

# Caracterización del comportamiento de una red de sensores basado en COTS bajo condiciones de temperatura hostil para sistemas aeroespaciales

Diego Encinas<sup>1</sup>, Emmanuel Frati<sup>1</sup>, Hugo Ramón<sup>1</sup>, Marcelo Naiouf<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Instituto de Investigación en Informática (III-LIDI). Facultad de Informática. UNLP.  
Calle 50 y 120 – 2do piso – (1900) La Plata, Argentina.  
{dencinas, fefrati, hramon, mnaiouf}@lidi.info.unlp.edu.ar

**Resumen.** CAN (Controller Area Network) es un protocolo abierto para redes de comunicaciones y de alta confiabilidad ampliamente utilizado en la industria automotriz. Por sus características también resulta apropiado para aplicaciones de tiempo real distribuidas como una red de dispositivos de vuelo y en particular sistemas aeroespaciales como satélites artificiales y vehículos de inyección satelital. En este caso para caracterizar el comportamiento dinámico de estos sistemas se utiliza una red de sensores inerciales del tipo IFOG (Interferometric Fiber-Optic Gyroscope) que se comunican utilizando el protocolo CAN. En este trabajo se realiza una evaluación del sistema de medición de velocidad angular (girómetro) ante posibles fallas debido a la variación de la temperatura de trabajo.

**Palabras claves:** Controller Area Network, Sistemas Distribuidos de Tiempo Real Críticos, Red de Sensores, Sistemas Satelitales y Vehículos Lanzadores.

## 1 Introducción

Un sistema aeroespacial cuenta con una serie de dispositivos sensores que miden los valores de las diversas magnitudes involucradas en los algoritmos de navegación a ser resueltos. En esta aplicación, se entiende por navegación a la actividad por la cual la ubicación del sistema aeroespacial es determinada en un momento dado respecto de un punto de referencia específico para ser comparada con la ubicación esperada y cumplir con los planes de guiado. En caso que la comparación arroje resultados no aceptables, se generan acciones de corrección manteniendo el control, en cada momento, de la trayectoria seguida por tal vehículo.

Con el fin de ejecutar las actividades de navegación existe una Computadora de Navegación encargada de procesar las mediciones inerciales (obtenidas por medio de sensores tales como acelerómetros y girómetros) que determinan el estado de movimiento del vehículo. Dicho proceso implica la implementación de algoritmos que deberán procesar la información inercial en un plazo de tiempo adecuado para que la determinación de la posición cumpla con los requerimientos temporales [1] [2]. Esto último justifica que existan, sobre los instrumentos que conforman el sistema de medición inercial, ciertos requerimientos acordes con la dinámica de vuelo. Estas

características condicionan la tasa de entrega de datos, la sensibilidad, la estabilidad y la resolución, entre otros. Es decir, todo dato que la computadora de navegación proporcione debe ser confiable y la información inercial a partir de la cual se obtienen los datos de navegación también debe responder a tal exigencia. Tanto los acelerómetros como los girómetros, en este tipo de sistemas, deben ser sometidos a una gran variedad de mecanismos de verificación que confirmen que su diseño responde a dichas exigencias funcionales. No solo deben realizarse confiablemente las mediciones de las magnitudes inerciales respectivas, sino que también debe ser confiable la forma en que dichos instrumentos comunican sus medidas a la computadora de navegación. Debido a que las condiciones de servicio en las que deben funcionar son extremadamente hostiles, existen potenciales fallos que pueden surgir en diferentes niveles de diseño. Aunque se encuentran pocos trabajos referidos a este tema en el campo aeroespacial existe una gran tendencia al uso de componentes comerciales (COTS, Commercial off the Shelf). Específicamente en el desarrollo de satélites se han realizado experiencias que abarcan a sistemas de navegación [3] como a misiones completas [4] con este tipo de componentes.

En este trabajo se realiza una evaluación en un sistema de medición de velocidad angular (girómetro) del tipo IFOG [5] [6], ante posibles fallas debido a la variación de las temperaturas de trabajo. En particular, los dispositivos de este sistema se comunican por medio del protocolo de comunicaciones CAN [7] [8] y fueron diseñados para formar parte de sistemas satelitales y vehículos lanzadores.

Este artículo constituye un aporte sobre el comportamiento de dispositivos de red desarrollados con componentes electrónicos comerciales bajo condiciones de estrés térmico de acuerdo a los requerimientos de funcionamiento de una aplicación aeroespacial.

El trabajo está organizado de la siguiente forma: en la segunda sección se describe el origen de fallas en este tipo de redes. En la tercera sección un análisis de la temperatura y el entorno experimental. En la cuarta sección se detallan los resultados y trabajos relacionados. Finalmente en la quinta sección se presentan las conclusiones y trabajos futuros.

## 2 Origen de fallas en redes de sistemas aeroespaciales

La confiabilidad de los sistemas para misiones aeroespaciales se determina por los tiempos de respuesta de sus comunicaciones. Estos sistemas se encuentran expuestos a condiciones de funcionamiento severas, que representan una fuente potencial de fallas.

Aunque en sistemas de tiempo real críticos la probabilidad de fallas es muy pequeña (se encuentra en el rango de  $10^{-4}$  a  $10^{-10}$  [9]), en los vehículos lanzadores se requiere de una probabilidad de fallas mucho menor debido a que estas pueden implicar pérdidas humanas.

El perfil de despegue es el momento en el cual se establecen las excitaciones mecánicas más violentas (vibraciones y shock) de cualquier misión aeroespacial. Luego a partir de los 100 Km de altura (órbitas bajas) pueden manifestarse efectos de *outgassing* [10], o deterioro estructural de materiales sometidos a ambientes de baja presión (vacío). La exposición a radiación cósmica y el bombardeo de partículas

provenientes del espacio profundo pueden generar comportamientos anómalos progresivos en los componentes electrónicos. Estos componentes también son sensibles a perturbaciones electromagnéticas generadas por diseños mecánico-electrónicos de otros sistemas vecinos.

Todos estos riesgos se manejan a través del plan de contingencias [11] mediante el empleo de políticas con factores de seguridad altamente conservadores en las estrategias de diseño mecánico, térmico, electromagnético, electrónico y de programación. Las fallas mecánicas provocadas por vibraciones o presión generalmente se solucionan seleccionando componentes de montaje apropiado y resinas que embeben a estos completamente [12], y muchos fabricantes de dispositivos electrónicos brindan versiones *hardrad* (endurecidas) de sus productos (conocidos como componentes de calidad espacial [13]), que cuentan con blindajes que protegen las pastillas de silicio de la exposición a la radiación cósmica y el bombardeo de partículas. Asimismo, los diseños deben garantizar el grado de inmunidad electromagnética mínimo especificado por los requerimientos de la misión [14] [15].

Aunque estos componentes endurecidos constituyen una excelente opción de diseño por sus características, los costos son muy elevados. Por este motivo el uso de COTS representa una alternativa para el diseño de sistemas distribuidos abiertos en aviónica [16].

En este contexto, la energía térmica extra generada por la carga ambiental debida al vacío [17] [18] no puede ser evacuada con medios de transmisión basados en fenómenos convectivos, que sumada a la radiación solar provocan elevadas variaciones de temperatura en el sistema, potenciando los efectos de las condiciones anteriormente expuestas. Es de particular importancia conocer el desempeño de dispositivos basados en COTS bajo condiciones de estrés térmico para determinar si pueden constituirse como alternativa viable en el diseño de tecnología espacial.

### 3 Temperatura en sistemas de comunicaciones

Realizar un análisis de la confiabilidad de un sistema implica calcular la tasa de fallas de componentes que forman al mismo. Esta tasa depende de varios parámetros, mencionados anteriormente, que se multiplican entre sí para obtener un valor cuantitativo. Estos factores son: antigüedad (edad) del componente, entorno de trabajo (stress mecánico o eléctrico), temperatura de trabajo y estado de tecnología de fabricación.

Pero el factor debido a la temperatura es uno de los más críticos, y representa el mayor peso frente a los otros, ya que en los componentes está dado por la siguiente fórmula [19]:

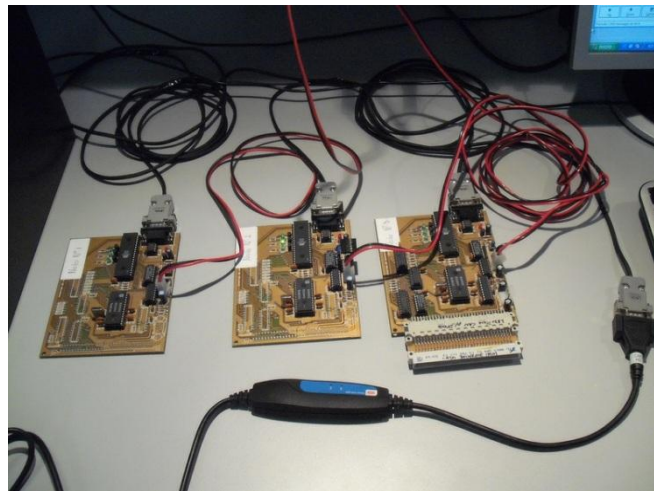
$$\pi_T \propto e^{-\frac{E_a}{kT}} \quad (1)$$

Donde  $\pi_T$  es el factor de temperatura,  $E_a$  es la energía de activación del componente semiconductor,  $k$  es la constante de Boltzmann y  $T$  la temperatura en grados Kelvin.

Puede verse que este factor varía exponencialmente con la temperatura lo cual verifica la importancia en el valor final de tasa de fallas calculado.

### 3.1 Descripción del entorno experimental

En la Figura 1 puede verse el prototipo desarrollado y descrito en las publicaciones que preceden a esta [20] [21]. Se utilizó una interfaz USB-CAN [22] junto con un analizador de tráfico para monitorear la red y un entorno de desarrollo [23] para programar el firmware de los microcontroladores.



**Fig. 1.** Prototipo desarrollado e interfaz.

La herramienta de tráfico empleada, llamada CanBuilder, fue desarrollada específicamente para esta aplicación y, además de proveer las trazas del sistema de comunicaciones, muestra los parámetros medidos por cada uno de los sensores que conforman la red.

Para realizar las pruebas térmicas se utilizó un nodo y se programó al microcontrolador del mismo para enviar mensajes a una tasa fija. La velocidad de transmisión utilizada está dada por la cantidad de sensores que posee el sistema y el tiempo de “refresco” de la computadora de navegación. En este caso se fijó a 4,03 mseg la velocidad de transmisión de cada sensor ya que los tres datos deben ser entregados en un tiempo máximo de 20 mseg (tiempo de “refresco”).

Todo el sistema de comunicaciones está diseñado para ser instalado en un ambiente controlado térmicamente y apantallado al chasis del satélite asegurándose una temperatura de trabajo de 40 °C con una tolerancia de  $\pm 5$  °C. Pero es útil conocer el comportamiento de la red frente a una falla del control térmico, ya que el sistema de comunicaciones está conformado por componentes comerciales y la potencia térmica colectada por radiación en la superficie del satélite varía continuamente como la distancia de este a la fuente de luz (sol).

Debido a las condiciones ambientales a las que se puede encontrar expuesto un satélite, sabemos que el rango de temperatura exterior oscila entre  $-25\text{ }^{\circ}\text{C}$  y  $85\text{ }^{\circ}\text{C}$ . No obstante, la técnica de apantallamiento utilizada permite acotar este rango desde  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$  hasta  $65\text{ }^{\circ}\text{C}$ . Cabe destacar que una falla en el control térmico, que provocará temperaturas fuera de rango, tendría serias consecuencias en todo el sistema (particularmente temperaturas elevadas).

Por las razones mencionadas el rango de temperaturas, para realizar las pruebas, fué de  $25\text{ }^{\circ}\text{C}$  a  $70\text{ }^{\circ}\text{C}$  ya que es de principal interés el comportamiento de la red a temperaturas altas. Estas condiciones se recrearon utilizando un horno eléctrico de laboratorio [24] que cuenta con un módulo de control por realimentación PID (Proportional-Integral-Derivative). Este módulo permite asegurar una temperatura de trabajo con una resolución de  $1\text{ }^{\circ}\text{C}$ .

Luego se ubicó el nodo en el horno, este instrumento fue diseñado para realizar distintas pruebas de componentes electrónicos, por lo tanto cuenta con un orificio que se utiliza para introducir a la mufla (cámara interna del horno) el medio de transmisión de red y de potencia del nodo. Para conseguir esto se procedió al armado de cables y conectores respetando las normas del protocolo pero adecuándolos a las dimensiones del orificio de comunicación con la mufla.

## 4 Resultados

En general, el tráfico en redes de datos tradicionales se analiza a partir del throughput (productividad), delay (retardo) y jitter (variación del retardo) [25] de la red. Aunque en una red para sistemas empujados de tiempo real estricto estos parámetros son necesarios para cuantificar la calidad de servicio (QoS), por las características de las redes basadas en el protocolo CAN y los requerimientos específicos de esta aplicación estas métricas son poco significativas. El sistema de comunicaciones desarrollado en este trabajo implica un único camino a recorrer entre los sensores y la Computadora de Navegación provocando que el delay y el jitter de los mensajes tiendan a ser constantes, además el protocolo CAN admite un throughput máximo y fijo de 1 Mbps. El proceso de medición inercial demanda que los datos medidos por los sensores deben enviarse en forma periódica a la Computadora de Navegación para que esta efectúe las correcciones de guiado, pero siempre teniendo en cuenta los requerimientos temporales del sistema de vuelo. En este caso debe medirse el tiempo de llegada de cada mensaje a esta unidad de procesamiento central y luego cuantificar un rango de variación de estos tiempos, a diferencia del jitter y el delay que deben medirse en los sensores y la Computadora de Navegación para poder cuantificarlos. Es por esto que el parámetro que se evalúa en este trabajo es el tiempo entre arribos (IAT, Inter Arrivals Time) de mensajes.

La Tabla 1 muestra los resultados de ocho pruebas realizadas para distintas temperaturas en un tiempo de 150 seg para cada una de ellas.

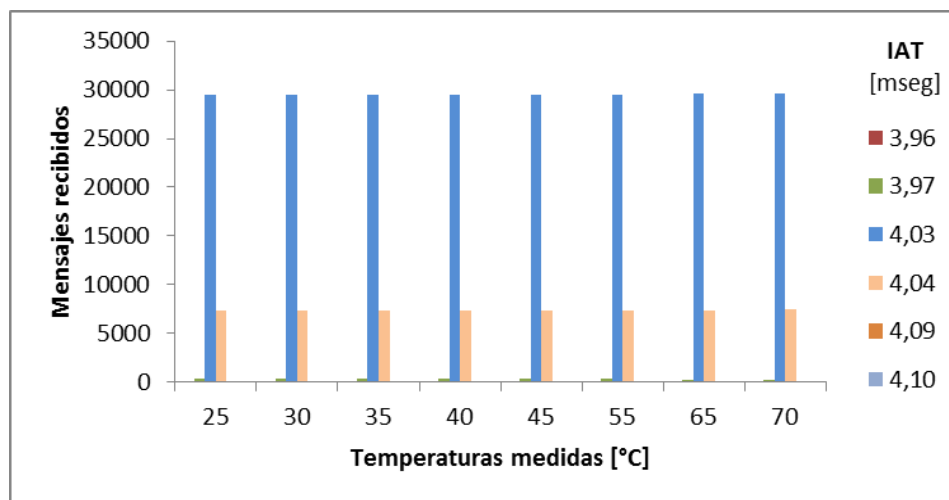
El experimento consistió en el envío de 37338 mensajes por la red de sensores. Esta cantidad se seleccionó a partir de trabajos anteriores en el tema [21]. Como puede observarse en la tabla, en promedio, el mayor porcentaje de mensajes se recibe a un IAT de 4,03 mseg y el resto de los mensajes no se desvían más de 70  $\mu\text{seg}$  de ese valor. Al aumentar la temperatura de operación los mensajes con IAT menores al

promedio (3,96 mseg y 3,97 mseg) disminuyen. Cabe destacar el aumento de mensajes con IAT mayores (4,09 mseg y 4,1 mseg) a partir de 65 °C de temperatura de operación. Debe observarse que aún con este aumento bajo temperaturas elevadas (la temperatura promedio es de 40 °C) el IAT cumple con las restricciones impuestas por la tasa de refresco.

**Tabla 1.** Resultados de pruebas.

IAT [mseg]	Temperaturas [°C]							
	25	30	35	40	45	55	65	70
3,96	108	93	94	86	85	71	67	56
3,97	411	414	397	394	377	345	297	188
4,03	29448	29472	29480	29496	29506	29548	29579	29657
4,04	7368	7357	7365	7360	7367	7373	7384	7416
4,09	1		1		1	1	1	3
4,10	2	2	1	2	2		10	18
<b>Totales</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>	<b>37338</b>

En la Figura 3 puede verse los mensajes recibidos a diferentes temperaturas e IATs obtenidos.



**Fig. 3.** Mensajes recibidos a distintas temperaturas.

#### 4.1 Trabajos relacionados

Existen numerosos trabajos referidos al protocolo CAN en la industria automotriz ya que es una de las redes más utilizada en los sistemas de unidades de control

electrónico (ECU, Electronic Central Unit) para automóviles desde inicios de los años 90 [26].

También se ha utilizado al bus CAN para realizar la comunicación central entre subsistemas en satélites de órbita baja (LEO, Low Earth Orbit) [27], como es el caso de esta publicación.

Para el diseño de sistemas modulares distribuidos de vuelo (MDAS, Modular Distributed Avionics System) en vehículos lanzadores se utiliza el protocolo CAN [28] con el fin de economizar costos al igual que en este trabajo. Aunque también puede mencionarse que este tipo de red es implementado en vehículos de vuelo comerciales para la comunicación entre los distintos instrumentos de la nave siguiendo estándares internacionales [16]. En estos trabajos se menciona la importancia de la temperatura de operación fijándola a un rango similar al utilizado en esta publicación. Pero no se ha encontrado trabajos analizando el comportamiento de la red frente a distintas temperaturas aunque se menciona la posibilidad de fallas en los controles térmicos.

La red descrita para realizar este trabajo fue utilizada para conseguir mediciones inerciales en el satélite SAC-D/Aquarius [20] [21], el estudio de este protocolo para aplicaciones aeroespaciales es de interés en futuras misiones espaciales nacionales.

## **5 Conclusiones y trabajos futuros**

Como el sistema debe funcionar teniendo en cuenta las características operacionales reales, resulta indispensable dotarlo de mecanismos que permitan tolerar eventuales fallas. Es por esto que se ha realizado un esfuerzo especial en la elección de componentes hardware fiables, técnicas rigurosas de montaje, apantallamiento adecuado para el hardware, especificación formal de requisitos, lenguajes y entornos de desarrollo apropiados, revisiones de diseño, verificación de programas e inspección de código.

Para comprobar la prevención de fallos implementada se miden los parámetros funcionales de la red frente a distintas temperaturas, ya que se han encontrado trabajos que mencionan la probabilidad de fallas en los controles térmicos, pero no hacen un análisis experimental. El parámetro medido en este trabajo es el tiempo entre arribos dadas las características de la red de sensores.

Los experimentos realizados han demostrado que el sistema de comunicaciones cumple con los requerimientos temporales ante una posible falla del entorno térmico controlado, en un rango de temperatura hostil.

Debido a la necesidad de incorporar tolerancia a fallas y la complejidad de generar hardware para conseguirlo surge la necesidad de desarrollar una simulación específica para esta red de sensores. Como trabajo futuro se pretende generar un hardware simulado que permita recrear distintos escenarios ante la ocurrencia de una falla en los dispositivos y que estos sean capaces de detectarla, enmascararla y recuperarse de ella utilizando técnicas de redundancia. Para desarrollar la simulación se realizará un modelado del sistema por medio de una metodología llamada TLM (Transaction Level Modeling) [29] junto con una librería de C++ denominada SystemC [30]. Estas herramientas fueron empleadas en otros trabajos [31] para analizar distintos

escenarios de choques automovilísticos modificando las propiedades de componentes electrónicos.

La simulación de la red de sensores antes mencionada se está realizando en el Instituto de Investigación en Informática (III-LIDI) y es un trabajo de Tesis de Maestría en Informática.

## Referencias

1. Titterton D and Weston J. Strapdown Inertial Navigation Technology - 2<sup>nd</sup> Edition. Copublished by The Institution of Electrical Engineers (United Kingdom) and The American Institute of Aeronautics and Astronautics (USA) (2004).
2. Lawrence D. Modern Inertial Technology. Second Edition. Springer (1992).
3. Ure K., Kaya Y., Inalhan G. The Development of a Software and Hardware-in-The-Loop Test System for ITU-PSAT II Nano Satellite ADCS. IEEE Aerospace Conference (2011).
4. Franklin, S., Jentung K., Spence, B., McEachen, M., White, S., Samson, J., Some, R., Zsoldos, J. The Space Technology 8 Mission. IEEE Aerospace Conference (2006).
5. Burns, W. Optical fiber rotation sensing. Principles and applications. Academic Press in Boston (1994).
6. Lefèvre H. C. The fiber optic gyroscope. Artech House, Norwood, MA, 1993.
7. Bosch R. GmbH. CAN Specification 2.0 (1991).
8. ISO 11898: Road Vehicles – Interchange of digital information – Controller Area Network (CAN) for high speed communication (1993).
9. Lala, J. H.; Harper, R. E. Architectural Principles for Safety-Critical Real-Time Applications. Proceedings of IEEE: 9214152, Vol. 82, No. 1 (1994).
10. European Cooperation for Space Standardization. Space product assurance. Thermal vacuum outgassing test for the screening of space materials. ECSS-Q-ST-70-02C (15 November 2008).
11. Koren I., Mani Krishna C., Fault Tolerant Systems. Morgan Kaufmann Publishers. Elsevier (2007).
12. Material safety data sheet. EPO-TEK 330. Epoxy Technology (2010).
13. Practice no. PD-ED-1258. Space radiation effects on electronic components in low-earth orbit. NASA Preferred Reliability Practices (April 1996).
14. MIL-STD-461E. Requirements for the control of electromagnetic interference characteristics of subsystems and equipment. Department of Defense Interface Standard (20 August 1999).
15. European Cooperation for Space Standardization. Space engineering. Electromagnetic compatibility. ECSS-E-ST-20-07C (31 July 2008).
16. Sveda M., Oplustil V. Experience with integration and certification of COTS based embedded system into advanced avionics system. International Symposium on Industrial Embedded Systems. IEEE SIES (2007).
17. Therm-a-gap 500 Series. Thermally Conductive Gap Fillers. Chomerics. Parker Hannifin Corporation (2006).
18. European Cooperation for Space Standardization (ECSS). Space Engineering. Space Environment. ECSS-E-10-04B (13 March 2008).
19. MIL-HDBK-217E. Military Handbook. Reliability prediction of electronic equipment. Department of Defense Interface Standard (2 January 1990).



20. Encinas D., Meilan P., Bava J.A., Naiouf R.M.. "Protocolo de comunicaciones CAN aplicado a sistemas satelitales y vehículos lanzadores". XV Congreso Argentino de Ciencias de la Computación, Univ. Nac. de Jujuy, Jujuy, Argentina. ISBN 978-897-24068-4-1 (Octubre 2009)
21. Encinas D., Alustiza, D., Frati E., Ramón H., Naiouf M. "Análisis de tráfico de una red de sensores girométricos del tipo IFOG aplicado a sistemas aeroespaciales". VI Congreso Argentino de Tecnología Espacial, Universidad de La Punta, San Luis, Argentina (Mayo 2011).
22. Kvaser Leaf User's Guide (2006).
23. Getting Started and Creating Applications with  $\mu$ Vision2 and the C51 Microcontroller Development Tools. User's Guide. Keil Software (2000).
24. Horno eléctrico de circulación forzada INDEF Modelo CFA-004. [www.indef.com.ar](http://www.indef.com.ar)
25. Kurose J., Ross K. Redes de Computadores. 2ª Edición. Pearson-Addison Wesley (2004).
26. Navet N., Song Y., Simonot-Lion F., Wilwert C. Trends in Automotive Communication Systems. Proceedings of the IEEE (2005).
27. Khurram M., Zaidi Y. CAN as a spacecraft communication bus in LEO satellite mission. Proceedings of 2nd International Conference on Recent Advances in Space Technologies. IEEE RAST (2005).
28. Prevost S. A modular distributed avionics architecture for launch vehicles. 16th Digital Avionics Systems Conference. AIAA/IEEE (1997).
29. Ghenassia F. Transaction Level Modeling with SystemC. TLM Concepts and Applications for Embedded Systems. Springer (2005).
30. Black D., Donovan J., Bunton B., Keist A. SystemC: From the Ground Up. Springer (2010).
31. Consigli F., Gallego E., Ramón H., Villagarcía Wanza H. RAM Characteristics Exploration with an MVEDR Model. XVII IBERCHIP (2011).