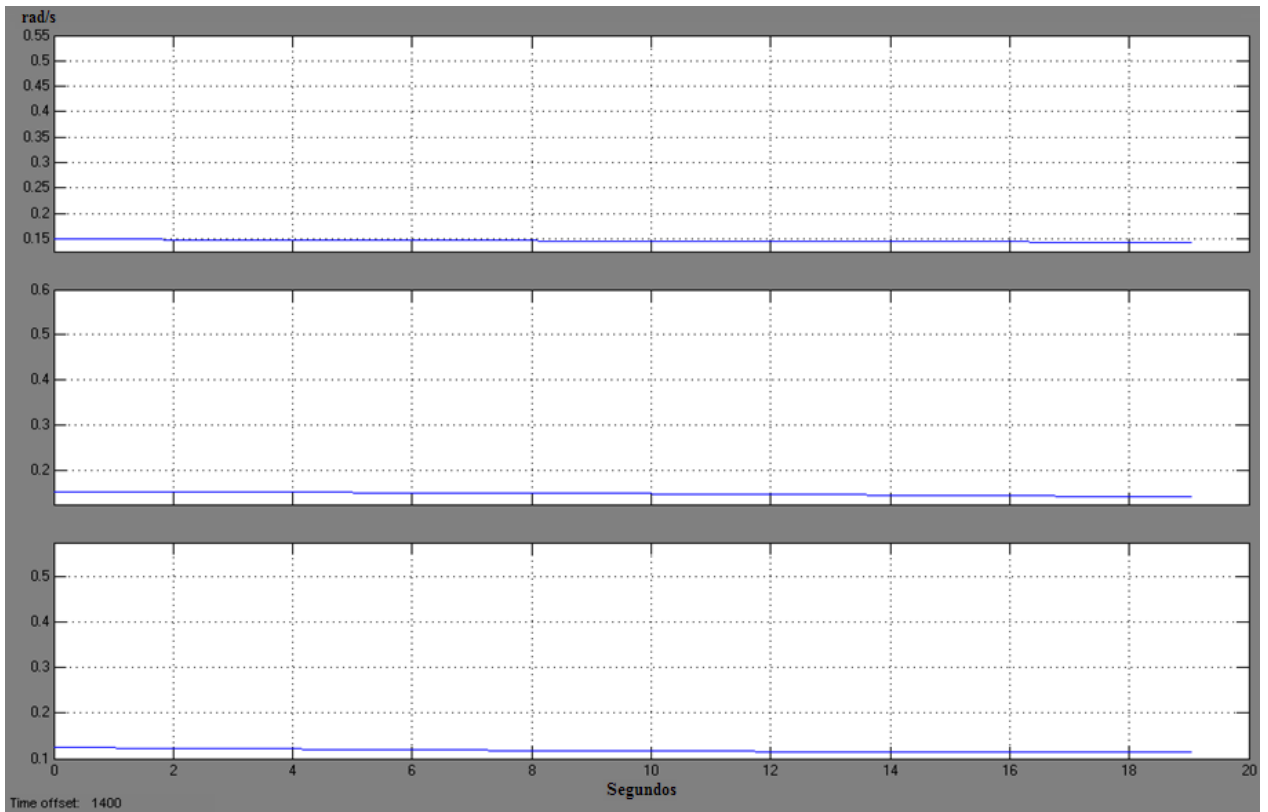


Fig 30. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 1400 segundos.

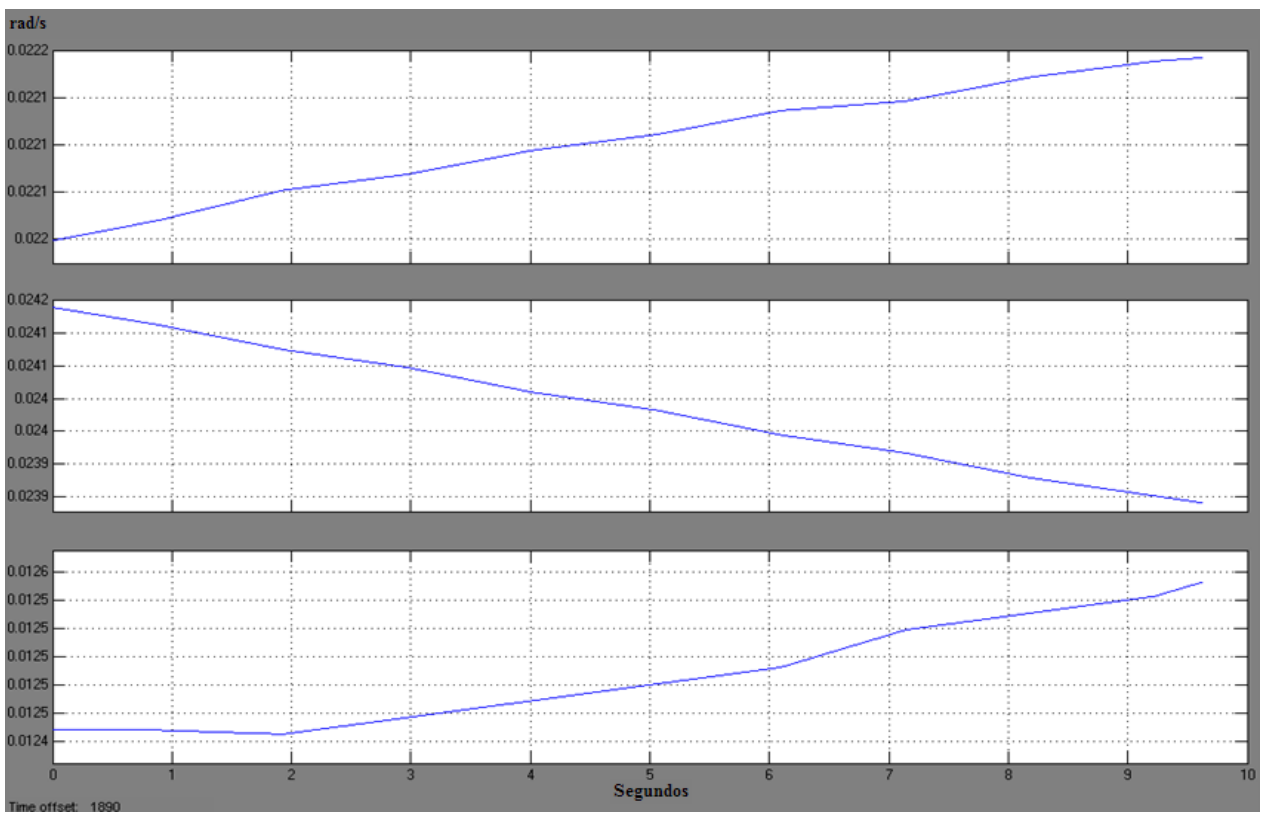


Fig 31. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 1890 segundos.

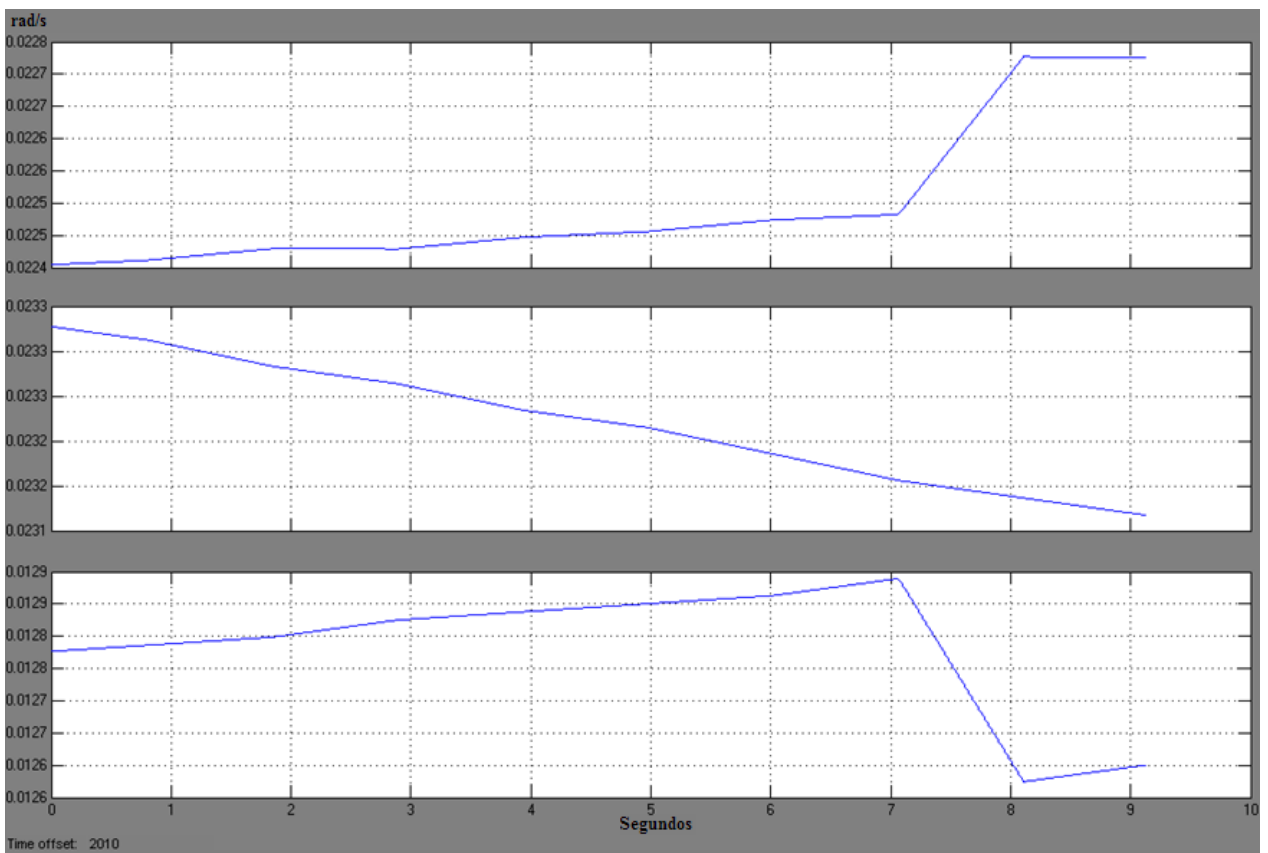


Fig 32. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 2010 segundos.

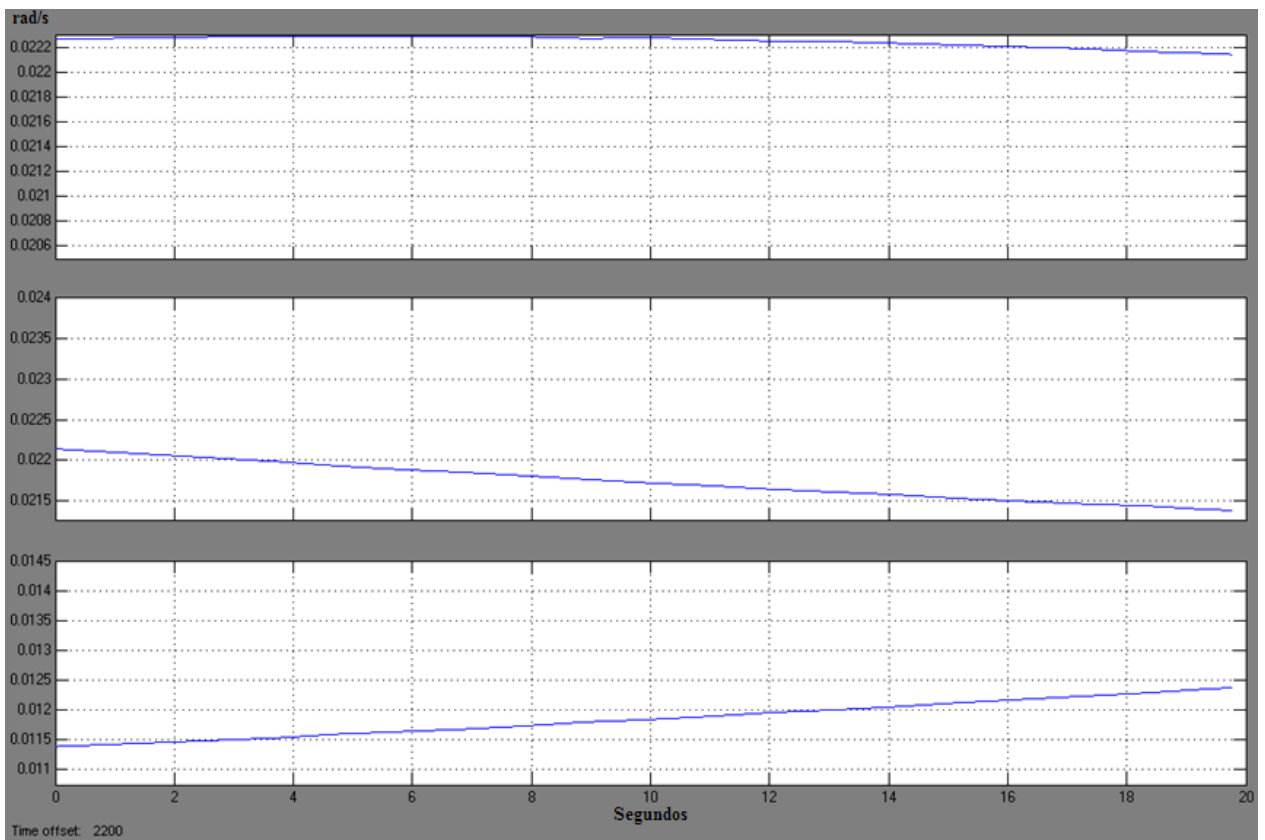


Fig 33. Velocidad angular segunda simulación B-dot implementado 2020 segundos.

A lo que los valores de campo magnético generados por los magnetorqueadores se comportan en el tiempo como se indica en las siguientes gráficas:

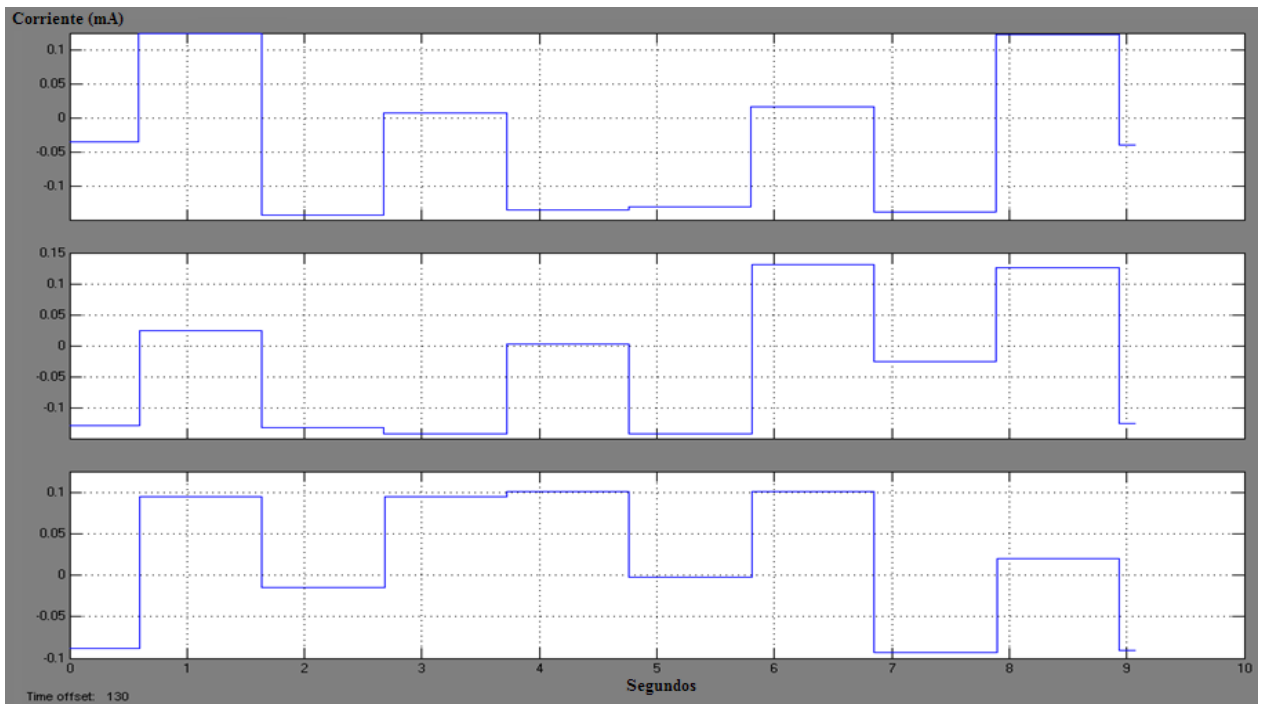


Fig 34. Magnetorqueadores segunda simulación B-dot implementado 130 segundos.

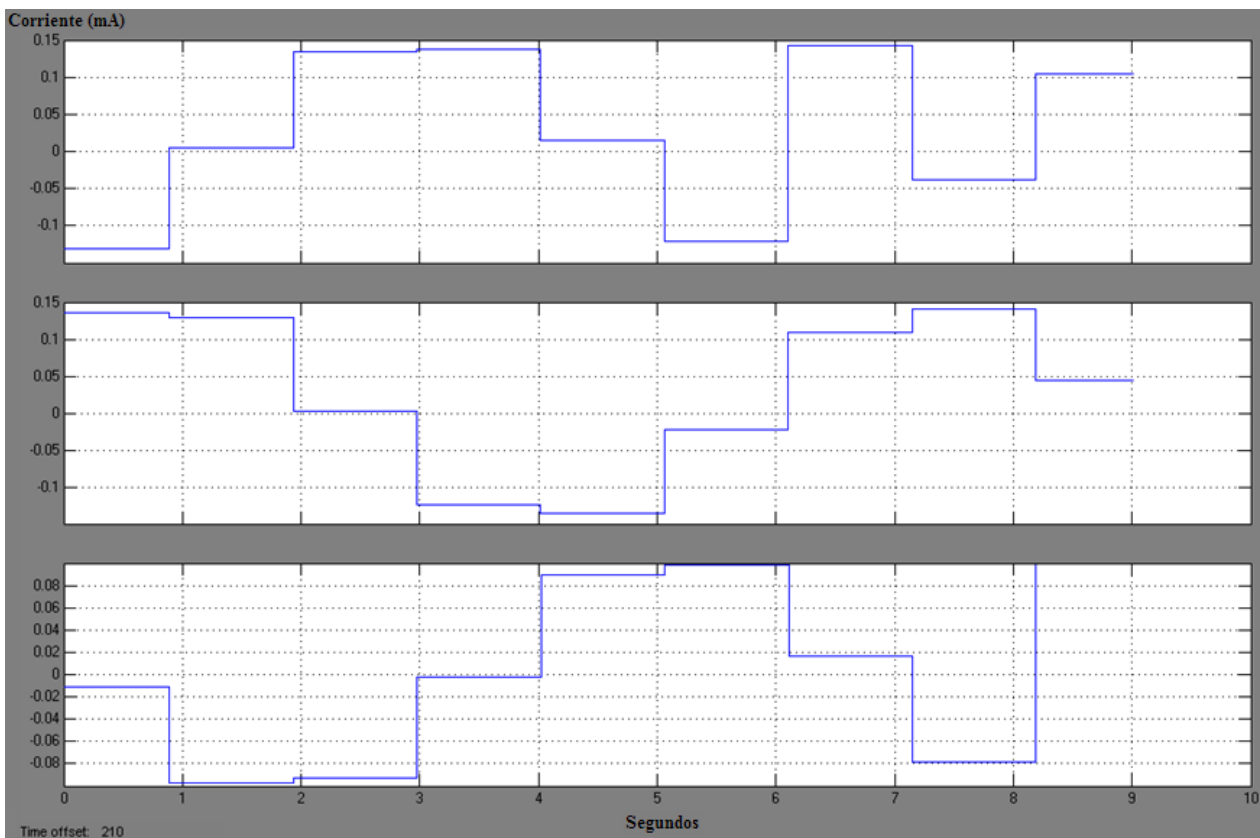


Fig 35. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 210 segundos.

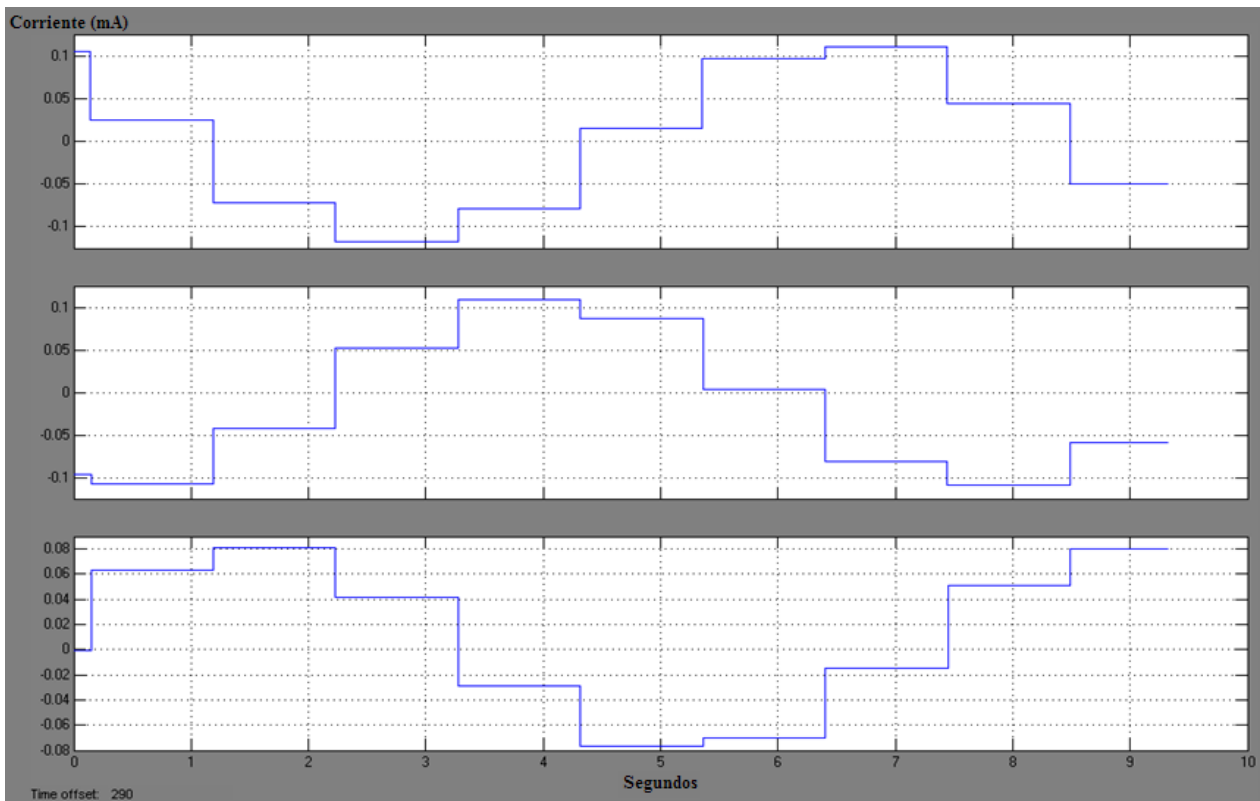


Fig 36. Magnetotorqueadores segunda simulación B-dot implementado 290 segundos.

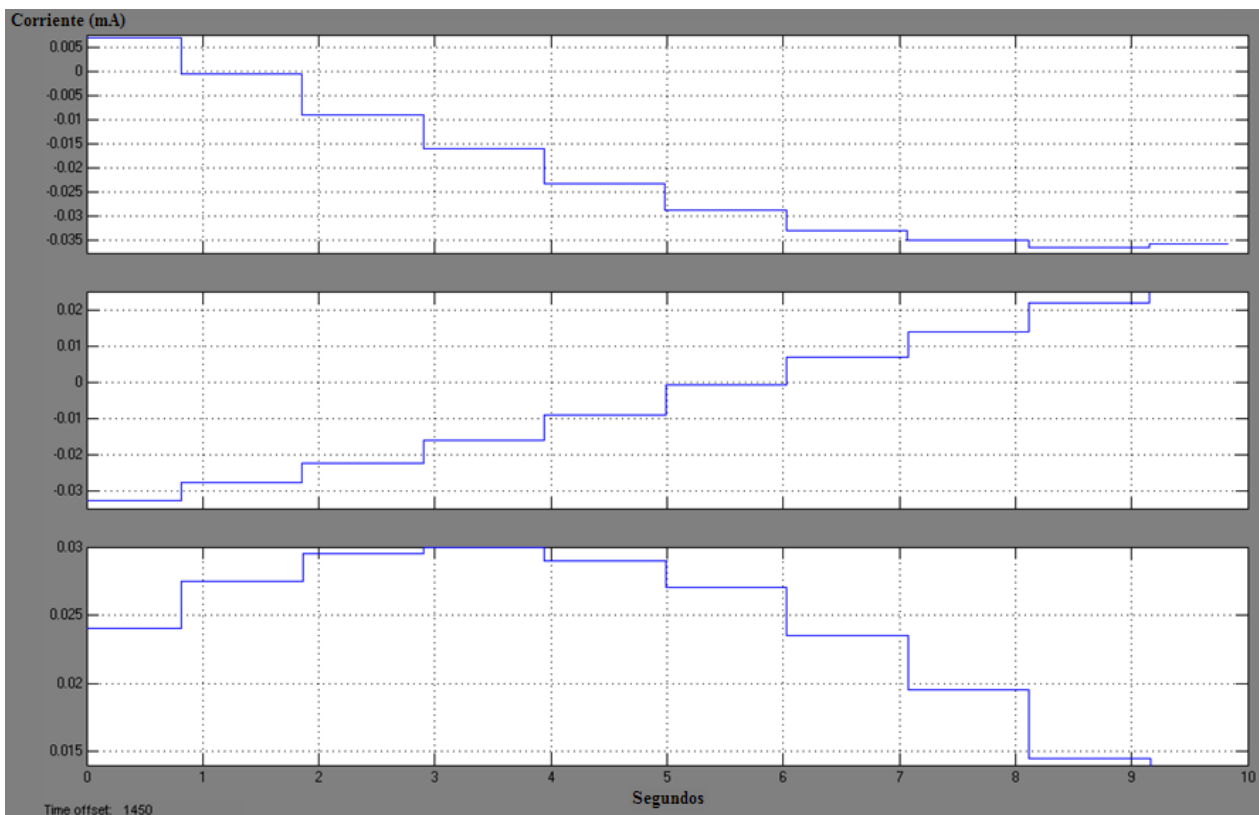


Fig 37. Magnetorqueadores segunda simulación B-dot implementado 1450 segundos.

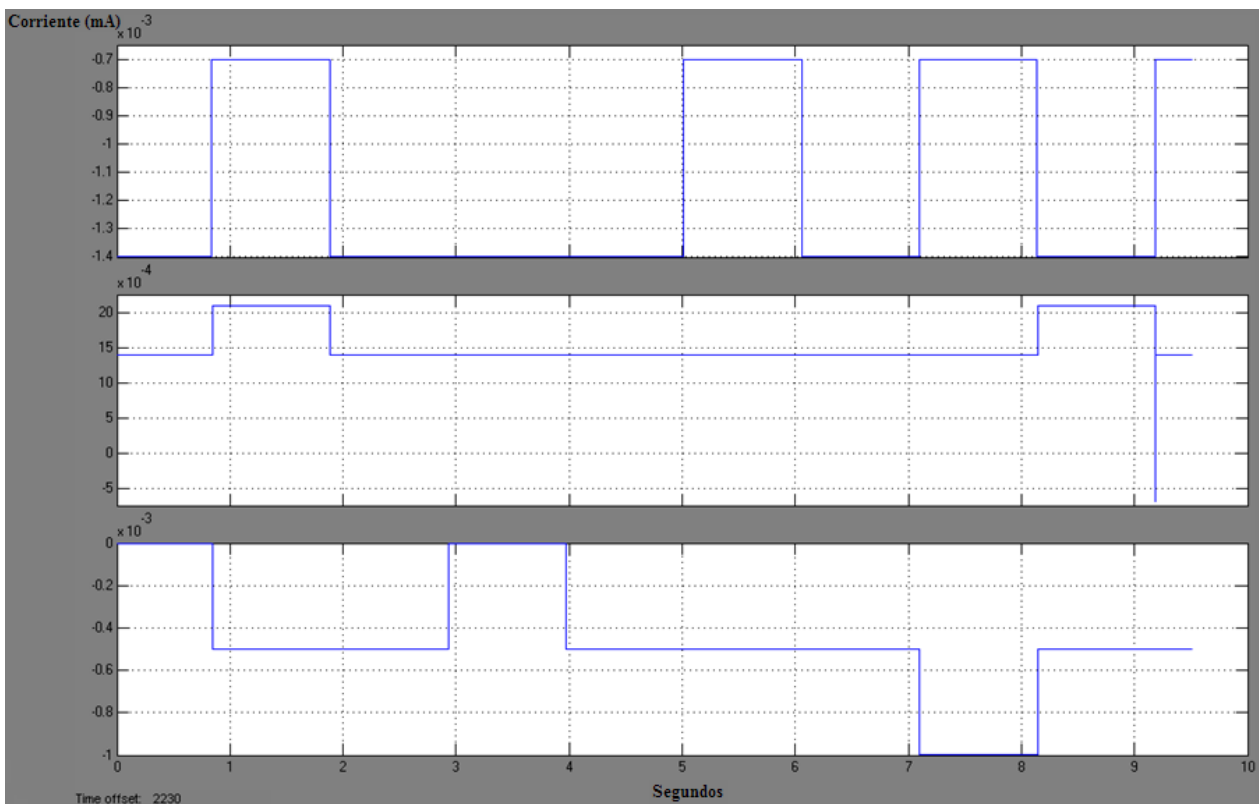


Fig 38. Magnetorqueadores segunda simulación B-dot implementado 2230 segundos.

Donde se observa que los valores correctivos son cada vez menores ya que poco a poco se va estabilizando y no necesita generar un gran torque para detener el movimiento del CubeSat.

Éstos resultados se comportan similares también a los resultados mostrados por Young-Keung Chang en su trabajo [24] (figura 39) y por Lars Alminde en [23] (figura 40).

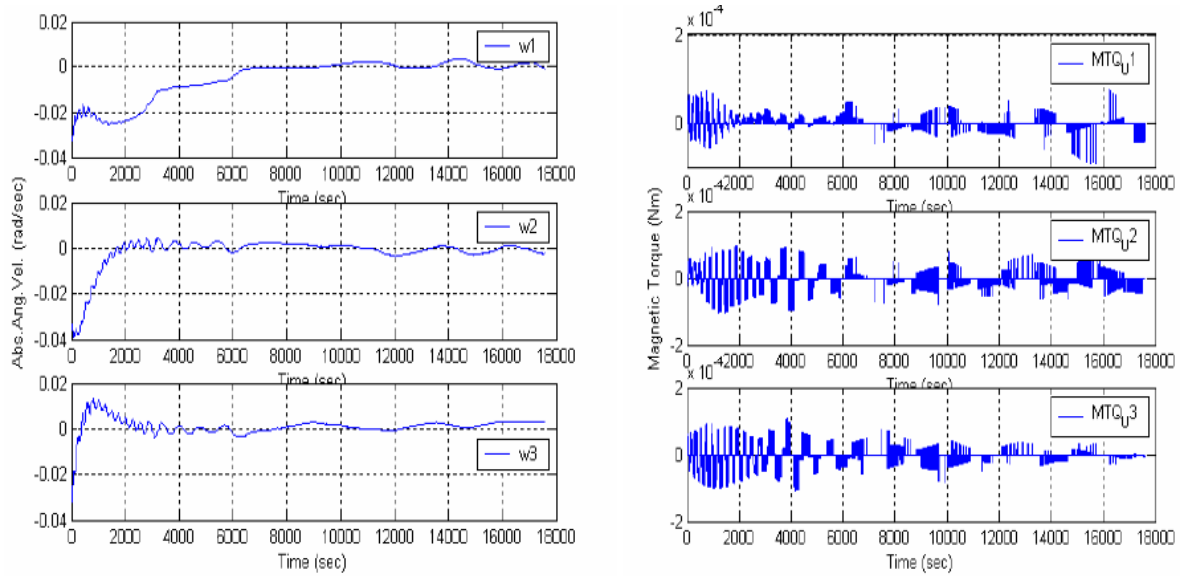


Fig 39. Resultados Young-Keun Chang, Byung-Hoon Lee and Su-Jeoung Kim en “Analysis Of The Hausat-2 Attitude Control With A Pitch Bias Momentum System”.

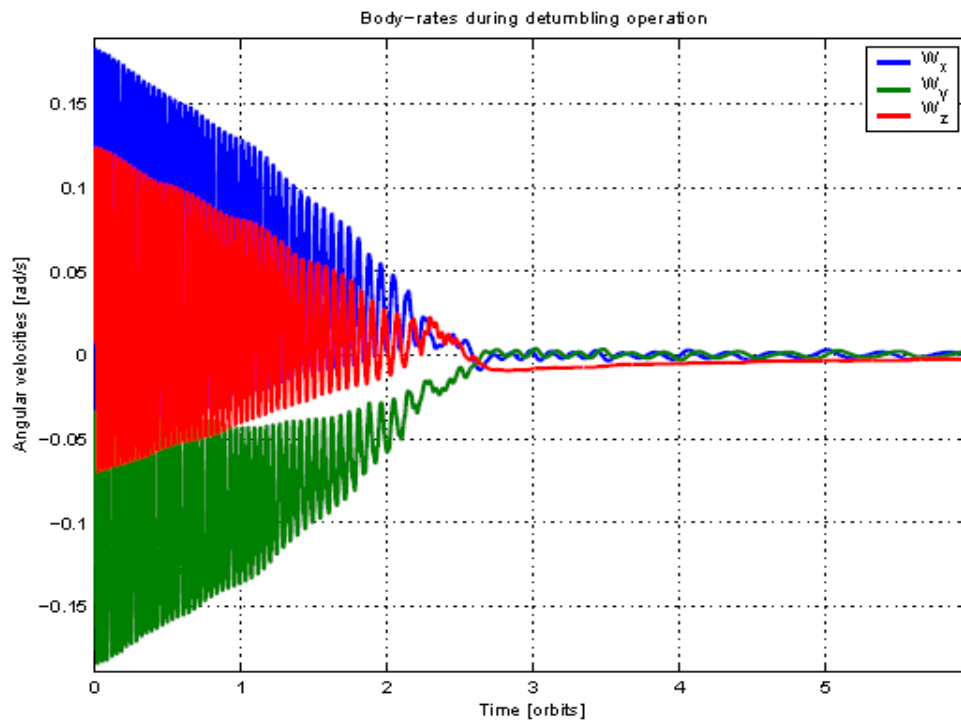


Fig 40. Resultados Lars Alminde en “Semi-Active Attitude Control and Off-line Attitude Determination for the SSETI-Express Student Micro-Satellite”.

El diagrama de bloques implementado en simulink para la comunicación con la tarjeta Q8 y el diagrama de bloques para los torques utilizado para la validación del código implementado se muestra en la figura 41 y 42.

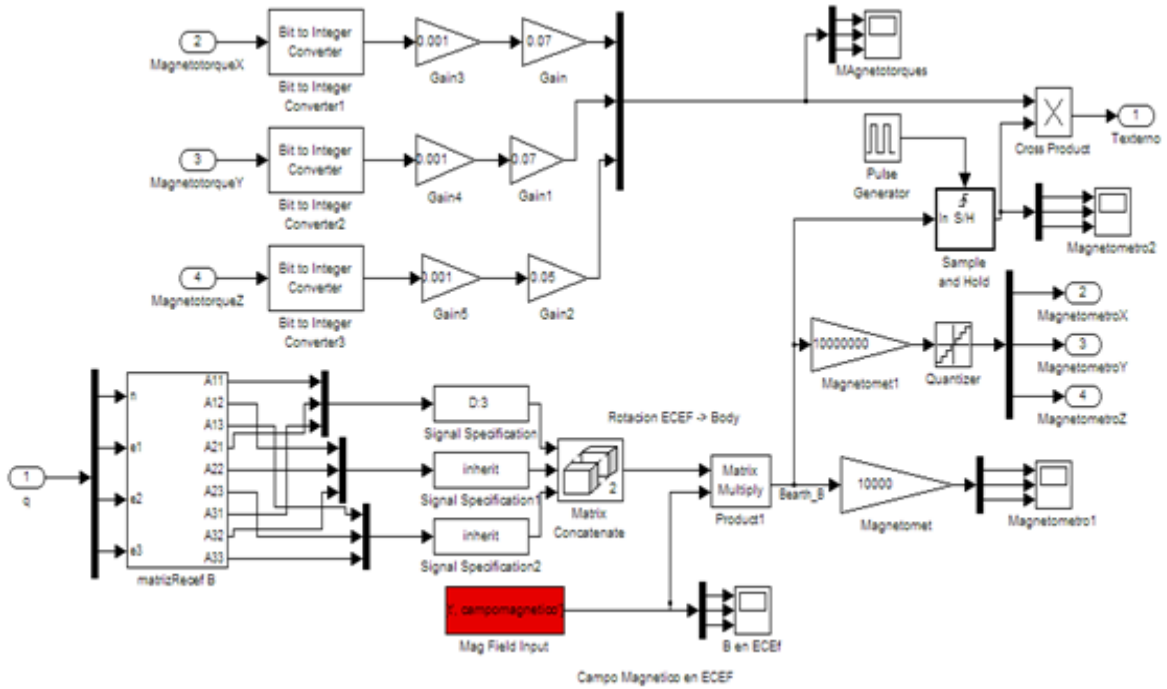


Fig 41. Diagrama de bloques de los torques utilizado para la validación del código.

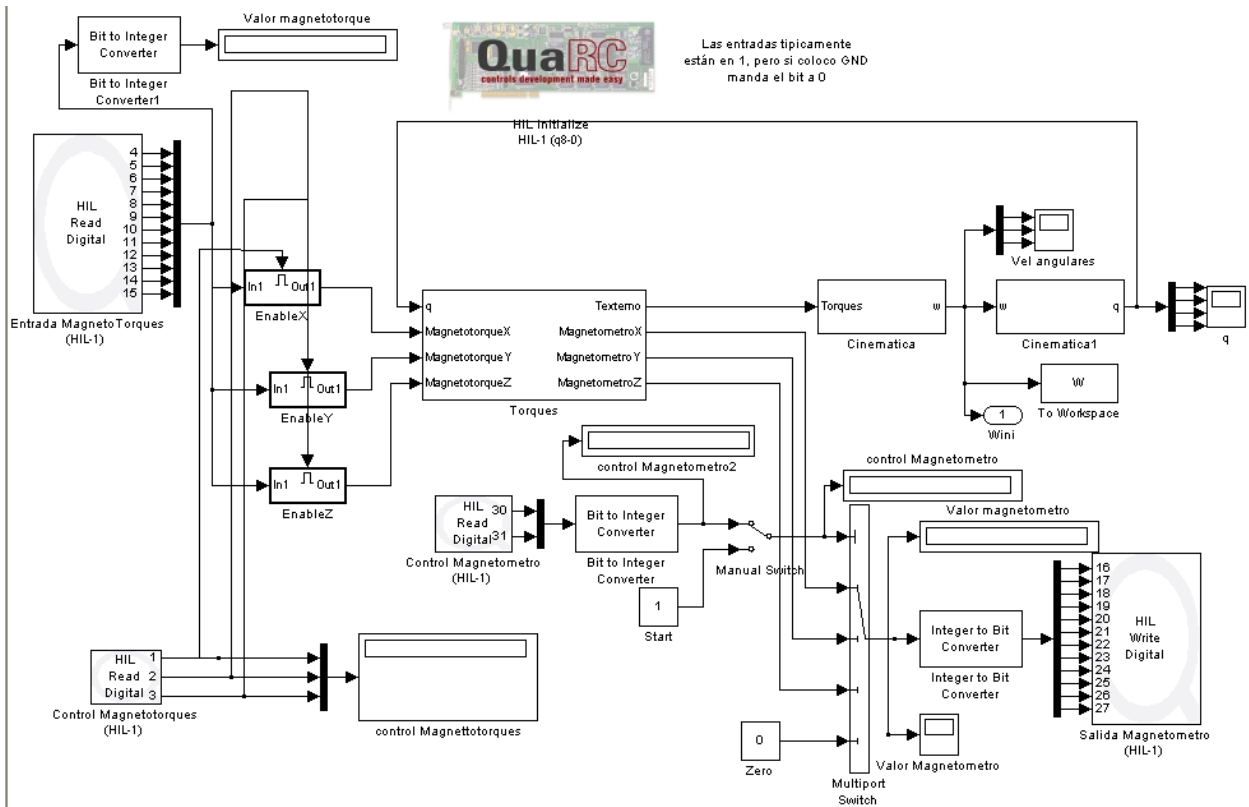


Fig 42. Diagrama de bloques utilizado para la validación del código.

4.2 ESTIMACIÓN DE LA ÓRBITA Y ATTITUDE DETERMINATION

Para la validación de éste código implementado por medio del software Dev-C++, se realizaron varios cálculos para la determinación de la matriz final de rotación hallada por medio del algoritmo TRIAD, comprobando que el programa ejecutara correctamente cada una de las operaciones programadas para rotar los vectores, la prueba principal para TRIAD es que en el momento en que las medidas tomadas por los sensores y las medidas calculadas por medio de las rotaciones sean de igual signo y magnitud, el resultado es la matriz identidad, así pues se obtiene paso por paso lo siguiente.

Primero se comprueba que los valores para el tiempo y por consiguiente el vector sol varíen respecto al tiempo ya que el vector sol depende directamente del valor de tiempo transcurrido en días desde que sucedió el equinoccio de verano (23 de septiembre para el año 2011) tomando distintas medidas en el tiempo como se observa en la figura 43.

$$V_S^I = \begin{bmatrix} \cos \varepsilon_S \\ -\tan \lambda_S \\ \sin \varepsilon_S \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(0.401426 * \sin(0.017214 * 64)) \\ -\tan(0.017214 * 64) \\ \sin(0.401426 * \sin(0.017214 * 64)) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.936578 \\ -1.97303 \\ 0.35046 \end{bmatrix}$$

<pre>Tue Sep 20 10:40:03 2011 Epoch time:1316533203 -----ELEMENTOS KEPLERIANOS ACTUALES----- M: 1419225.500000 rads RAAN: 416926.906250 rads W: -1220861.625000 rads i: 1.722640 rads e: 0.008500 n: 0.001078 rads/sec coseno Es= 0.999404 -tan Ls= 0.086359 seno Es= -0.034531 Matriz USI: 0.999404 Matriz USI: 0.086359 Matriz USI: -0.034531</pre>	<pre>Sat Nov 26 18:16:04 2011 Epoch time:1322349364 -----ELEMENTOS KEPLERIANOS ACTUALES----- M <Mean Anomaly>-----: 1425495.375000 rads RAAN-----: 418768.812500 rads W <Argumento del perigeo>: -1226255.250000 rads i <inclination>-----: 1.722640 rads e <Eccentricity>-----: 0.008500 n <Mean Motion>-----: 0.001078 rads/sec --ROTACION DEL VECTORE SOL Y VECTORE DE CAMPO MAGNETICO-- Ei <Eccentric Anomaly>: 1437716.000000 rads v <True Anomaly>-----: -2.467316 rads Vectore USI en ECI: 0.936578 Vectore USI en ECI: -1.973030 Vectore USI en ECI: 0.350460</pre>
--	---

Fig 43. Valores para el vector sol.

Posteriormente, se realiza la revisión para cada una de las rotaciones. Primero se obtiene un valor para el campo magnético medido en el sistema coordenado ECEF con ayuda del software geomag 7.0 obtenido de la página de NOAA (National Oceanic and Atmospheric Administration), se utiliza como coordenadas altitud 0 m, latitud 0° y longitud 0° para el día 26 de Noviembre del año 2011 lo cual arroja como valores 27546.6 nT en el eje X, -2823.7 en Y y por último -15620.1 en Z. Así se obtiene como primera rotación para ambos vectores los siguientes valores:

$$\begin{bmatrix} \cos(-1226255.75) & \sin(-1226255.75) & 0 \\ -\sin(-1226255.75) & \cos(-1226255.75) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(1.72264) & \sin(1.72264) \\ 0 & -\sin(1.72264) & \cos(1.72264) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(418768.96875) & \sin(418768.96875) & 0 \\ -\sin(418768.96875) & \cos(418768.96875) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0.936578 \\ -1.97303 \\ 0.35046 \end{bmatrix} =$$

$$\begin{bmatrix} \cos(-1226255.75) & \sin(-1226255.75) & 0 \\ -\sin(-1226255.75) & \cos(-1226255.75) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(1.72264) & \sin(1.72264) \\ 0 & -\sin(1.72264) & \cos(1.72264) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} -1.06242 \\ -1.90822 \\ 0.35046 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1.09074 \\ 0.585082 \\ 1.83325 \end{bmatrix}$$

Lo que es igual a lo arrojado por el programa mostrado en la figura 44.

<pre>USI tercera rotacion: 1.090740 USI tercera rotacion: 0.585082 USI tercera rotacion: 1.833252</pre>

Fig 44. Valores para el vector sol después de la tercera rotación.

De igual manera ocurre con el vector de campo magnético, solo que en la primera rotación es necesario realizar la multiplicación por la siguiente matriz de rotación:

$$\begin{bmatrix} \cos \Omega + \theta & \sin \Omega + \theta & 0 \\ -\sin \Omega + \theta & \cos \Omega + \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

Ya que el ángulo θ es el que nos permite pasar del sistema coordenado ECEF a ECI, comprobamos la primera rotación la cual da de la forma:

$$\begin{bmatrix} -0.622125 & 0.782918 & 0 \\ -0.782918 & -0.622125 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 27546.6 \\ -2823.7 \\ -15620.1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -19348.1540 \\ -19810.0346 \\ -15620.1 \end{bmatrix}$$

A lo que el código da como resultado lo mostrado en la figura 45. Sin embargo el pequeño margen de error es aceptable.

```
Becef primera rotacion: -19348.156250
Becef primera rotacion: -19810.029297
Becef primera rotacion: -15620.099609
```

Fig 45. Valores para el vector campo magnético después de la primera rotación.

Para las últimas dos rotaciones del vector sol (que son las mismas para el vector campo magnético) se obtiene el resultado final del vector expresado en función del sistema coordenado orbit frame. En la figura 46 se puede ver el resultado arrojado por el código.

$$\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos -\frac{\pi}{2} & \sin -\frac{\pi}{2} \\ 0 & -\sin -\frac{\pi}{2} & \cos -\frac{\pi}{2} \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos(-1.84518 + \frac{\pi}{2}) & \sin(-1.84518 + \frac{\pi}{2}) & 0 \\ -\sin(-1.84518 + \frac{\pi}{2}) & \cos(-1.84518 + \frac{\pi}{2}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1.09074 \\ 0.585082 \\ 1.83325 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.891408 \\ -1.83325 \\ 0.858736 \end{bmatrix}$$

```
USI en Orbit Frame: 0.891405
USI en Orbit Frame: -1.833252
USI en Orbit Frame: 0.858739
```

Fig 46. Valores para el vector sol rotado a orbit frame.

A continuación se pide mediante el programa ingresar los valores tanto del vector campo magnético como del vector sol medidos por los sensores en el CubeSat, donde se supone como valores medidos los mismos arrojados como resultados después de las rotaciones hechas para los vectores calculados, esto con fines prácticos de demostrar la correcta implementación del algoritmo TRIAD ya que si los dos sistemas se encuentran perfectamente alineados la matriz de rotación debe ser igual a la matriz identidad lo que sugiere que en ambos sistemas los valores de los vectores son los mismos.

Se inicia por ingresar los valores para cada uno de los vectores con los valores mostrados en la figura 47.

```
Vector B en Body Frame: -6935.650391 Vector sol en Body Frame: 0.891400
Vector B en Body Frame: 21944.810547 Vector sol en Body Frame: -1.838200
Vector B en Body Frame: -21933.947266 Vector sol en Body Frame: 0.858700
```

Fig 47. Valores para los vectores campo magnético y sol en Body Frame.

Posterior a esto el código realiza las operaciones para determinar los valores de las dos matrices necesarias para determinar la matriz final de TRIAD la cual indicará la matriz de rotación entre los vectores medidos y calculados.

$$r_1 = \frac{B_{Body\ Frame}}{|B_{Body\ Frame}|}, r_2 = \frac{r_1 \times VS_{Body\ Frame}}{|r_1 \times VS_{Body\ Frame}|} \text{ y } r_3 = r_1 \times r_2$$

$$S_1 = \frac{B_{Orbit\ Frame}}{|B_{Orbit\ Frame}|}, S_2 = \frac{S_1 \times VS_{Orbit\ Frame}}{|S_1 \times VS_{Orbit\ Frame}|} \text{ y } S_3 = S_1 \times S_2$$

$$R = r_1 \cdot S_1^T + r_2 \cdot S_2^T + r_3 \cdot S_3^T$$

El código en C da como resultado la matriz mostrada en la figura 48, primero se muestra la primera fila luego la segunda y por último la tercera fila de la matriz.

```

Matriz A de TRIAD: 1.000000
Matriz A de TRIAD: -0.000000
Matriz A de TRIAD: 0.000000
Matriz A de TRIAD: -0.000000
Matriz A de TRIAD: 0.999998
Matriz A de TRIAD: -0.001884
Matriz A de TRIAD: 0.000000
Matriz A de TRIAD: 0.001884
Matriz A de TRIAD: 0.999998

```

Fig 48. Matriz de rotación TRIAD.

5. CONCLUSIONES

Se realizó satisfactoriamente al implementación de un algoritmo de Attitude Determination and Control System sobre una FPGA, de igual forma se realizó la validación mediante software RTOS con resultados apropiados e interesantes que permitirán mejorar el rendimiento del sistema que se está desarrollando por parte de Sequoia Space.

Como resultado de las pruebas realizadas para la validación de los códigos se logró verificar la correcta implementación de los códigos desarrollados basados en los algoritmos propuestos por Sequoia Space para un sistema de Attitude Determination & Control System, además gracias a esta tesis se pudo realizar la validación del modelo desarrollado por Sequoia Space, el cual se comporta de acuerdo a lo esperado y documentado en muchos trabajos alrededor de este tema.

Las posibilidades que ofrece la simulación HIL para éstos casos son muy amplias ya que debido a múltiples factores en muchas ocasiones no es posible realizar pruebas reales sobre el desarrollo de un software o hardware, es allí donde se puede recurrir a software especializado de RTOS para lograr comprobar el correcto funcionamiento de un dispositivo o de un programa desarrollado para posteriormente tener un mayor grado de confianza en el momento de la implementación real y evitar posibles fallas y pérdidas.

A futuro este desarrollo será utilizado en el AD&CS activo que se encuentran desarrollando en Sequoia Space, los resultados obtenidos en la validación permiten validar la correcta implementación de los algoritmos así como validar el comportamiento adecuado de estos algoritmos y el comportamiento del satélite esperado, esta información es necesaria y muy importante para Sequoia Space que les permitirá mejorar sus desarrollos.

Algo de resaltar del desarrollo de éste trabajo es que se requirió de un periodo considerable de investigación respecto al tema ya que es algo que se encuentra en desarrollo y a nivel nacional los avances son muy cortos respecto a ésta temática sin embargo Sequoia Space se enfoca en la contribución al desarrollo de éste tema a nivel nacional.

6. BIBLIOGRAFÍA

- [1]. Hall Christopher D. *Attitude Determination*. Aerospace and Ocean Engineering, Virginia Tech. Blacksburg, Virginia. USA. March 18, 2003.
- [2]. Nuñez Ivan A. *Attitude Determination and Control System ADCS*. Sequoia Space. Bogotá, Colombia. 2010.
- [3]. Svartveit Kristian, *Attitude determination of the NCUBE satellite*. NTNU, 2003.
- [4]. Shoemake Ken. *Quaternions*. Department of Computer and Information Science, University of Pensilvania. Philadelphia, USA. 2005.
- [5]. Del Molino Luis. “Parámetros Keplerianos de los Satélites”. [En línea]. Junio 20, 2008. <http://www.sallesat.org/pdfs/ParametrosKeplerianos.pdf>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [6]. Technical Documents-Documentos técnicos: Altium NanoBoard 3000. Disponible en: http://nb3000.altium.com/PDFs/NB3000%20Product%20Data%20Sheet_en.pdf.
- [7]. Santamaria Ramon. “Quaterniones”. [En línea]. 2011. Disponible en: <http://www.raysanweb.com/articles/quateasy.htm>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [8]. AMSAT (The Radio Amateur Satellite Corporation). [En línea]. 2004-2011. <http://www.amsat.org/amsat-new/index.php>. [Citado en Noviembre de 2011]
- [9]. CAPEL (Captura Electrónica). “¿Qué es Altium Designer?”. Revista Española de Electrónica. [En línea]. Junio 2008. Disponible en: http://www.redeweb.com/_txt/643/26.pdf. [Citado en Noviembre de 2011].
- [10]. Flatley Thomas .W. Morgenstern Wendy, Reth Alan y Bauer Frank, *A B-Dot Acquisition Controller for the RADARSAT Spacecraft*. Goddard Space Flight Center. Greenbelt, Maryland, USA.
- [11]. Guerrant Daniel, *Design and Analysis of Fully Magnetic Control for Picosatellite Stabilization*. California Polytechnic State Univesity. San Luis Obispo, USA. 2005.
- [12]. Tisa Paul and Vergez Paul. *Performance Analysis of Control Algorithms for FalconSat-3*. USAF Academy Dept. of Astronautics. 16th AAS/AIAA Space Flight Mechanics Conference. Tampa, Florida. Enero 2006.
- [13]. Quanser. “About Quanser”. [En línea]. Agosto 2011. Disponible en: http://www.quanser.com/english/html/about/fs_about_splash.htm. [Citado en Noviembre de 2011].
- [14]. Altium Designer. “System Requirements”. [En línea]. Altium Limited. 2011. <http://www.altium.com/products/altium-designer/system-requirements.cfm>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [15]. Sequoia Space. “Presentación general Sequoia Space”. [en línea].Septiembre 2010. http://www.sequoiaspace.com/pdfnddocs/Presentacion_general_sequoia_space_oficial.pdf. [Citado en Noviembre de 2011].

- [16]. NOAA. National Geophysical Data Center. [En línea]. Enero 2011. Disponible en: <http://www.ngdc.noaa.gov/IAGA/vmod/igrf.html>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [17]. XILINX, *Spartan-3AN FPGA Family Data Sheet*. [En línea]. Abril 2011. Disponible en: <http://www.xilinx.com/support>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [18]. Fuglsang Jensen Kasper, Vinther Kasper. *Attitude Determination and Control System for AAUSAT3*. Department of Electronic Systems, AALBORG University. Aalborg, Dinamarca. 2010.
- [19]. ISSI, *IS61LV25616AL 256K x 16 High Speed Asynchronous CMOS Static RAM with 3.3V Supply*. [En línea]. Febrero 2006. Disponible en: <http://www.issi.com>. [Citado en Noviembre de 2011].
- [20]. Altium Limited, *Using the TSK3000 Embedded Tools*. [En línea]. Marzo 2007. Disponible en: <http://wiki.altium.com/display/PUB/Altium+Wiki>
- [21]. Foletti Alvaro and Kaewkerd Piyawat, *SwissCube ADCS report*. EFPL, Lausanne, Switzerland. 2006.
- [22]. The Pennsylvania State University. College of Earth and Mineral Sciences. Geographic Coordinate System. [En línea]. 2011. Disponible en: https://www.e-education.psu.edu/natureofgeoinfo/c2_p11.html. [Citado en Noviembre de 2011].
- [23]. Alminde Lars, *Semi-Active Attitude Control and Off-line Attitude Determination for the SSETI-Express Student Micro-Satellite*. Aalborg University. Aalborg E, Denmark.
- [24]. Young-Keun Chang, Byung-Hoon Lee and Su-Jeoung Kim. *ANALYSIS OF THE HAUSAT-2 ATTITUDE CONTROL WITH A PITCH BIAS MOMENTUM SYSTEM*. Space System Research Lab., Hankuk Aviation University. Goyang, Gyeonggi-Do, Korea.