



Universidad de Alcalá

Departamento de
Ciencias de la Computación

TESIS DOCTORAL

Aportaciones para el postproceso de datos, ante el envío de parámetros muestreados en momentos críticos de vehículos aéreos no tripulados.

Autor:
D. Manuel Sánchez Rubio

2013



Dña. **Teresa Díez Folledo**, Profesora Titular de Universidad del Área de Lenguajes y Sistemas Informáticos, en calidad de Directora del Departamento de Ciencias de la Computación.

CERTIFICO: Que la Tesis Doctoral titulada “**Aportaciones para el postproceso de datos, ante el envío de parámetros muestreados en momentos críticos de vehículos aéreos no tripulados**” realizada por D. Manuel Sánchez Rubio, dirigida por el Dr. D. Luis de Marcos Ortega y co-dirigida por la Dra. Dña. Carmen Pagés Arévalo, reúne los requisitos para su presentación y defensa pública.

Y para que así conste, firman la presente en Alcalá de Henares, a 1 de Abril de 2013.

La Directora del Departamento de Ciencias de la Computación

Dña. Teresa Díez Folledo





Dr. D. Luis de Marcos Ortega, Profesor Ayudante Doctor del Área de Ciencias de la Computación e Inteligencia Artificial del Departamento de Ciencias de la Computación de la Universidad de Alcalá.

Dra. Dña. Carmen Pagés Arévalo, Profesora Contratada Doctora del Área de Lenguajes y Sistemas Informáticos del Departamento de Ciencias de la Computación de la Universidad de Alcalá.

HACEN CONSTAR:

Que, una vez concluido el trabajo de tesis doctoral titulado: **“Aportaciones para el postproceso de datos, ante el envío de parámetros muestreados en momentos críticos de vehículos aéreos no tripulados”** realizado por D. Manuel Sánchez Rubio, dicho trabajo tiene suficientes méritos teóricos, que se han contrastado adecuadamente mediante validaciones experimentales y que son altamente novedosos. Por todo ello consideran que procede su defensa pública.

Y para que así conste, firman la presente en Alcalá de Henares, a 1 de Abril de 2013.

El Director de la Tesis

La Codirectora de Tesis

Dr. Luis de Marcos Ortega



Universidad
de Alcalá

Dra. Carmen Pagés Arévalo



Universidad
de Alcalá



Universidad de Alcalá

ESCUELA DE POSTGRADO

Programa de Doctorado

Ingeniería de la Información y del Conocimiento

TESIS DOCTORAL

Aportaciones para el postproceso de datos, ante el envío de parámetros muestreados en momentos críticos de vehículos aéreos no tripulados.

Autor:

D. Manuel Sánchez Rubio

Directores:

Dr. D. Luis de Marcos Ortega

Dra. Dña. Carmen Pagés Arévalo

A mis padres, por enseñarme el camino de la vida.

A Susana, por recorrerlo conmigo.

A Adriana y Sergio; mi vida.

Agradecimientos

Quiero mostrar mi agradecimiento a los directores de la tesis, a la Dra. Carmen Pagés Arévalo por su apoyo y ayuda en la ejecución de esta tesis doctoral. Al Dr. Luís de Marcos Ortega quién con su admirable rigor e infinita paciencia, me ha sabido guiar desde mi inicio como alumno de doctorado.

Al Departamento de Ciencias de la Computación de la Universidad de Alcalá, donde he encontrado un grupo extraordinario de profesionales y mejores personas.

Al Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial (INTA) por permitir acceder a todos los recursos necesarios para la investigación realizada.

Y muy especialmente, al Dr. José Javier Martínez Herráiz, le estaré eternamente agradecido por todo lo que me ha aportado en mi vida de docente, por tener siempre su apoyo incondicional, por haber confiado en mí desde el principio y por enseñarme tanto de aquello que no viene en los libros.

Resumen

El conocimiento de la caracterización de la aeronave está directamente relacionado con la programación del sistema de navegación, guiado y control, y esta caracterización es viable cuanto más información se sepa del mismo. Se debe conocer el comportamiento de la aeronave, saber “donde está” y “donde quiere ir”. Esta tesis doctoral se adentra en las capacidades de una aeronave no tripulada de estas características, proponiendo nuevos métodos de envío de información a Tierra, nuevas aportaciones que nos permitan conocer en postproceso de datos, como ha sido el comportamiento de la aeronave. Donde antes existían diez muestras por segundo de los parámetros de la aeronave, estas aportaciones están en disposición de proporcionar centenares de muestras de determinados parámetros, sobre todo en los momentos críticos de un vuelo como puede ser un despegue, un aterrizaje o una maniobra específica. Siempre con la limitación de las comunicaciones realizadas entre la aeronave y Tierra, a través del ordenador embarcado, que envía los datos por el puerto serie RS-232 y un Radio Módem para la transmisión de datos.

Abstract

The knowledge of the aircraft characterization is directly related with the navigation, guidance and control systems programming, this characterization is feasible as more information is know about the same. The behavior of the aircraft must be know, namely, where is it and where the aircraft wants to move. This thesis studies the capabilities of this kind of unmanned aircraft, proposing new methods of sending information to ground, new contributions that enable us to know accurately, during data postprocessing, wich has been the behavior of the aircraft. Where once exists ten samples per second of aircraft parameters, now these new contributions are in able to provide hundred samples of certain parameters, specially in critical moments of flight such as takeoff, landing or a specific maneuver. Always with limited communications between the aircraft and ground, through the aircraft onboard computer, that sends the serial data via RS232 port and a radio-modem for the transmission to the ground station.

Resumen extendido

Las aeronaves no tripuladas han experimentado un gran desarrollo en los últimos años, se trata de un vehículo autónomo capaz de volar sin la supervisión de un piloto humano, mediante un sistema de pilotaje autónomo. Destaca su uso militar, pero también ha experimentado grandes avances en aplicaciones civiles como detección y seguimiento de incendios, búsqueda de personas, blancos aéreos...etc.

El Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial desarrolla unos UAV's de largo y corto alcance, dentro de estos últimos, existe el Avión Ligero de Observación, con capacidad de proporcionar imágenes en tiempo real con imagen de visión diurna o nocturna con una autonomía de dos horas de vuelo, y un alcance de 50Kms.

Esta aeronave, dispone de un envío a Tierra de treinta y tres parámetros muestreados todos a la misma frecuencia, diez muestras por segundo, parámetros que van desde la altitud a presiones, aceleraciones, velocidades angulares...etc. Toda aeronave posee una caracterización para saber el comportamiento del mismo en cuanto a movimientos, desplazamiento y sus respectivas limitaciones. El conocimiento de la caracterización de la aeronave está directamente relacionado con la programación del sistema de navegación, guiado y control, y esta caracterización es viable cuanta más información se sepa del mismo.

Las comunicaciones a Tierra y el sistema de manejo del avión (telecomando) se realiza a través de un Radio Módem conectado al puerto serie del ordenador embarcado. La presente tesis doctoral pretende adquirir conocimientos más exhaustivos sobre los parámetros más dependientes del avión en momentos críticos, como son aceleraciones y velocidades angulares en los ejes X, Y y Z, y a partir de estos nuevos datos, obtener una caracterización más detallada.

Partiendo de estas limitaciones iniciales se realizan propuestas para la optimización del envío de datos a Tierra de los parámetros más sensibles en los momentos más críticos, como pueden ser el despegue, o en la fase de aterrizaje, ya que se realiza a través de una suelta de paracaídas ubicado en la parte superior.

En una primera aportación, el envío se produce a través de un *array* unidimensional de valores diferenciales basado en enviar un primer valor de 32 bits para a continuación enviar el valor diferencial respecto al anterior con implementación de signo. La elección del tamaño de

envío supeditará el rendimiento. Se crea una matriz donde puede albergar un único valor para parámetros poco muestreados, más de un valor para valores medianamente muestreados y muchos valores para los parámetros más muestreados. Existen inconvenientes, ya que al no haber etiqueta que identifique a cada parámetro, y no hay referencia de tiempos. Aun así, se empiezan a ver grandes diferencias en máximos y mínimos en las curvas obtenidas.

Una segunda aportación, añade a la anterior, la inclusión de unas etiquetas de tiempo delimitadoras de forma alterna, permitiendo ubicar con más precisión en el tiempo el valor enviado del sensor. Una tercera aportación implementa una etiqueta que identifica a cada parámetro eliminando la obligatoriedad de mantener invariable el orden de llegada del valor de los sensores.

La forma de implementar esta etiqueta está realizada con una reserva de 6 bits para la identificación de cada parámetro. Tenemos 33 parámetros y podíamos haber usado 7 bits para completar los 33 posibles valores de cada parámetro, pero se ha tratado de hacerlo en 32 bits, y las etiquetas numeradas del 0 al 31, identificarán a 32 parámetros y trigésimo tercer parámetro vendrá identificado con la ausencia de etiqueta, así podemos codificar los 33 valores. Esta pequeña complejidad adicional, supone no gobernar exhaustivamente el envío del valor de los sensores al ordenador embarcado, ahora pueden ir a la frecuencia que quieran, e incluso no respetar esta frecuencia a lo largo del vuelo, como valor irá etiquetado, al llegar a Tierra será perfectamente reconocible.

La siguiente aportación permite evaluar si se aumenta el rendimiento al controlar si el valor recibido es igual al último valor para decidir su envío si no es el caso. Muy efectivo para parámetros con baja variación. Por último se intentan llevar los límites de los parámetros a su extremo para visualizar en las curvas que lejos de portar mayor conocimiento, se empieza a tener errores de sobrecarga de pendiente.

Para todas las aportaciones se muestran gráficas en suelta y lanzamiento de todas las aceleraciones y velocidades angulares, aportando una gran información analizada en los apartados 4 (resultados) y 5 (conclusiones).

Tabla de contenidos / Table of Contents

1. Introducción.....	9
1.1. Justificación de la tesis	9
1.2. Objetivo de la tesis	11
1.3. Metodología	12
1.4. Estructura del documento.....	12
2. Estado del Arte.....	16
2.1. Aeronaves no tripuladas	16
2.2. Aeronaves no tripuladas en el INTA.....	17
2.2.1 Componentes de un sistema UAV	22
2.3. Ensayos en vuelo. Proceso de datos	23
2.3.1 Introducción al proceso de datos	23
2.3.2 Proceso de Datos.....	23
2.4. Deconmutación de datos	29
2.4.1 Introducción	29
2.4.2 Normativa aplicable.....	29
2.4.3 Codificación PCM.....	29
2.4.4 Deconmutación o Restauración de los datos	38
2.5. SICANT	47
2.6. Sensores	49
2.7. Ordenadores Embarcados.....	55
2.7.1 Ordenadores Embarcados del SICANT	55
2.7.2 Módulo de Estimación y Control (MEC)	55
2.7.3 Módulo de Telemida y Telecomando (MTT)	57
2.8. Cadena de Demanda	58
2.8.1 Unidad de Conmutación.....	59
2.9. Comunicaciones	60
2.9.1 Introducción a las Comunicaciones del SICANT	60
2.9.2 Comunicaciones Serie Síncronas (Telecomando PCM)	61
2.9.3 Comunicaciones Serie Asíncronas	62
3. Aportación propuesta.....	64
3.1. Generalidades previas a las aportaciones.....	71
3.1.1. Desarrollo software	73
3.1.2. Curvas iniciales	75
3.2. Primera aportación.....	85

3.2.1. Estimaciones teóricas	86
3.2.2. Curvas en lanzamiento	88
3.2.3. Curvas en suelta	91
3.3. Segunda aportación	94
3.3.1. Estimaciones teóricas	94
3.3.2. Curvas en lanzamiento	95
3.3.3. Curvas en suelta	99
3.4. Tercera aportación	102
3.4.1. Estimaciones teóricas	102
3.4.2. Curvas en lanzamiento	104
3.4.3. Curvas en suelta	107
3.5. Cuarta aportación.....	111
3.5.1. Estimaciones teóricas	111
3.5.2. Curvas en lanzamiento	113
3.5.3. Curvas en suelta	116
4. Resultados.....	120
4.1. Primera aportación.....	120
4.2. Segunda aportación	127
4.3. Tercera aportación	130
4.4. Cuarta aportación.....	132
5. Conclusiones y Futuro trabajo	135
5.1. Conclusiones.....	135
5.2. Futuro Trabajo.....	137
Referencias.....	140

Tabla de Ilustraciones

<i>Ilustración 1: Sistema Integrado de Vigilancia Aérea</i>	18
<i>Ilustración 2: Estación de control de tierra</i>	19
<i>Ilustración 3: Avión Ligero de Observación</i>	20
<i>Ilustración 4: UAV's de fabricación INTA</i>	21
<i>Ilustración 5: Ejemplo de digitalización de datos analógicos (extraída de Stallings 2000)</i>	32
<i>Ilustración 6: Tipos de modulaciones (extraída de Stallings 2000)</i>	33
<i>Ilustración 7: Tabla PCM</i>	35
<i>Ilustración 8: Señal NRZ</i>	36
<i>Ilustración 9: Señal Bi-fase</i>	36
<i>Ilustración 10: Premodulación en PCM</i>	37
<i>Ilustración 11: Diagrama funcional de sincronización de bit</i>	39
<i>Ilustración 12: Respuesta del Filtro Emparejado al salto escalón</i>	39
<i>Ilustración 13: Respuesta del Filtro Emparejado al Impulso</i>	40
<i>Ilustración 14: Filtro emparejado</i>	40
<i>Ilustración 15: Pasos de la sincronización de bit (extraída de Strock. 1983)</i>	41
<i>Ilustración 16: Probabilidad de error de bit en la ejecución teórica (extraída de Strock. 1983)</i>	42
<i>Ilustración 17: Correlador básico (extraída de Strock. 1983)</i>	44
<i>Ilustración 18: Elementos que componen el Hardware del SICANT</i>	48
<i>Ilustración 19: Errores en la Medida</i>	49
<i>Ilustración 20: Componentes del ADS</i>	51
<i>Ilustración 21: Magnetómetro</i>	52
<i>Ilustración 22: Unidades de Medición Inercial</i>	53
<i>Ilustración 23: Sistema de recepción GPS</i>	54
<i>Ilustración 24: Ordenadores Embarcados del SICANT</i>	55
<i>Ilustración 25: Componentes del Módulo de Estimación y Control (MEC)</i>	55
<i>Ilustración 26: Componentes del Módulo de Telemida y Telecomando (MTT)</i>	57
<i>Ilustración 27 Cadena de Demanda.</i>	58
<i>Ilustración 28 Comunicaciones del SICANT</i>	60
<i>Ilustración 29 Comunicaciones serie síncronas (Telecomando PCM)</i>	61
<i>Ilustración 30 Comunicaciones serie asíncronas</i>	62
<i>Ilustración 31: Radio Módem a 900 MHz. (extraída de Freeware Technologies 2005)</i>	66
<i>Ilustración 32: Plano original del Radio Módem (extraída de Freeware Technologies 2005)</i>	67
<i>Ilustración 33: Parámetros que el ordenador embarcado envía a Tierra</i>	68
<i>Ilustración 34: Parámetros que el ordenador embarcado envía a Tierra</i>	70
<i>Ilustración 35: Tabla de valores actuales (CVT)</i>	72
<i>Ilustración 36: Rendimiento del RTKernel 32</i>	74

<i>Ilustración 37: Ab[0] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>76</i>
<i>Ilustración 38: Ab[1] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>76</i>
<i>Ilustración 39: Ab[2] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>77</i>
<i>Ilustración 40: Ab[0] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>78</i>
<i>Ilustración 41: Ab[1] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>79</i>
<i>Ilustración 42: Ab[2] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>80</i>
<i>Ilustración 43: Ob[0] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>80</i>
<i>Ilustración 44: Ob[1] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>81</i>
<i>Ilustración 45: Ob[2] en lanzamiento a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>82</i>
<i>Ilustración 46: Ob[0] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>82</i>
<i>Ilustración 47: Ob[1] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>83</i>
<i>Ilustración 48: Ob[2] en suelta a 10 muestras por segundo.....</i>	<i>84</i>
<i>Ilustración 49: Ab[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>88</i>
<i>Ilustración 50: Ab[1] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>88</i>
<i>Ilustración 51: Ab[2] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>89</i>
<i>Ilustración 52: Ob[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>89</i>
<i>Ilustración 53: Ob[1] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>90</i>
<i>Ilustración 54 Ob[2] en lanzamiento a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>90</i>
<i>Ilustración 55: Ab[0] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>91</i>
<i>Ilustración 56: Ab[1] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>91</i>
<i>Ilustración 57: Ab[2] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>92</i>
<i>Ilustración 58: Ob[0] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>92</i>
<i>Ilustración 59: Ob[1] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>93</i>
<i>Ilustración 60: Ob[2] en suelta a 150 muestras por segundo.....</i>	<i>93</i>
<i>Ilustración 61: Ab[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>96</i>
<i>Ilustración 62: Ab[1] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>96</i>
<i>Ilustración 63: Ab[2] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>97</i>
<i>Ilustración 64: Ob[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>97</i>
<i>Ilustración 65: Ob[1] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>98</i>
<i>Ilustración 66: Ob[2] en lanzamiento a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>98</i>
<i>Ilustración 67: Ab[0] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>99</i>
<i>Ilustración 68: Ab[1] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>99</i>
<i>Ilustración 69: Ab[2] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>100</i>
<i>Ilustración 70: Ob[0] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>100</i>
<i>Ilustración 71: Ob[1] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>101</i>
<i>Ilustración 72: Ob[2] en suelta a 80 muestras por segundo.....</i>	<i>101</i>
<i>Ilustración 73: Ab[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo.....</i>	<i>104</i>
<i>Ilustración 74: Ab[1] en lanzamiento a 160 muestras por segundo.....</i>	<i>104</i>

<i>Ilustración 75: Ab[2] en lanzamiento a 160 muestras por segundo</i>	105
<i>Ilustración 76: Ob[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo</i>	105
<i>Ilustración 77: Ob[1] en lanzamiento a 160 muestras por segundo</i>	106
<i>Ilustración 78: Ob[2] en lanzamiento a 160 muestras por segundo</i>	106
<i>Ilustración 79: Ab[0] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	107
<i>Ilustración 80: Ab[1] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	108
<i>Ilustración 81: Ab[2] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	108
<i>Ilustración 82: Ob[0] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	109
<i>Ilustración 83: Ob[1] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	110
<i>Ilustración 84: Ob[2] en suelta a 160 muestras por segundo</i>	110
<i>Ilustración 85: Ab[0] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	113
<i>Ilustración 86: Ab[1] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	113
<i>Ilustración 87: Ab[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	114
<i>Ilustración 88: Ob[0] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	114
<i>Ilustración 89: Ob[1] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	115
<i>Ilustración 90: Ob[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo</i>	115
<i>Ilustración 91: Ab[0] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	116
<i>Ilustración 92: Ab[1] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	116
<i>Ilustración 93: Ab[2] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	117
<i>Ilustración 94: Ob[0] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	117
<i>Ilustración 95: Ob[1] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	118
<i>Ilustración 96: Ob[2] en suelta a 241 muestras por segundo</i>	118
<i>Ilustración 97: Ob[2] en suelta a 240 muestras por segundo con marca de sección ampliada</i>	120
<i>Ilustración 98: Sección ampliada de la ilustración 134</i>	121
<i>Ilustración 99: Secciones ampliadas de picos de aceleraciones en el eje z</i>	122
<i>Ilustración 100: Secciones ampliadas de picos de velocidades angulares en el eje x</i>	123
<i>Ilustración 101: Sección ampliada de pico de aceleración en el eje y</i>	123
<i>Ilustración 102: Sección ampliada de picos de velocidades angulares en el eje x</i>	124
<i>Ilustración 103: Ab[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo (centrada)</i>	125
<i>Ilustración 104: Ab[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo (izquierda)</i>	125
<i>Ilustración 105: Ab[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo (derecha)</i>	126
<i>Ilustración 106: Ob[0] en suelta a 80 muestras por segundo con margen de 20 msg.</i>	127
<i>Ilustración 107: Ob[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo con margen de 20 msg.</i>	128
<i>Ilustración 108: Ab[1] en suelta a 80 muestras por segundo</i>	129
<i>Ilustración 109: Ab[1] en suelta a 150 muestras por segundo</i>	129
<i>Ilustración 110: Ob[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo</i>	130
<i>Ilustración 111: Ob[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo</i>	130
<i>Ilustración 112: Error de sobrecarga de pendiente (extraída de Pérez et al. 2007)</i>	132

Ilustración 113: Ab[0] en lanzamiento a 241 muestras por segundo..... 133
Ilustración 114: Ob[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo 133

1. Introducción

La presente tesis doctoral, aporta distintos mecanismos que permiten obtener información adicional en un sistema de navegación, guiado y control de aeronaves no tripuladas de pequeño tamaño. Este conocimiento, permitirá obtener una mejora en la caracterización de la aeronave, y por extensión del comportamiento de la misma en las fases más críticas de un vuelo. Las distintas aportaciones están supeditadas a las limitaciones de la transmisión de datos del avión a Tierra a través de un ordenador embarcado, efectuadas a través de RS-232 y un Radio Módem.

La actual caracterización de este tipo de aeronaves están basadas en datos obtenidos a diez muestras por segundo, valor que se hace insuficiente, para adquirir unos conocimientos exhaustivos de lo que ha ocurrido en una aeronave en la fase de postproceso de datos. Entre las contribuciones en forma de aportaciones software se ha obtenido un mayor conocimiento acerca del número de G's que soporta una aeronave, valores de pico hasta ahora desconocidos sobre aceleraciones y velocidades angulares. Con las limitaciones del medio de transmisión, se han utilizado técnicas de compresión de datos, disminución de frecuencias en parámetros de baja variación, disminución de longitud en bits e inclusión de etiquetas identificativas y marcas de tiempo como elementos de optimización variable.

1.1. Justificación de la tesis

El Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial desarrolla diversas aeronaves no tripuladas, básicamente divididas en aeronaves de observación y aeronaves para blancos aéreos. Dentro del primer grupo, existe un tipo de aeronave de tamaño medio, que incluida la carga de pago (cámara de visión diurna y nocturna), no deja mucho espacio para albergar en su interior un sistema de adquisición de datos capaz de proporcionar una ingente cantidad de información de los múltiples sensores instalados. Datos que podrían permitir analizar el comportamiento de la misma.

El motivo, ya no es tanto el espacio físico que ocupe el sistema de adquisición, como el hecho de que este tipo de aeronaves tiene un coste muy ajustado, y la inserción de este

sistema encarecería el producto hasta el punto de perder la competitividad en el mercado. Como el análisis de la aeronave, en forma de recepción de datos de los sensores, se hace imprescindible, la opción más efectiva, en cuanto a coste es la inserción dentro de la aeronave de una salida del ordenador embarcado, en concreto del puerto RS-232, donde a través de un Radio Módem, transmitirá a Tierra una corriente de datos a través de antenas unidireccionales u omnidireccionales.

La cuestión, es cómo saber el comportamiento de la aeronave, cómo aprender más acerca de cómo se comporta la aeronave en los denominados momentos críticos. Los grandes UAV's no tienen problemas, ya sea porque disponen de almacenamiento en la propia aeronave en memorias de estado sólido de alta capacidad, o porque emiten a través de sistemas de teledata, con unos anchos de banda muy grandes, permitiendo enviar miles de muestras de hasta miles de sensores en muy poco tiempo.

Los sensores son capaces de producir varios cientos de muestras por segundo, y hay que analizar el comportamiento de la aeronave en escasos segundos, por ejemplo, un *aterrizaje de caída vertical* (activación de paracaídas desde la estación) donde la aceleración sufrida por la apertura del mismo, es digno de estudiar, para observar los posibles daños en el ordenador embarcado o en el resto del UAV.

La transmisión de los datos referentes a los sensores, se realiza a Tierra a través de un radiomódem, a la velocidad de RS-232, dando un valor de diez muestras por segundo por cada parámetro muestreado. La justificación de esta tesis radica en la optimización del envío de datos. Qué datos mandar en qué momentos. Analizar todos los sensores del avión y analizar, no ya la importancia de los sensores, que todos la tienen, pero sí saber para determinados momentos, de cuántos de ellos necesitamos obtener más información, de cuántos de ellos podemos bajar el número de muestras por segundo, e incluso saber para qué momentos, se puede prescindir del conocimiento de los valores de algunos sensores durante un tiempo determinado.

No existen estudios previos en este tipo de aeronaves, en cuanto a saber que ha ocurrido en la aeronave a más de diez muestras por segundo. Saber, por ejemplo, las aceleraciones en los tres ejes que sufre la aeronave, y que nos pueden acercar a calcular el tiempo de vida estimado no ya de la aeronave en sí, si no lo más importante, las consecuencias sobre el hardware instalado y el software que en él se encuentra ejecutándose.

1.2. Objetivo de la tesis

El objetivo principal de esta tesis doctoral es el siguiente:

Proponer distintos modelos para el envío de información a Tierra, que nos permitan conocer en postproceso de datos, como ha sido el comportamiento de una aeronave no tripulada en momentos críticos, con distintas limitaciones como la ausencia de un sistema de adquisición de datos o el envío de datos por telemedida.

El conocimiento basado en la aportación de más información permitirá caracterizar la aeronave, y caracterizar se entiende, como el conocimiento que posee la aeronave de su ubicación exacta en el espacio y en base a esta posición y en función de a donde desea ir, habilitar los mecanismos necesarios para desplazarse a ese punto.

Los actuales sistemas de posicionamiento son incapaces de actuar ante determinadas aceleraciones que sufre la aeronave en momentos críticos (ej. despegue con lanzador hidráulico), y esa ausencia de conocimiento sobre el posicionamiento de la aeronave y hasta que el avión está estabilizado, puede provocar la caída del mismo.

Se proponen mecanismos para proporcionar información de posicionamiento que permitan al ordenador embarcado, decidir desplazarse al rumbo programado.

Para la consecución del objetivo general se plantean los siguientes objetivos específicos:

1. Estudiar los momentos críticos específicos de cada vuelo, y las maniobras mínimas y adicionales que debe ejecutar una aeronave, así como evaluar los distintos tipos de vuelos que pueda realizar, ya sea en modo observación o en modo blanco aéreo.
2. Definir un modelo que permita cuantificar el número de sensores que lleva la aeronave, y en base a esto, clasificar esos sensores en divisiones o categorías basadas en un criterio concreto.
3. Estudio del escenario: condiciones iniciales y actuales, muestras, comunicaciones y limitaciones de ancho de banda.
4. Definir distintos modelos, en base a distintas estimaciones teóricas, que disminuyan cuantitativamente las limitaciones iniciales.

Como objetivo adicional, se pretende en la medida que sea posible buscar los límites de las distintas propuestas y estudiar el comportamiento de la aeronave cuando estos límites son sobrepasados.

1.3. Metodología

Como metodología científica básica, se necesita ampliar el rendimiento hardware del ordenador embarcado y optimizar el software.

En cuanto al rendimiento hardware, abordaremos la optimización del ordenador embarcado en cuanto a la capacidad de procesamiento de la información y la gestión de las comunicaciones. En cuanto a la optimización del software, se debe solventar la problemática que presenta las limitaciones de ausencia de almacenamiento y gestión de interrupciones entre otras.

Las propuestas definidas, van a contribuir a la búsqueda de la solución más óptima en postproceso de datos y el estudio que estos datos generados por el ordenador embarcado, decidirán en forma de cadena de demanda, la producción del movimiento de los actuadores de la aeronave (aleros, elevones, etc.).

1.4. Estructura del documento

El presente documento está organizado en seis capítulos. El primero de ellos, *introducción*, en el cual está incluido el presente apartado, presenta una serie de cuestiones fundamentales donde la presente tesis doctoral se enmarca, incluyendo una justificación de la tesis, los objetivos de la misma, y una descripción básica de la metodología a utilizar.

El segundo capítulo denominado *estado del arte*, se presenta tal y como describe su nombre, la situación actual de la problemática en los campos en que centra esta investigación, que son:

- Definición y conceptos avanzados de qué es una aeronave no tripulada, tipos de misiones en función de tipo de vuelo, modos de comando y composición de un sistema de aeronaves no tripuladas.
- Tipos de aeronaves no tripuladas que dispone España, a través del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial y los componentes asociados como estación de control, lanzador, medios de transporte y explotación de datos.

- Estudio de un ensayo en vuelo y su procesado de datos. Selección de los datos a tratar, comprobación de la instrumentación, calibraciones de los sensores, validación de datos y entrega de los datos después del postproceso.
- Por último, estudiar el tipo de señales con las que se va a trabajar, codificaciones más usadas en el ámbito aeronáutico, modulaciones, anchos de banda y codificaciones utilizadas para la deconmutación de datos.
- Definir cómo es el hardware del ordenador embarcado que se dispone actualmente, la capacidad de procesado y la gestión de las comunicaciones así como problemáticas y limitaciones.
- Relacionar una cadena de demanda, con la producción de movimiento en los actuadores, y especificar el funcionamiento de magnetómetros, unidades de medidas inerciales y receptores GPS.
- Descomposición modular del ordenador embarcado.

En el capítulo 3, *aportación propuesta*, se concentran las contribuciones realizadas de manera detallada. En primer lugar se comienza enmarcando el problema a resolver, para a continuación especificar claramente, las distintas fases que tendrá un vuelo de manera inequívoca y por extensión los momentos críticos, en unas aeronaves concretas, que sufren una serie de limitaciones tanto de espacio como económicas. Se discuten los favores que aportan determinadas decisiones como la grabación de datos en la aeronave en tiempo real, y la justificación de divisiones de los distintos parámetros existentes. La presente tesis doctoral, pretende aportar propuestas de mejora, basadas en unas curvas iniciales obtenidas en lanzamiento y suelta de la aeronave para unos determinados parámetros de aceleraciones y velocidades angulares. Estas curvas, obtenidas en postproceso de datos, servirán como referencia de estudio para los nuevos datos que lleguen a través de las nuevas aportaciones. La parte más importante viene a continuación, donde llegan las aportaciones concretas, motivo de estudio. En concreto son cuatro y para cada una de ellas, se hace una estimación teórica previa, intentando mejorar unas condiciones iniciales y una previsión de cómo pueden llegar a mejorar los datos disponibles. Una vez realizadas las estimaciones teóricas, se publican los datos reales obtenidos en postproceso de datos, mostrando las nuevas curvas, y una comparativa con los datos iniciales.

En el capítulo 4 (*resultados*), y como su propio nombre indica, se analiza, para cada una de las aportaciones propuestas, los resultados obtenidos en las curvas del apartado anterior.

En el capítulo 5, *conclusiones y futuro trabajo*, se ofrece las conclusiones que se han determinado a partir de la investigación realizada junto con los resultados más importantes. Asimismo se proponen futuras líneas de investigación en el campo de la optimización de datos en aeronaves no tripuladas, y que están directamente relacionados con el trabajo desarrollado en la presente tesis doctoral.

2. Estado del Arte

2.1. Aeronaves no tripuladas

Los vehículos aéreos no tripulados se les conoce normalmente en el mundo aeronáutico como UAV's (*Unmanned Air Vehicle*). Su característica fundamental es que no llevan un piloto humano a bordo. Pueden ser de gran interés, no sólo para misiones militares como menciona Munson (2002), sino también para misiones civiles (Barrientos et al. 2007). Además, la aparición de nuevos sistemas de captación e interpretación de datos e imágenes hace que cada vez aumente el número de tareas que pueden ser realizadas por esta tipo de vehículos, como las propuestas por Meyrowitz et al. (1996).

Uno de los usos actualmente más extendidos de los UAV es para realizar misiones de vigilancia y observación, por ejemplo para la vigilancia de costas, detección de incendios, tráfico, etc. Los aviones están equipados con una cámara (visible e infrarrojos), recibiendo las imágenes comprimidas según Held (1996) en una Estación en Tierra o registrando las mismas a bordo.

El vuelo del avión se programa y valida previamente en una estación de control según Velasco et al. (2012). La validación de la misión impide programar misiones que pongan en peligro el avión, considerando la orografía del terreno, el combustible disponible, los posibles fallos de comunicaciones, el sobrevuelo de zonas prohibidas, u otras limitaciones debidas a las actuaciones del avión. Los UAV podrán llevar diversos modos de control, desde el más básico en el que un piloto desde tierra maneja directamente las superficies aerodinámicas y el motor hasta un modo completamente autónomo en el que la intervención desde tierra se limita al seguimiento del vuelo.

Un sistema de UAV's está compuesto, además de uno o más vehículos aéreos, de un sistema de tierra y de unos medios de enlace de datos necesarios para operar el vehículo. El vehículo aéreo estará diseñado según las actuaciones que se requieran para el tipo de misiones que vaya a realizar (combate, observación, blanco aéreo, etc.). También los medios de despegue y aterrizaje, descritos en Phillips (2009) podrán ser los convencionales, con tren en una pista, ya sea de forma pilotada o automática, o bien lanzamiento con catapulta neumática y recuperación utilizando paracaídas y airbag. La mayoría de los países desarrollados disponen

de UAV's como parte indispensable de sus fuerzas armadas, de hecho han sido ampliamente utilizados en los últimos conflictos bélicos de Afganistán e Irak según Cambone et al (2005) y Wezeman et al (2007).

2.2 Aeronaves no tripuladas en el INTA

El Departamento de Programas Aeronáuticos del Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial ha desarrollado un sistema completo de vigilancia electro óptica por medio de UAV's, de uso civil y militar, según se muestra en Sánchez et al. (2011). Cada sistema completo se compone de una flota de cuatro UAV's, y un segmento terreno que consta de una estación de control según se desprende de González et al. (1994). Este sistema se complementa con un lanzador neumático que permite que la aeronave se pueda operar con independencia de la disponibilidad de pistas adecuadas.

SIVA

SIVA (Sistema Integrado de Vigilancia Aérea, ver ilustración 1), es un vehículo aéreo que cuenta con un sistema sofisticado de navegación, guiado, control de vuelo, componentes mínimos de una misión según propone Guo-Dong et al. (2009). El conjunto de la carga útil (sensores electro ópticos) va integrado en un módulo retráctil que se aloja en la zona ventral del fuselaje. Son embarcables las cargas útiles de observación (Radar de Apertura Sintética) o de detección y perturbación de señales electrónicas entre las de aplicación militar, y otras diversas, como detección de contaminantes, entre las de aplicación civil.

Cada sistema completo se compone de una flota de cuatro vehículos aéreos no tripulados contenidos en una única unidad de transporte y listos para ser lanzados desde una Estación de Control móvil y transportable por cualquier medio estándar que posea las medidas adecuadas. Desde esta estación de control se controla y realiza el seguimiento del UAV utilizando dos enlaces: uno ascendente de telecomando en banda UHF y otro descendente en banda S para telemetría. El primero dirige la misión y el vehículo, y el segundo se encarga de recibir los datos y realizar el seguimiento.



Ilustración 1: Sistema Integrado de Vigilancia Aérea

El avión está dotado de un tren de aterrizaje para operaciones en pistas someramente preparadas, necesitando aproximadamente 150 metros de carrera de despegue, según cálculos basados en Isidoro (1980). Para operación sin dependencia de pistas, el avión puede ser puesto en vuelo por medio de una rampa de lanzamiento de actuación neumática.

El sistema de control de vuelo está basado en la integración de sensores (magnetómetros, datos de aire, GPS e inercial) (Rally, Riley and McConnell. 1983) y posee redundancia física y analítica. El sistema de recuperación se compone de un paracaídas y un sistema amortiguador de impacto a base de colchones de aire.

Este sistema de vigilancia aérea permite la transmisión en tiempo real de imágenes con una elevada tasa de transmisión, tal y como se define en Hang (1992) el tiempo real en ensayos en vuelo, y alcance en condiciones de línea de vista radioeléctrica de más de 100 km. El sistema de recuperación es totalmente autónomo, no dependiendo de una pista de aterrizaje o sistema terrestre de captura. La versión dotada de tren de aterrizaje permite un tiempo menor de puesta en vuelo entre misiones.

El vehículo aéreo admite una variedad de cargas útiles debido a la amplitud de la bodega ventral y a la disponibilidad de potencia eléctrica. El ordenador embarcado, de diseño modular avanzado, está desarrollado en torno a dos unidades centrales de proceso que constituyen un diseño tolerante al fallo mediante redundancia física o analítica. El sistema de control de vuelo permite realizar misiones totalmente automáticas, así como en control manual o semiautomático (por maniobras preprogramadas). La estación de control de tierra (ver ilustración 2) está diseñada según un concepto modular, siendo muchas de sus unidades comunes e intercambiables Velasco y García (2012).



Ilustración 2: Estación de control de tierra

ALO

El avión ligero de observación “ALO” (ver ilustración 3) se compone de un segmento de vuelo que consiste en tres vehículos aéreos equipados con sensores visibles o infrarrojos, una unidad de control móvil desde donde se realiza la planificación de la misión según las directrices básicas de Adsuar (2003), el control de vuelo y el procesado de las imágenes obtenidas, y por último, de un sistema de lanzamiento. Cada uno de los tres vehículos aéreos se compone de los siguientes subsistemas: célula, propulsión, navegación, guiado y control, unidades de telemetría y telecomando y carga útil.

La transmisión de imágenes y datos a la estación de control se realiza en banda S en tiempo real a través de la unidad de telemetría. Las instrucciones que recibe el vehículo y la carga útil desde la estación de control se emiten en banda UHF en dos frecuencias diferentes.

La célula y los elementos estructurales críticos están fabricados en fibra de carbono. El subsistema de navegación, guiado y control está equipado con sistema GPS (U.S. Department of Defense 1994) e inercial, y permite el vuelo en distintos modos: modo manual, automático o semiautomático.

El sistema permite la dotación de una cámara de televisión fija de alta resolución, una cámara montada en plataforma con posibilidad de movimiento en azimut y elevación o un sensor infrarrojo para observación nocturna. El sistema se transporta y opera desde un único vehículo ligero (tipo Unimog).



Ilustración 3: Avión Ligero de Observación

Existe la necesidad de tripulación de operación y mantenimiento muy reducida, que proporciona una alta fiabilidad del sistema a un bajo coste, gracias al diseño de calidad.

La versatilidad del sistema le permite operar en cualquier entorno, ya sea en configuración rampa de lanzamiento o en configuración pista con tren de aterrizaje. Su diseño modular permite realizar su montaje y completa instalación en menos de treinta minutos. Dispone de un elevado grado de movilidad y facilidad de transporte, ya que el sistema completo se transporta en un único vehículo que permite la operación desde cualquier lugar, incluso si no está preparado a estos efectos.

DIANA

El último de estos productos es el DIANA. Es un sistema de blanco aéreo de altas prestaciones desarrollado para simular amenazas reales. Por su versatilidad, el sistema puede emplearse como sistema de entrenamiento aéreo para gran cantidad de armas actuales y futuras.

Este sistema ha sido diseñado para cumplir una serie de requisitos: Capacidad de realizar tramos rectos a velocidad superior a 200 m/s. Alta capacidad de maniobra, maniobras de escape y maniobras de baja cota. Integración de gran variedad de cargas útiles. Menor coste del sistema y de su operación con relación a sistemas semejantes. Modularidad en el diseño del vehículo aéreo para que se adapte a requisitos adicionales. Simplificación de los procesos de fabricación, integración y mantenimiento.

El sistema DIANA lo componen la estación de tierra y 2 aviones. Como equipos embarcados, los aviones disponen de subsistema de navegación, guiado y control, aviónica auxiliar (conmutación de control y adquisición de señales), potencia eléctrica, radio enlace y sistema de recuperación (unidad de terminación de vuelo, paracaídas y sistema de flotación).

Dispone de una carga útil de 20 kg, velocidad máxima a nivel del mar de 222 m/s, un techo de 8000 metros, un alcance de 100 km y una autonomía de 1 hora.

DIANA Y OTROS UAV DE FABRICACIÓN INTA



DIANA (160kg MTOW)

High Speed Target Drone

Medium Range



ALONDRA (420kg MTOW)

Morphing VTOL Aircraft

Tactical Medium Range



ELANIO (16kg MTOW)

Morphing VTOL Aircraft

Tactical Short Range

Ilustración 4: UAV's de fabricación INTA

2.2.1 Componentes de un sistema UAV

Un sistema de UAV's suele tener los siguientes componentes principales (Valavanis et al. 1997):

Vehículos aéreos propiamente dichos que estarán diseñados según el tipo de misión a realizar. Llevará integrados entre otros sistemas, el Sistema de Navegación, Guiado y Control y la carga de pago correspondiente (normalmente sensores de observación).

Lanzador. El lanzador puede poner al vehículo aéreo en vuelo de forma automática sin necesitar pista de aterrizaje ni pilotaje externo para control del UAV. Si se trata de un vehículo de despegue convencional, tanto de forma manual como automática, no será necesario disponer de este sistema.

Estación de control. Las hay de diferentes tipos, desde la más sencilla, como la propuesta por Kank et al. (2009) que constaría de un ordenador portátil hasta la más sofisticada con varios puestos de control y que puede estar integrada en un *shelter* que podrá ser transportado por un camión. En la estación están ubicados los puestos operativos desde donde planifica la operación, se monitoriza y se controla el vehículo aéreo y su carga de pago.

El Terminal de Datos en Tierra que integra los receptores, transmisores y antenas según propone Frenzel (2003) para las comunicaciones entre el vehículo aéreo y la Estación de Control.

Medios de transporte. El sistema normalmente será transportado por vehículos todo terreno para conferir una gran movilidad al sistema. Se necesitan transportar la Estación de Control, los vehículos aéreos, el Terminal de datos en tierra y el grupo electrógeno, el lanzador (si aplica) y componentes auxiliares.

Explotación de datos. La explotación de la información obtenida por un sistema de UAV's durante las misiones de observación se realiza mediante diferentes subsistemas. Podrá disponerse de terminales remotos así como de comunicaciones satélite. Sirven para proporcionar la información e imágenes del sistema operarios desplegados en el área de operaciones o en un centro táctico superior. Podrá incluir la capacidad de recibir comunicaciones de audio y de enviar comandos al UAV.

2.3 Ensayos en vuelo. Proceso de datos

2.3.1 Introducción al proceso de datos

Los datos obtenidos por el sistema de instrumentación casi nunca se proporcionan en forma directamente utilizable. El objeto del Proceso de Datos es convertir los datos a una forma más utilizable.

Las funciones habituales del Proceso de Datos son:

- Comprobación de la instrumentación.
- Selección de Datos.
- Operaciones con la variable tiempo.
- Aplicación de las calibraciones.
- Aplicación de correcciones y cálculos estándar.
- Tratar los retardos.
- Validación de Datos.
- Reproducción y Presentación de los registros de vuelo y de teledata.
- Entrega de los datos al entorno postproceso.
- Archivado histórico.

2.3.2 Proceso de Datos

El dato perfecto no existe, la pérdida de bits o su permutación puede provocar la pérdida de transmisión o registro. Estas pueden producirse por pérdidas de transmisión, imperfecciones en el hardware o en el software. Se debe estar preparado para la puesta en práctica de procedimientos que minimicen la pérdida de datos.

Para configurar el Proceso de Datos se ha de determinar:

- La lista de parámetros caracterizados por su importancia y agrupados por tipos de ensayo.
- El tiempo de medida característico en cada 'run' y el número de ellos por cada tipo de ensayo.
- La necesidad de presentación en tiempo real y el tipo de ésta, en particular los parámetros de monitorización de maniobras de alto riesgo.

- Si se requiere la manipulación de los datos, realizar cálculos o aplicación de algoritmos de corrección y/o reducción de datos en tiempo real y después del vuelo.

Las funciones habituales del Proceso de Datos son:

2.3.2.1 Comprobación de la instrumentación

Esta es una de las primeras tareas del ingeniero de Proceso de Datos. El apoyo a la identificación de fallos de la instrumentación. A partir de la información contenida en los datos, según Rubinson & Rubinson (2003) se pueden recoger información del estado de los sensores, así como del correcto funcionamiento de otros elementos de la cadena de adquisición. Para ello debe tener herramientas para hacer un visionado rápido y la presentación de datos en bruto.

2.3.2.2 Selección de Datos

En base a la selección previa de los parámetros y del conocimiento de los tiempos de interés, el Proceso de Datos se encarga de obtener los datos contenidos en las palabras servidas por el Deconmutador PCM.

Para ello:

- Extrae los datos en Unidades de Adquisición. Puede ser necesario recombinar datos que se transmiten en distintas palabras.
- En una misma palabra se pueden alojar varios datos, que habrá que extraer, cuando se trata de datos que puedan representar estados, señales de ON/OFF, etc.

2.3.2.3 Operaciones con la variable tiempo

Tiempo Real

Con la mejora de los equipos de transmisión/recepción y de los equipos en tierra se puede mejorar la productividad de los ensayos en vuelo. Los técnicos de ensayos pueden disponer de los datos del vuelo en tiempo real para permitir la toma de decisiones durante el mismo vuelo. El término “tiempo real” es dependiente del sistema que se está estudiando, según sus exigencias el retraso permitido puede ir desde pocos μ seg hasta días. En el caso de Ensayos en vuelo la mayor acumulación de retrasos se produce en las etapas de Adquisición y Proceso, en la fase de transmisión por radiofrecuencia es prácticamente despreciable. Los

retrasos admisibles en la recepción y proceso de la teledada se suponen del orden de 100 mseg.

Muestreo Isócrono.

En determinadas aplicaciones es importante que todos los datos o algún grupo de los mismos estén referidos al mismo momento de muestreo según señalan Pérez, Álvarez y Antón (2004), es lo que se denomina muestreo isócrono. Para ello: o lo proporciona el sistema de adquisición, o se aumenta la frecuencia de muestreo de los datos hasta donde sea posible para reducir la incertidumbre asociada a las diferencias en los tiempos del muestreo o se realizan determinadas hipótesis para corregir adecuadamente los datos.

Sistema Equimuestreado.

En algunas ocasiones se pueden producir situaciones en las cuales puede haber o bien datos que se reciben con valores absurdos o bien muestras enteras de datos que se pierden. El tratamiento de pérdidas parte desde el marcado para su tratamiento posterior, restauración con técnicas de Tratamiento Digital de Señal o, haciendo uso del conocimiento de modelos, emplear técnicas de estimación óptima que combinan la señal medida con el modelo como puede ser el filtro de Kalman.

Remuestreo.

En determinadas circunstancias, como puede ser para conseguir un sistema equimuestreado o bien cuando se realizan análisis en el dominio de la frecuencia, hay que tener en cuenta el remuestreo. Cuando este se realiza aumentando la frecuencia de muestreo han de tenerse en cuenta algoritmos de regresión, interpolación lineal y no lineal, splines o bien de estimación. En el caso de disminuir la frecuencia de muestreo se ha de tener en cuenta el fenómeno del enmascaramiento 'aliasing'. Este es un fenómeno asociado al muestreo, aunque el tratamiento se produzca sobre datos digitalizados. Las consideraciones son las mismas que en el acondicionamiento de señal. Se ha de introducir un filtrado digital, según el teorema de Shannon, que corte frecuencias superiores a la de Nyquist $f_{Nyq} = f_s / 2$. Esto evita que en el estudio en el campo de la frecuencia aparezcan componentes correspondientes a frecuencias superiores 'alias'.

Por lo mismo, la selección de frecuencia de muestreo está limitada inferiormente por las frecuencias características del fenómeno estudiado. En la práctica se recomienda que la

frecuencia de muestreo sea del orden de 5 a 10 veces el límite del ancho de banda, recomendándose 10 veces.

Sincronización

La señal de PCM siempre incorpora uno o varios datos que forman una base de tiempos, normalmente es el denominado Tiempo Z (Zulú). Es importante tener un criterio común que se empleará en las tareas de sincronización de los datos, especialmente cuando se emplean otras fuentes externas de medida.

Etiquetado

Con el etiquetado se generan eventos referidos al tiempo de sincronización para ayudar a la selección de los datos de vuelo en forma de maniobras y partes de las mismas.

2.3.2.4 Aplicación de las calibraciones

A partir de los datos expresados en las Unidades de Adquisición y definido el rango de la conversión A/D se obtienen las medidas en las Unidades del Captador, que suelen ser una magnitud eléctrica como el Voltaje. Con la Curva de Transducción se obtiene el valor de las medidas en Unidades de Ingeniería.

La Curva de Transducción puede ser aproximada por:

- Una recta de regresión que dé el mejor ajuste.
- Interpolación lineal entre los puntos conocidos de calibración.
- Búsqueda en tabla.
- Polinomios de orden 'n'.
- Splines.

Los tipos de calibración empleadas pueden ser:

- Conjuntas (de fin a fin), con todos los elementos de la cadena de adquisición incluidos.
- Calibraciones acumulativas, donde se calibran los componentes por separado y se combinan para dar la calibración final.
- Aplicación de correcciones y cálculos estándar.

Las medidas obtenidas están referidas a unas condiciones que deben ser corregidas para su uso en el análisis. Pueden ser correcciones de errores sistemáticos, por error de posición,

como puede ser la corrección de medidas inerciales por la posición calculada del centro de gravedad al no coincidir con la posición del instrumento.

Hay muchas cálculos que pueden ser automatizadas en la fase de Proceso de Datos, ya sea porque estos cálculos son simples y están suficientemente estandarizados, ya porque son acordados previamente con los especialistas de Análisis y Reducción de Datos. Estos ayudan en la toma de decisiones al agilizar el tratamiento de datos entre vuelos y facilitar el seguimiento en tiempo real.

2.3.2.5 Tratar los retardos

En el proceso de medida y proceso se encuentran variables que presentan retardos mayores que en el resto. En algunos casos es posible identificar la magnitud del retardo y tomar medidas correctivas. Aunque pueda no ser aplicable a la presentación en tiempo real, sí es muy útil para el análisis posterior de los datos. Entre los casos más habituales se encuentran:

- Retardos de las líneas neumáticas de Pitot/Estática
- Retrasos en filtros (González & Wintz. 1987),
- Retrasos de Proceso

2.3.2.6 Validación de Datos

Esta es según Banks (1988) una función complementaria fruto de la disponibilidad de señales de estado de equipos y sensores, introducción de algoritmos de comprobación u otros. Permitirá al Ingeniero de Proceso proporcionar la lista de datos que se consideran válidos en cada vuelo y elaborar un plan de corrección de errores, tanto a nivel de equipos como de herramientas disponibles en la Estación de Tierra.

2.3.2.7 Reproducción y Presentación de los registros de vuelo y de telemetria

El seguimiento de Ensayos en Vuelo exige de herramientas hardware y software en la Estación de Tierra para:

La correcta **monitorización** de los parámetros y datos derivados de interés en la toma de decisiones durante el vuelo. Para ello puede haber:

- “Time histories”
- Diagramas cruzados “X-Y”

- Presentaciones en 3D
- Paneles de avisos y limitaciones
- Director de Vuelo 'Head Up Display'
- Indicación de actitudes del avión y ángulo de senda de vuelo.
- Posición sobre un Mapa
- Esquema funcional de los sistemas
- Presentación de umbrales admisibles en las gráficas para la detección rápida.
- Un **interfaz de uso de datos** cómodo y adecuado para que los Técnicos de Ensayos puedan extraer y explotar los datos convenientemente.
- Permitir la **reproducción del ensayo** a partir de los datos registrados en tiempo real. A veces es más fácil detectar posibles fallos con una visión de conjunto de la operación del avión en vuelo que con la simple observación de partes limitadas del ensayo en forma de Time Histories.

2.3.2.8 Entrega de los datos al entorno postproceso

El objetivo último es hacer disponibles los datos una vez procesados para el Análisis rápido y el detallado de las maniobras y los equipos ensayados. Serán la base de argumentación de las conclusiones y recomendaciones presentadas por el Equipo de Ensayos en Vuelo ante el cliente o promotor de los ensayos. Por ello se ha de acordar con el resto del equipo el formato en el que se proporcionan los datos, de forma que estos sean tratables en ordenador con las herramientas de software estándar definidas en el Plan de Ensayos.

2.3.2.9 Archivado histórico

La función de archivado y base de datos documental es importante para guardar registro de los vuelos realizados. Esta apoya el acceso a las evidencias logradas y presentadas en el Informe Técnico de los Ensayos en vuelo. Pueden ser el soporte para futuros programas y mejoras en las herramientas de análisis de datos de vuelo.

Esta base de datos irá acompañada de información relativa a:

- Identificación de la aeronave.
- Número de ensayo y fecha.
- Configuración de la masa y centro de gravedad.
- Estándar de avión y equipos.
- Cargas.
- Configuración de buses de aviónica.

- Configuración de la instrumentación de ensayos incluyendo los sensores, sus calibraciones, algoritmos empleados y datos relevantes a la misma.
- Definiciones, datos técnicos...

2.4 Deconmutación de datos

2.4.1 Introducción

La Codificación Pulse Code Modulation (PCM) forma parte del sistema de instrumentación y adquisición de datos concernientes a la operación del vehículo objeto de los Ensayos en Vuelo. Su función es proporcionar un vehículo de transmisión segura y fiable que facilite el envío a tierra, el registro y la restauración de los datos de vuelo.

2.4.2 Normativa aplicable

No existe una norma universal aplicable a todo el proceso de Medida y Adquisición de Datos. Inicialmente cada laboratorio Aeronáutico del Gobierno Norteamericano tenía estándares propios. Se agruparon y crearon el “*Inter-Range Instrumentation Group*” (**IRIG**) que ha ido unificando criterios y publicándolos en estándares comunes y documentos. Estos se han ido convirtiendo en norma pues el Gobierno Norteamericano ha forzado a fabricantes y proveedores a cumplir con los estándares publicados por IRIG.

Son de particular interés:

- **IRIG STANDARD 119** (Telemetry Applications Handbook, 2007). Este documento proporciona guías prácticas de aplicación para mejorar la compatibilidad y calidad del sistema de telemetría.
- **IRIG STANDARD 106** (Telemetry Standard, 2007). En él se definen las características a seguir por los distintos elementos. Incluye aspectos como el estándar de comunicaciones PCM, las frecuencias de emisión de trabajo, la potencia de emisión, el ancho de banda, los criterios de ruido admisibles según el tipo de transmisión de datos (nivel Señal/Ruido).

2.4.3 Codificación PCM

Los Sistemas de Adquisición que emplean el estándar PCM descrito en el “IRIG Standard–106” sirven para la Adquisición, Transmisión y Recepción de información

procedentes de sistemas físicos. Un Sistema de Adquisición basado en PCM consta básicamente de tres etapas:

1. Muestreo y multiplexado en el tiempo de los parámetros a medir.
2. Conversión Analógico / Digital de la señal eléctrica (Acha & Castro, 2002).
3. Elaboración de la Codificación PCM que permite encapsular la información digital anterior para ser registrada o transmitida por radio.

2.4.3.1 Muestreo, Multiplexado y Conversión A/D

Los Sistemas de Adquisición de Datos actuales son sistemas muestreados y multiplexados por asignación de los instantes en que se fracciona el tiempo. El sistema de adquisición asigna ordenadamente (multiplexado) a cada una de las distintas señales un instante de tiempo en el que se toma el dato (muestreo).

Según el tipo de muestreo el sistema de adquisición puede ser:

- Equimuestreado. Cuando la frecuencia con la que se muestrea cada señal es fija.
- No equimuestreado. Cuando la frecuencia es variable.

Según el instante de toma de muestra el sistema de adquisición este puede ser:

- De muestreo simultáneo. Cuando para todas las señales que se muestrean a la misma frecuencia el instante de la toma del dato es el mismo.
- De muestreo por intervalos. Cuando cada señal tiene asignado un instante de tiempo diferente para la toma del dato.

Por ejemplo, en el caso de tener cuatro señales en un sistema equimuestreado por intervalos, el tiempo que se asigna a cada una de las señales es $1/4$ del total.

A continuación se produce la conversión Analógico–Digital (A/D). Lo ideal sería disponer de un conversor por señal pero lo normal es realizar primero la multiplexación en el campo analógico y a continuación realizar la conversión A/D. Esta se realizará en un número limitado de conversores A/D, una vez agrupados los datos por determinadas características como el rango de medidas en Voltios, tipo de sensor, etc.

Cuando se digitaliza un parámetro se aproxima éste por un subconjunto de valores en los que se cuantiza la señal. Esto supone una discrepancia respecto al valor real, el Error de Cuantización, que en muchos casos no es despreciable. Este error está acotado superiormente

por la resolución del Conversor A/D, que es función del número de bits, de la ganancia de amplificación y del rango de entrada al conversor A/D.

Por ejemplo, sobre un rango de entrada de 5 Voltios a un conversor de 8 bits la resolución es de $1.95 \cdot 10^{-2}$ Voltios, mientras que si el conversor es de 16 bits la resolución es de $7.63 \cdot 10^{-5}$ Voltios. El conversor de 16 bits dará un Error de Cuantización menor.

En Aeronáutica se suele utilizar el conversor de 12 bits que representa bien la mayor parte de los fenómenos a estudiar. Para otras aplicaciones se dispone de conversores de mayor número de bits: 16, 21...

A partir de la conversión A/D se definen las “Unidades de Adquisición”: Es el valor del entero sin signo que representa a la medida del dato. El margen de variación es función del número de bits, en el caso de 12 bits éste va de 0 a 4095. Para convertir una señal analógica en digital, se requiere una técnica de *muestreo*, y después una *cuantificación*. En el receptor, el proceso inverso nos permite reconstruir la señal original.

En la técnica de **modulación de pulsos codificados PCM** descrita por Ruskam (1995b), (ver ilustración 5) la señal de entrada se *muestrea* a intervalos regulares, y el valor de cada pulso se cuantifica en niveles codificados en valores binarios, de n bits cada uno. Lo habitual es emplear 256 niveles codificados en 7 bits (128 niveles), más un bit de signo.

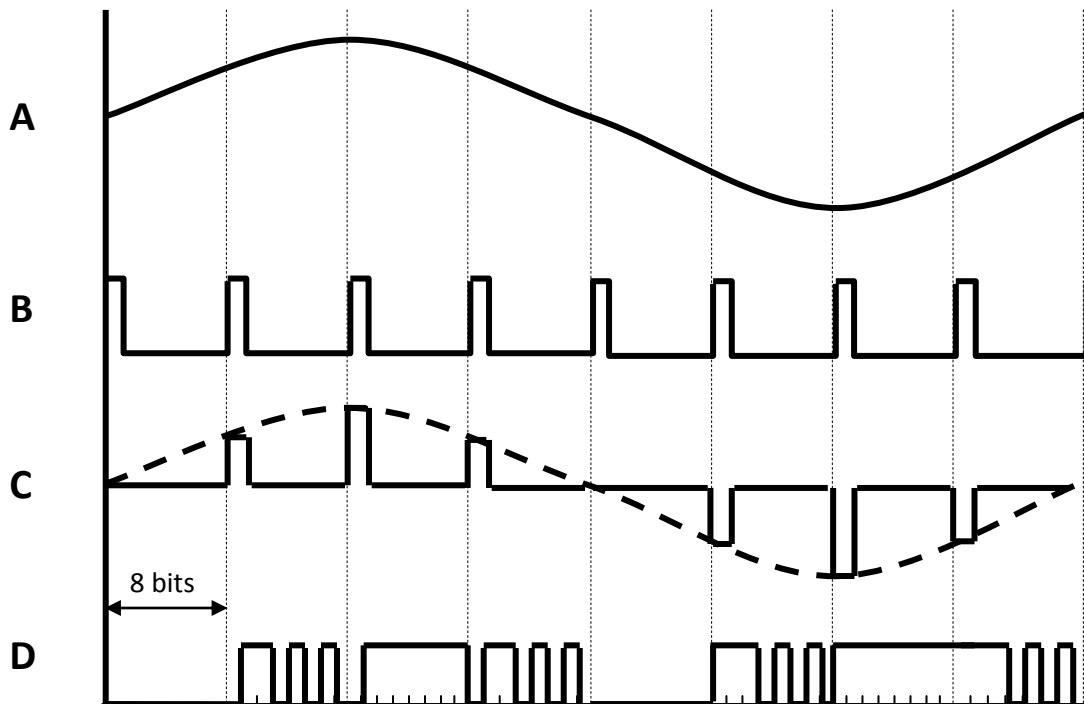
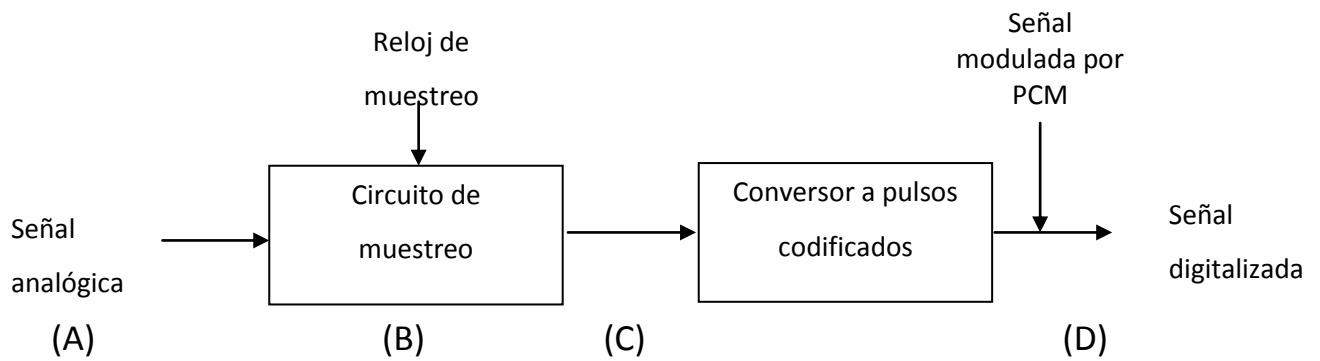


Ilustración 5: Ejemplo de digitalización de datos analógicos (extraída de Stallings 2000)

2.4.3.2 Modulación con portadora analógica

Se usan generalmente señales de alta frecuencia, por la menor sensibilidad al ruido.

Según Gruemberg (1967) Existen tres tipos de modulación básicos (ver ilustración 6):

1. Modulación de amplitud (AM), En su forma más sencilla, la portadora es modulada en base a dos estados posibles (1 y 0) con dos amplitudes diferentes.
2. Modulación de frecuencia (FM), necesita más ancho de banda, en una forma básica, la portadora es modulada a dos frecuencias distintas.
3. Modulación en fase (PM), La portadora, en su forma más básica, experimenta un cambio de fase de 180° que representa el cambio de información del bit 1 al 0.

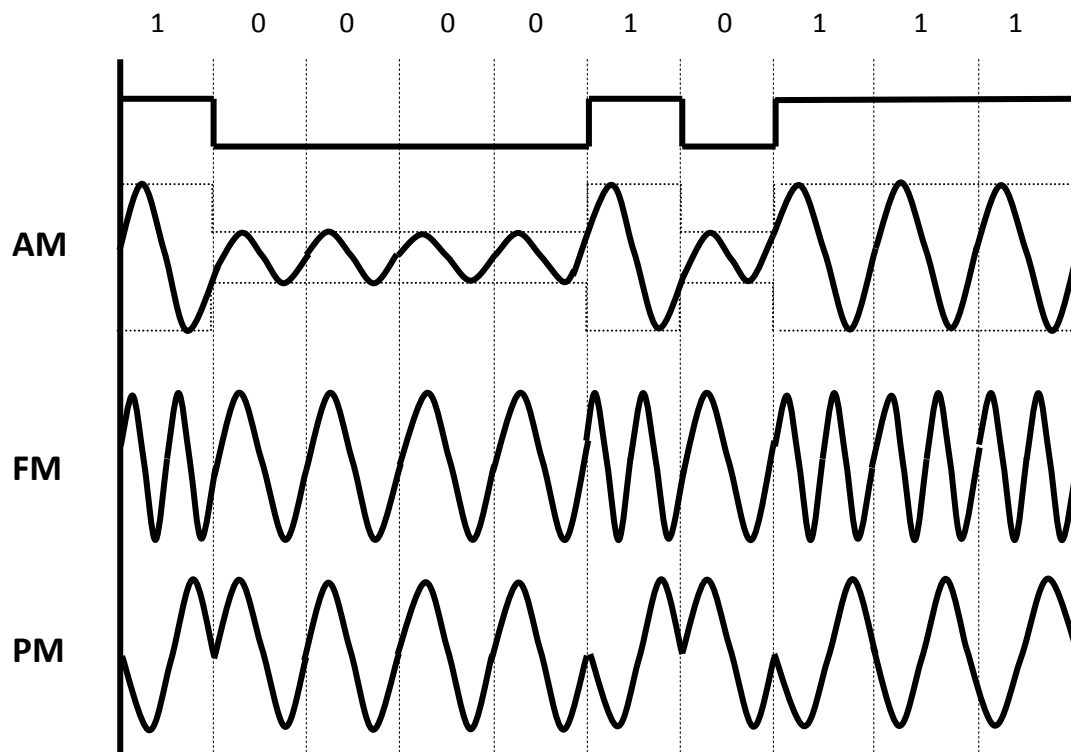


Ilustración 6: Tipos de modulaciones (extraída de Stallings 2000)

2.4.3.3 Ancho de Banda o Tasa de Bits

El Ancho de Banda o Tasa de Bits es un parámetro básico de los Sistemas de Adquisición de Datos basados en la Codificación PCM. Representa la capacidad del sistema para transferir la información digital a través de los canales de comunicación. Se expresa como el número de bits que puede transferir el sistema por unidad de tiempo.

La tasa de bits necesaria se determina conociendo:

1. El número de datos.
2. La frecuencia de muestreo de cada dato.
3. El número de bits del conversor A/D.

Los sistemas comerciales actuales son capaces de proporcionar tasas de bits de 20 Mbits/seg, por ejemplo el F18 utiliza 250 Kbits/seg y el SIVA 100 Kbits/seg. Salvo para el caso de ensayos específicos como el caso del radar o aplicaciones de estudios aeroelásticos, la Tasa de Bits supera con creces las necesidades de los Ensayos en Vuelo.

2.4.3.4 Codificación de la trama PCM

Una vez obtenidos los datos muestreados y digitalizados, de acuerdo con el estándar IRIG 106 la información se organiza en forma matricial denominada trama PCM. Esta trama se compone de “ciclos cortos” y “ciclos largos”.

- El “Subframe” o “Ciclo Corto” se define como la estructura de datos en la secuencia temporal desde el comienzo de la primera palabra del patrón de sincronismo de Ciclo Corto hasta el comienzo del siguiente patrón de sincronismo de Ciclo Corto.
- El “Frame” o “Ciclo Largo” contiene el número de ciclos cortos requeridos para incluir al menos una muestra de cada parámetro en el formato.

Con la “trama PCM” (ver ilustración 7) se construye la corriente serie síncrona PCM conteniendo la información de los ciclos cortos y largos. El último bit de cada palabra le sigue el primero de la siguiente palabra. No se incluye ningún tipo de marca de final de palabra. Al ser síncrona no puede haber ausencia de información.

La trama estará totalmente sincronizada, conociendo donde está el bit 0 y el último bit de cada palabra. Para facilitar el sincronismo y la detección de los ciclos cortos, se incluye en las primeras palabras de cada Ciclo Corto una secuencia pseudoaleatoria de N bits que es fácil de reconocer en la recepción, Palabras de Sincronización. El estándar IRIG 106 sugiere unas secuencias pseudoaleatorias en función del número de bits/Sincronización.

El método estándar para identificar los ciclos largos es el “Subframe Synchronization Method”. Mediante la inclusión de un parámetro especial en todos los ciclos cortos en una posición conocida del Ciclo Corto, denominado “Subframe ID” (SFID). Es un contador con un rango de variación conocido.

Según el tratamiento de las palabras estas se clasifican en:

- Conmutadas. Aquellas que aparecen una vez por Ciclo Corto.
- Superconmutadas. Aquellas que aparecen más de una vez por Ciclo Corto.
- Subconmutadas. Aquellas que aparecen menos de una vez por Ciclo Corto.

En el siguiente ejemplo se explican estos conceptos:

	Palabra																
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	
Ciclo Corto	0	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₀	P ₆	P ₈	P ₁	P ₂	P ₁₀	P ₁₄	P ₁	P ₁₈
	1	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₁	P ₇	P ₉	P ₁	P ₂	P ₁₁	P ₁₅	P ₁	P ₁₉
	2	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₂	P ₆	P ₈	P ₁	P ₂	P ₁₂	P ₁₄	P ₁	P ₂₀
	3	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₃	P ₇	P ₉	P ₁	P ₂	P ₁₃	P ₁₅	P ₁	P ₂₁
	4	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₄	P ₆	P ₈	P ₁	P ₂	P ₁₀	P ₁₄	P ₁	P ₁₈
	5	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₅	P ₇	P ₉	P ₁	P ₂	P ₁₁	P ₁₅	P ₁	P ₁₉
	6	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₆	P ₆	P ₈	P ₁	P ₂	P ₁₂	P ₁₄	P ₁	P ₂₀
	7	S ₁	S ₂	P ₁	P ₂	P ₃	P ₄	P ₅	Id ₇	P ₇	P ₉	P ₁	P ₂	P ₁₃	P ₁₅	P ₁	P ₂₁

Ilustración 7: Tabla PCM

En el esquema puede verse un Ciclo Largo de 128 palabras dividido en 8 ciclos cortos de 16 palabras cada uno. Se pueden distinguir:

- S₁ y S₂. Son las Palabras de Sincronización, dos por Ciclo Corto, con un contenido binario único.
- La columna 7, Id₀ a Id₇. Es la Palabra de Identificación de Subframe. Su contenido varía desde el valor 0 al 7.
- P₁ a P₂₁ son los parámetros. Ocupan el resto de las posiciones. La “distancia” (tiempo) entre ellos es constante para cada parámetro, cumpliendo así la condición de isocronismo del muestreo. Se clasifican como:
 - P₁ y P₂ están superconmutados, pues aparecen más de una vez por Ciclo Corto.
 - P₃, P₄ y P₅ están conmutados, pues aparecen una única vez por Ciclo Corto.
 - P₆ al P₂₁ está subconmutados, pues aparecen menos de una vez por Ciclo Corto.

Suponiendo para el ejemplo que:

- Una palabra del sistema anterior esté compuesta por 12 bits.
- La velocidad del sistema fuera 128 pal/seg (ó 1 Ciclo Largo /seg).

La tasa de emisión del sistema sería de:

$$128 \text{ pal/seg} \times 12 \text{ bits/pal} = 1536 \text{ bps}$$

Tasa que tiene que ser “soportada” o admitida por el siguiente elemento de la cadena, que puede ser el registro o la transmisión a Tierra. En la actualidad hay sistemas que soportan 200000 pal/seg.

2.4.3.5 Codificación binaria

Una vez se dispone de la corriente serie PCM. La forma en cómo se representan esos bits de datos es variada. Hay que distinguir entre:

- Symbol Rate, que es el número de cambios o eventos en la señal por segundo realizados para ser transmitidos.
- Bit Rate es el número de bits que se transmiten por segundo.

El estándar considera dos tipos básicos de codificación binaria, cada uno con sus variantes:

- NRZ. Non-Return-To-Zero (ver ilustración 8). En esta codificación el 0 y el 1 se suele representar bien por un nivel de voltaje físico preestablecido, bien por mantener o no mantener un nivel de voltaje.

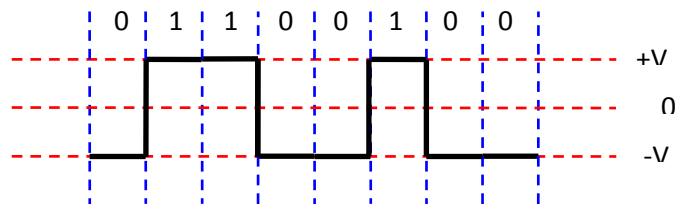


Ilustración 8: Señal NRZ

- Bi-Fase (ver ilustración 9). En cada nuevo bit se garantiza una transición de niveles. Cada bit de los datos originales se representa con dos estados lógicos que forman juntos un bit. El 1 se representa por dos eventos diferentes en la salida (10 ó 01) y el 0 se representa por dos eventos iguales en la salida (00 ó 11) (Symbol Rate frente a Bit Rate).

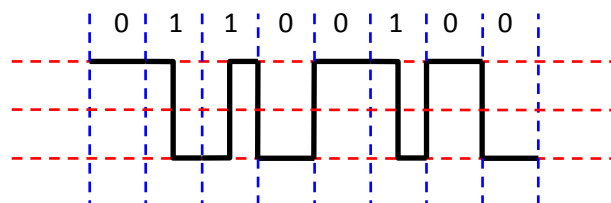


Ilustración 9: Señal Bi-fase

El NRZ por un lado, cuando se envían muchos 1 o muchos 0 seguidos no se producen transiciones. Esto hace difícil la recuperación del reloj y la sincronización. En cambio el Bi-Fase mejora la sincronización al asegurar que hay al menos una transición por cada bit de datos. Además el Bi-Fase presenta un voltaje de continua promedio cero, mientras que el NRZ no, lo que reduce la potencia de emisión de radio y minimiza el ruido electromagnético en las líneas de transmisión.

Por el contrario el Bi-Fase al duplicar la frecuencia de reloj necesita el doble de tasa de bits que el NRZ. Por ello el Bi-Fase producirá una ocupación espectral en la transmisión de radio, función de la tasa de bits, el doble del NRZ.

2.4.3.6 Transmisión entre equipos de la Corriente PCM

Una vez se dispone de una corriente PCM, con la codificación de bits que se considera oportuna, ha de ser transmitida a través de unos canales hacia los equipos que harán uso de la misma. Como es una corriente serie para esta función se puede emplear el estándar eléctrico de la RS-232 y RS-422 que es más inmune al ruido y permite mayor longitud de cable.

2.4.3.7 Filtro de Premodulación de la corriente PCM

De acuerdo con el estándar IRIG la transmisión por radio y registro de la Corriente PCM se hace en forma analógica. Dada la naturaleza de una señal digital, con escalones, presenta un número infinito de frecuencias, no permite el registro ni la transmisión analógica. Webster (1999) propone que para eliminar la alta frecuencia, la corriente serie PCM se debe filtrar con un filtro de Premodulación (ver ilustración 10) pasa bajos que tiene una respuesta de característica Bessel, con al menos 6 polos.

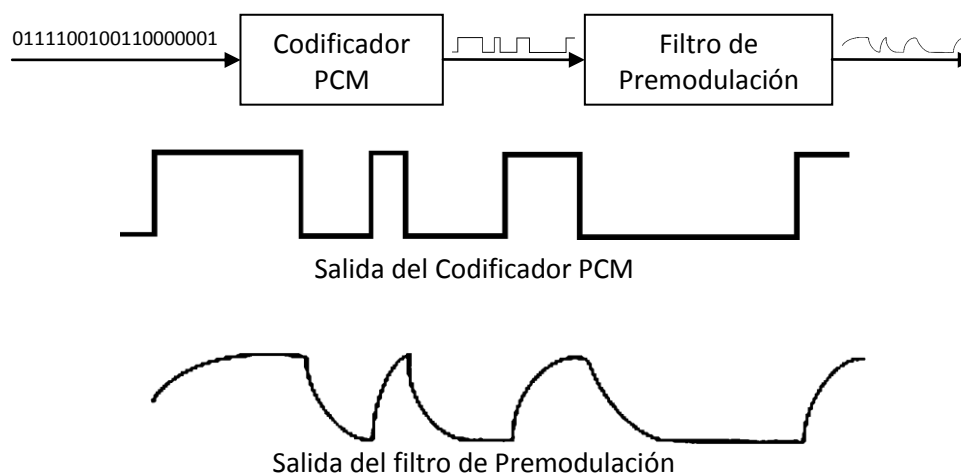


Ilustración 10: Premodulación en PCM

El filtro se diseña con una frecuencia de corte nominal de 0.7 veces la tasa de bit en la codificación binaria NRZ, y de 1.4 veces en el caso Bi-Fase.

2.4.4 Deconmutación o Restauración de los datos

Además del filtrado analógico, el enlace de comunicación generalmente distorsiona y corrompe la señal digital con varias formas de ruido e interferencias. La primera función de procesamiento de la señal es reconstruir la señal Codificada PCM con un mínimo de errores y extraer la información de tiempo, requerida para los procesamientos digitales. Esta crucial función de procesamiento de señal es realizada por el sincronizador de bit.

Una vez se dispone de los datos en Tierra, ya sea a partir de los radiorreceptores de teledemanda, ya sea a partir de la señal registrada, se ha de disponer de mecanismos de restauración de los datos en un formato entendible. La señal PCM obtenida es una réplica de la señal PCM distorsionada por el filtrado analógico, los ruidos e interferencias derivadas de la transmisión. Para ello se procede a las siguientes etapas:

2.4.4.1 Sincronización de bit

La sincronización de bit es la primera función de la restauración. El sincronizador de bit de teledemanda suele ser una unidad muy flexible, que puede acomodar un número diferente de códigos PCM: NRZ, Bi-Fase, en sus distintos tipos. En ella se pretende reconstruir a partir de la señal PCM transmitida la serie de bits que representa la Codificación PCM. La salida de la sincronización de bit son dos señales:

1. Una señal de reloj. Es casi periódica pura y define los momentos precisos en que deben considerarse los valores de los sucesivos bits reproducidos. La frecuencia de la señal de reloj no es inmutable porque debe ajustarse a las posibles variaciones del ritmo de bit recibido, que tienen su origen en variaciones anómalas del ritmo de emisión de la Unidad de Adquisición de Datos, de las características del transmisor y sobre todo de la velocidad de la cinta magnética en grabación y reproducción.
2. Una señal serie binaria tipo NRZ o Bi-Fase. Los equipos de sincronización de bit (ver ilustración 11) suelen tener la salida configurable.

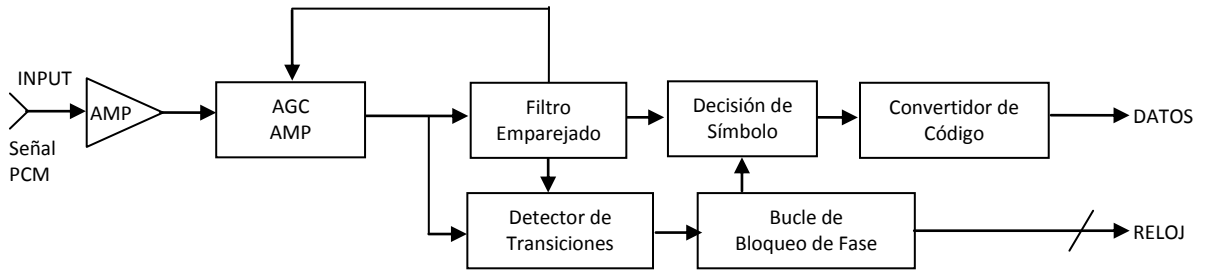


Ilustración 11: Diagrama funcional de sincronización de bit

El diagrama anterior es el del típico sincronizador de bit. Tiene una primera etapa de amplificación. En ella la ruidosa señal de entrada PCM es amplificada y mantenida a un circuito de control de ganancia automático para normalizar el nivel de la señal. A continuación se ramifica para:

- Obtener la información de tiempo a partir de la señal PCM. Para ello el Detector de Transiciones genera una señal impulsional cuyas conmutaciones están gobernadas por las transiciones detectadas en los datos de entrada. Esta señal impulsional dirige el Bucle de Bloqueo de Fase que actúa bloqueando la fase de un oscilador local. De esta manera se genera una señal de reloj cuya fase está relacionada con las transiciones detectadas en la señal original.
- Obtener la información binaria codificada NRZ o Bi-Fase a partir de la señal ruidosa (ver ilustración 12). En la mayoría de los sistemas de telemedida se asume que el entorno del ruido es gaussiano. Por ello la técnica de detección óptima utiliza un Filtro Emparejado, cuyo propósito es maximizar la relación señal/ruido y minimizar la probabilidad de que se reciban errores no detectados en una señal. La característica que distingue al Filtro Emparejado es el tipo de respuesta:

- Al salto escalón, que se aproxima por una rampa:

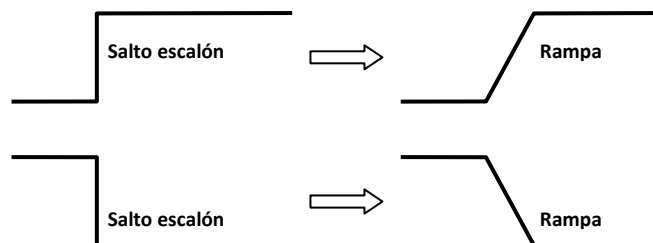


Ilustración 12: Respuesta del Filtro Emparejado al salto escalón

- Al impulso, que se aproxima por un pulso (ver ilustración 13):

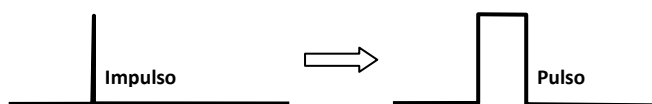


Ilustración 13: Respuesta del Filtro Emparejado al Impulso

El uso adecuado del Filtro Emparejado (ver ilustración 14) es hacer que el tiempo de subida sea igual al ancho del pulso, duración del símbolo, en un flujo de bits. Con esto se consigue que la relación señal-ruido máxima se produzca al final del periodo del símbolo.

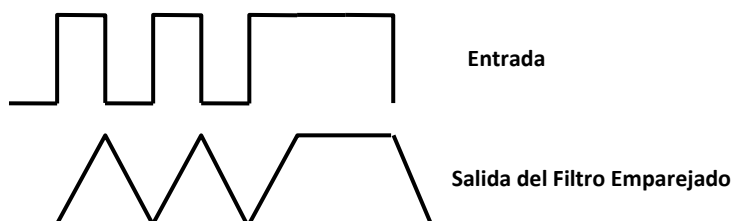


Ilustración 14: Filtro emparejado

La Decisión de Símbolo hace uso de las transiciones del reloj sobre la salida del Filtro Emparejado. Se toma una decisión de símbolo, nivel a mantener alto o bajo, en cada tiempo de muestra. El número de símbolos que ocupa un bit dependerá del código empleado: NRZ o Bi-Fase... Según se puede observar, el uso del Filtro Emparejado provoca que la salida tras la Decisión de Símbolo se desfase respecto a la entrada un ancho de pulso. La salida que produce, salvo errores, es la señal PCM en su codificación original.

A continuación se suele emplear un Convertidor de Código para obtener una salida PCM con el código, inversión de bits u otro formato de salida más adecuado para el siguiente elemento, el sincronizador de frame.

En la ilustración 15 se puede ver un ejemplo del proceso de reconstrucción de los datos PCM para una forma de onda PCM tipo NRZ definida en Astrom & Wittenmark (1988).

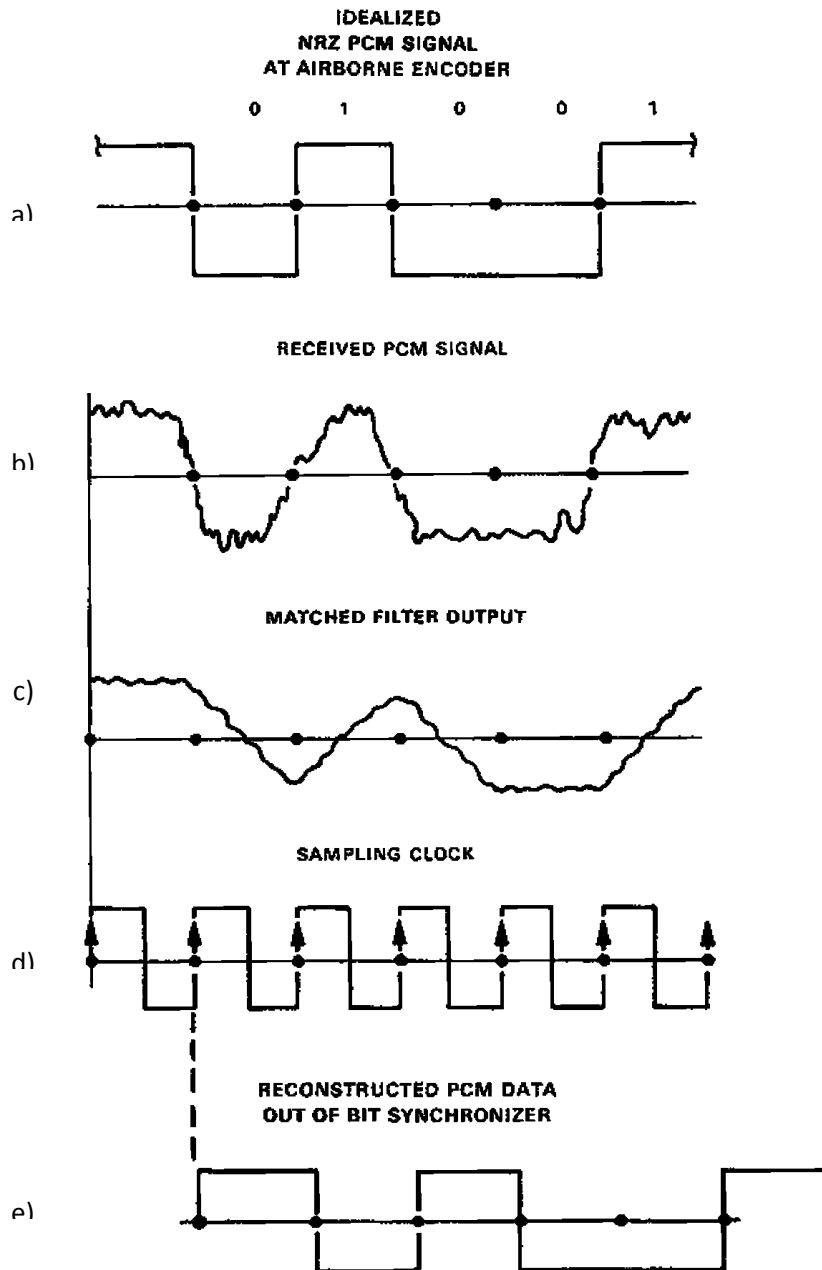


Ilustración 15: Pasos de la sincronización de bit (extraída de Strock. 1983)

Dónde:

- a) Señal PCM libre de ruido.
- b) Señal que se recibe contaminada por ruido.
- c) Señal producida por el Filtro Emparejado.
- d) Señal de reloj reconstruida.
- e) Señal PCM reconstruida, desfasada un ciclo de reloj.

La ejecución del sincronizador de bit es normalmente especificada en términos de probabilidad de error de bit (ver ilustración 16) como una función de la relación señal-ruido de la señal de entrada. La probabilidad de error de bit es tanto mayor cuanto menor es la relación señal-ruido. Esta puede ser calculada teóricamente para el caso de que el ruido sea blanco gaussiano, como se muestra en la figura siguiente:

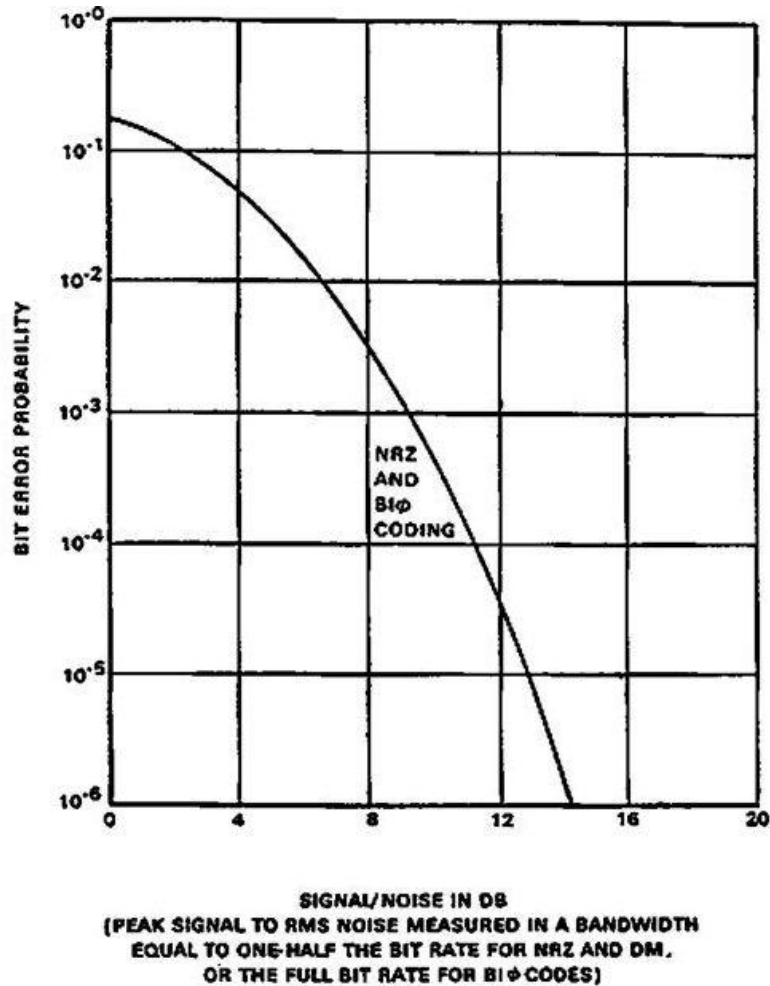


Ilustración 16: Probabilidad de error de bit en la ejecución teórica (extraída de Strock. 1983)

Una buena ejecución del sincronizador de bit puede aproximarse a la ejecución teórica dentro de aproximadamente 1dB. En un sistema de telemedida práctico, el sistema PCM es raramente ideal y la degradación adicional puede ocurrir debido a filtrados y la presencia de interferencias no gaussianas.

Otros parámetros que evalúan la calidad incluyen el principio de la sincronización y la habilidad de adquirir y detectar datos correctamente bajo condiciones de perturbaciones en la base de tiempos, que está relacionado con los códigos transmitidos, NRZ, Bi-Fase. Un sincronizador de bit comercial suele permitir al menos ocho códigos PCM diferentes y puede

ajustarse para acomodar señales PCM con un error predominante de la base de tiempos frente a los errores de ruido gaussiano (como suele ser típico de una salida de grabador de cinta). La salida principal de un sincronizador de bit es una cadena de datos PCM reconstruida junto con varias fases del reloj de tiempo. Generalmente, se suele ofrecer una segunda salida, con el código seleccionable, para su grabación en cinta.

2.4.4.2 Sincronización de frame de Ciclo Corto

La sincronización de frame con la señal serie binaria tipo NRZ o Bi-Fase que recibe ha de realizar las operaciones:

1. Buscar el patrón dado por las Palabras de Sincronización, secuencia pseudoaleatoria de N bits, que permite identificar el principio de cada Ciclo Corto.
2. Una vez detectado el sincronismo pasar al deconmutador cada subframe de datos que forma un Ciclo Corto, dado por un número de bits conocido que siguen al patrón.

Para detectar el patrón de sincronismo emplea un correlador digital (ver ilustración 17). Realiza la comparación, estima el error, y pasa la información a la lógica de sincronización. Por lo general se puede encontrar con errores en los bits del patrón y el resto de datos se presentarán como secuencias de bit aleatorias.

En la aproximación más básica del correlador se compara bit a bit el patrón conocido con la secuencia de bits recibidos en la corriente PCM serie. La salida del correlador es dada por la suma del número de coincidencias menos la suma del número de diferencias.

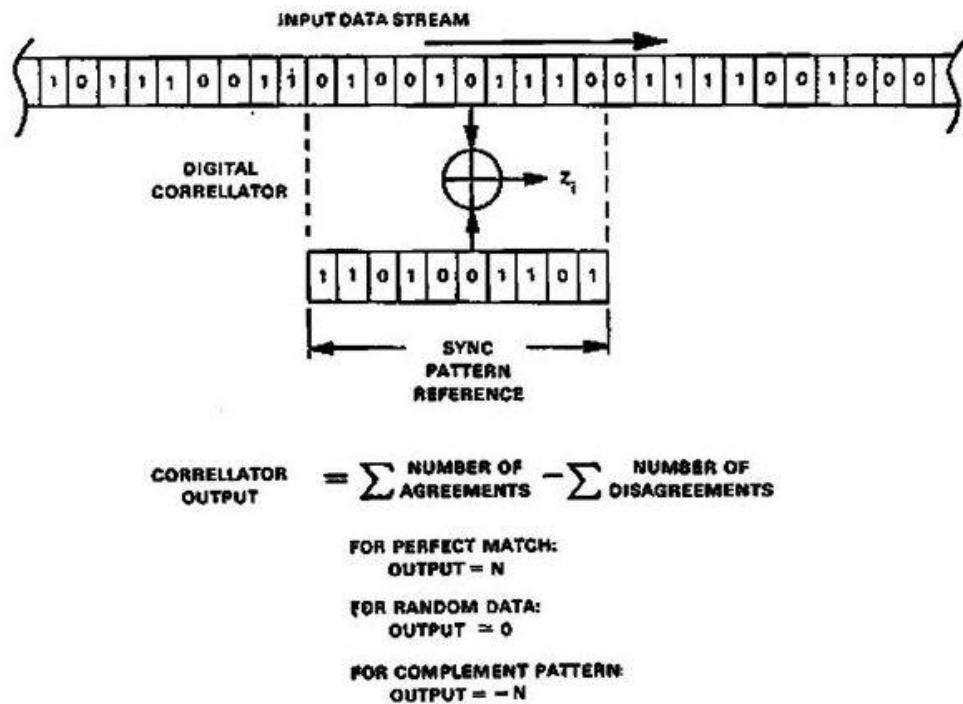


Ilustración 17: Correlador básico (extraída de Strock. 1983)

Al comparar pueden producirse las siguientes situaciones:

- a) Que el conjunto de bits de entrada correspondan con el patrón de sincronismo y no haya errores de bit en la comparación. En este caso el correlador digital proporciona una salida máxima. Puede suceder que sea salida mínima, valor negativo por entrada complementada (cambiados los 0 por 1 y los 1 por 0), en cuyo caso también puede quedar detectado el patrón de sincronismo.
- b) Que el conjunto de bits de entrada no corresponda con el patrón de sincronismo. Se espera que las secuencias sean aleatorias y que las coincidencias con el patrón se compensen con las discrepancias. La salida será aproximadamente cero.
- c) Que el conjunto de bits de entrada correspondan con el patrón de sincronismo y haya errores de bit en la comparación. En ese caso el correlador digital proporciona una salida menor que la máxima.

Se ha de definir un umbral de aceptación/rechazo en el dato que sale del correlador para declarar que el patrón de Sincronización ha sido detectado.

Una vez se ha producido la primera vez se adoptan nuevas estrategias. Estas se basan en el hecho de que el patrón se repite cíclicamente. Se pueden mencionar:

- Estrategia fija, en ella separa la sincronización en tres modos de operación distintos que una vez superados se suceden uno a otro:
 - Búsqueda. Durante la búsqueda el correlador busca un posible Patrón.
 - Verificación. Durante el chequeo fija el tamaño del subframe de Ciclo Corto para comprobar la ocurrencia periódica del mismo patrón. Se considera superado cuando ha encontrado un número definido de patrones de sincronismo.
 - Bloqueo. En el modo de bloqueo se permite al correlador el seguimiento examinando las coincidencias del patrón en ventanas de subframes. Se considera superado cuando en la ventana ha superado un número de subframes de Ciclo Corto válidos.

Quando falla alguna de las etapas se retornará al modo inmediatamente anterior.

- Estrategia adaptativa. En este caso durante el modo de Búsqueda, una vez detectado un candidato al patrón de sincronismo, se varía el umbral de aceptación/rechazo con el nuevo valor proporcionado por el correlador. Se mantiene en el modo Búsqueda durante un ciclo corto para intentar localizar un candidato mejor. Si se encuentra se reinicia el contador de ciclo corto y se actualiza el umbral de aceptación/rechazo pasando a los siguientes modos, Verificación y Bloqueo, de forma similar a la estrategia fija. En caso de regresar al modo Búsqueda por algún motivo se reinicia el umbral de aceptación/rechazo al valor inicial.
- Estrategia Burst. Se aplica para sincronizar formatos con estructuras de frame de longitud variable. En el modo Búsqueda el correlador busca de forma continua un posible patrón. Una vez detectado un patrón aceptable la lógica de sincronismo actualiza el contador de Bits por Subframe de Ciclo Corto y cambia el modo a Bloqueo, baipaseando el modo Verificación. Cuando detecta un patrón de sincronismo con errores por encima del límite aceptable la unidad pasa al modo Verificación, buscando un patrón de sincronismo aceptable. Cuando se encuentra uno vuelve al modo Bloqueo, cuando se alcanza el Fin de Subframe pero no se encuentra un patrón de sincronismo aceptable pasa a modo Búsqueda.

2.4.4.3 Deconmutador o Sincronizador de Ciclo Largo

El Deconmutador o Sincronizador de Ciclo Largo tiene como función recibir los bits que componen el subframe de Ciclo Corto y a partir de ellos el Deconmutador:

- Restaura la “trama PCM” en su formato matricial original.
- Deconmuta la “trama PCM”, para ello separa todas las palabras de las que se compone y las pone a disposición de otros sistemas.

Para ello busca dentro de cada Ciclo Corto, en la posición previamente establecida el Identificador de Subframe (SFID). Éste le permite interpretar en cada frame de Ciclo Corto a qué dato de la matriz de datos PCM corresponde cada palabra. Una vez se recorren todos los posibles valores del identificador de Subframe se ha completado un Frame de Ciclo Largo. En ese momento se han actualizado al menos una vez todos los datos de la Matriz PCM, incluyendo los parámetros submuestreados y supermuestreados.

Los sistemas PCM presentan una relativa capacidad de recuperación frente a fallos en el registro o la transmisión. Ante una eventual pérdida de información y por tanto una pérdida del sincronismo, el deconmutador relanza el proceso de sincronización, buscando de nuevo la secuencia de N bits de sincronismo. Normalmente se incluye entre los parámetros de la trama un contador de ciclos largos para determinar la cantidad de información perdida.

Los datos obtenidos a partir del Deconmutador se pueden explotar de diferentes formas:

- a) En la mayor parte de los casos actuales el Deconmutador forma parte de un ordenador, de forma que pone los datos en un formato entendible a disposición del software en la memoria del ordenador. Dada la gran versatilidad de estos sistemas y el gran número de periféricos esta información puede ser registrada en disco duro, puede ser distribuida a través de una red Ethernet...
- b) En otros casos puede interesar el procesar la información directamente, utilizando un formateador de salida de datos paralelo. Este pone a disposición del usuario el contenido de cada palabra seleccionada en un puerto paralelo con tantos bits como el tamaño de la palabra. Esta información paralelo se puede introducir en un ordenador, alimentar un conversor Digital/Analógico...

2.5 SICANT

Como metodología científica, para facilitar la búsqueda de vías de solución al problema del envío de más muestras por segundo de determinados parámetros en momentos críticos, conforme nos sugiere Spizzer (2001) en cuanto a ampliación del rendimiento hardware, nos ayudamos de la instalación del hardware del SICANT “Sistema INTA de Control de Aeronaves No Tripuladas” De la Parra y Ángel (2002).

SICANT (ver ilustración 18), nos aporta la información de los **sensores**, dispositivos con la capacidad de detectar magnitudes físicas (presiones, ángulos, aceleraciones, velocidades angulares...etc.), transformadas en variables eléctricas.

La información de estos sensores llega al **ordenador embarcado** según Rally et al. (1983), el cual nos aporta la función más importante; la capacidad de procesado de la información proveniente de los sensores, así como la gestión de las comunicaciones. Todas las propuestas en las que se fundamenta esta tesis doctoral, está diseñada en la programación software de este elemento, y la problemática que presenta las limitaciones que tiene, como la ausencia de almacenamiento, y la gestión de interrupciones en un sistema en tiempo real. Por tanto, podríamos definirlo como el elemento más importante del SICANT.

Todas las propuestas definidas, generan unos datos, que van a contribuir a la búsqueda de la solución más óptima en postproceso de datos y para evaluar la caracterización de la aeronave, que es exactamente lo que busca la investigación de esta tesis, pero también y no menos importante que el estudio del postproceso, es que estos datos generados por el ordenador embarcado, decidirán en forma de **cadena de demanda**, la producción del movimiento de los actuadores de la aeronave como los alerones, elevones o el control de la potencia del motor entre otros.

Por último, SICANT aporta la especificación de las **comunicaciones**, por un lado, entre sensores y ordenadores embarcados, pero en lo que más afecta este punto, es la existente entre la aeronave y la estación de tierra utilizando un Radio Módem a través de los puertos serie del ordenador embarcado.

SICANT se puede descomponer en los siguientes elementos según Sánchez et al. (2011):

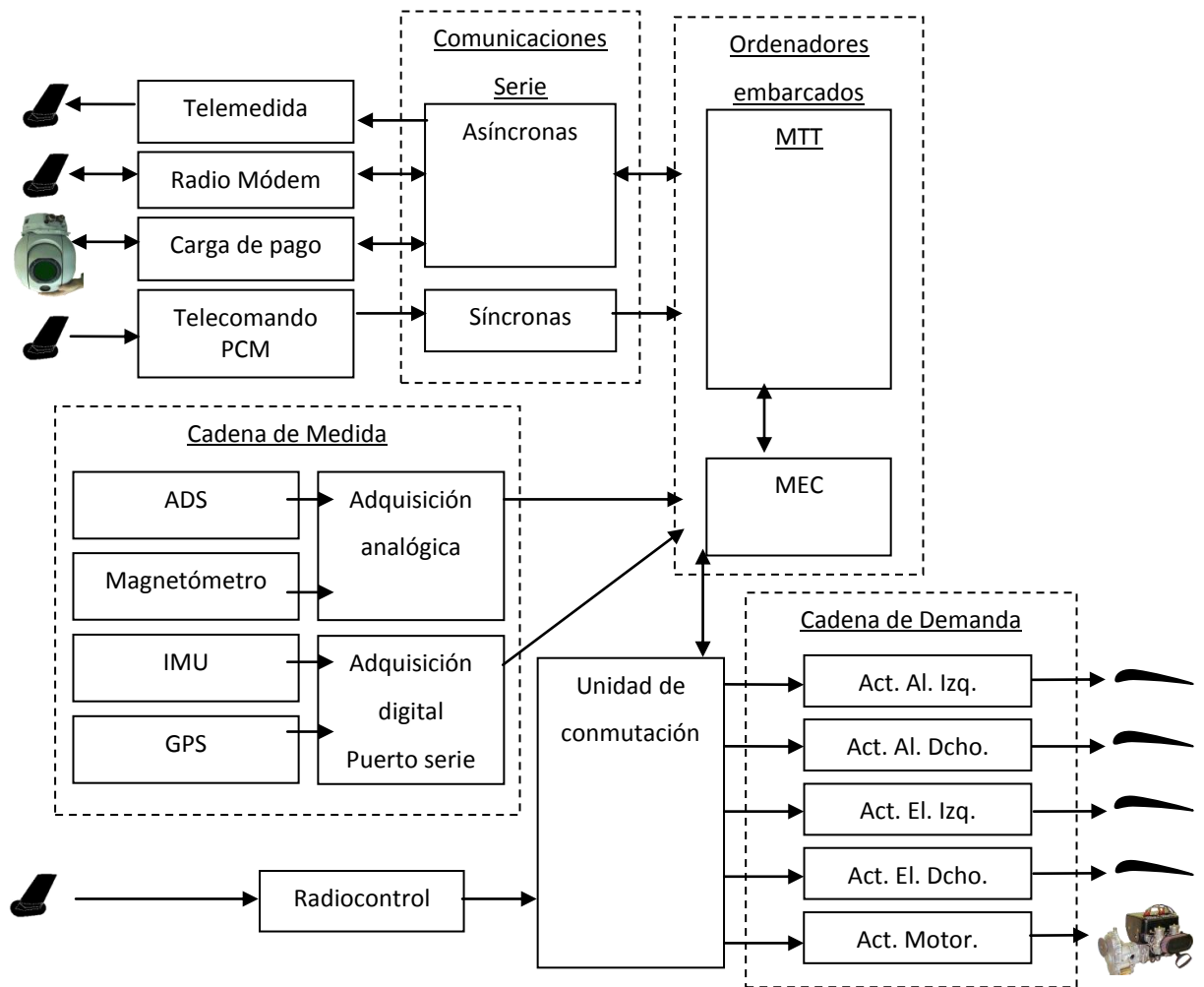


Ilustración 18: Elementos que componen el Hardware del SICANT

2.6 Sensores

Los distintos sensores con los que cuenta el SICANT los agrupamos en los siguientes subconjuntos, atendiendo al tipo de dato que proporcionan:

- Sensores analógicos
 - Sistema de Datos Aire (ADS)
 - Magnetómetro
- Sensores digitales
 - Unidad de Medida Inercial (IMU)
 - Sistema de Posicionamiento Global (GPS)

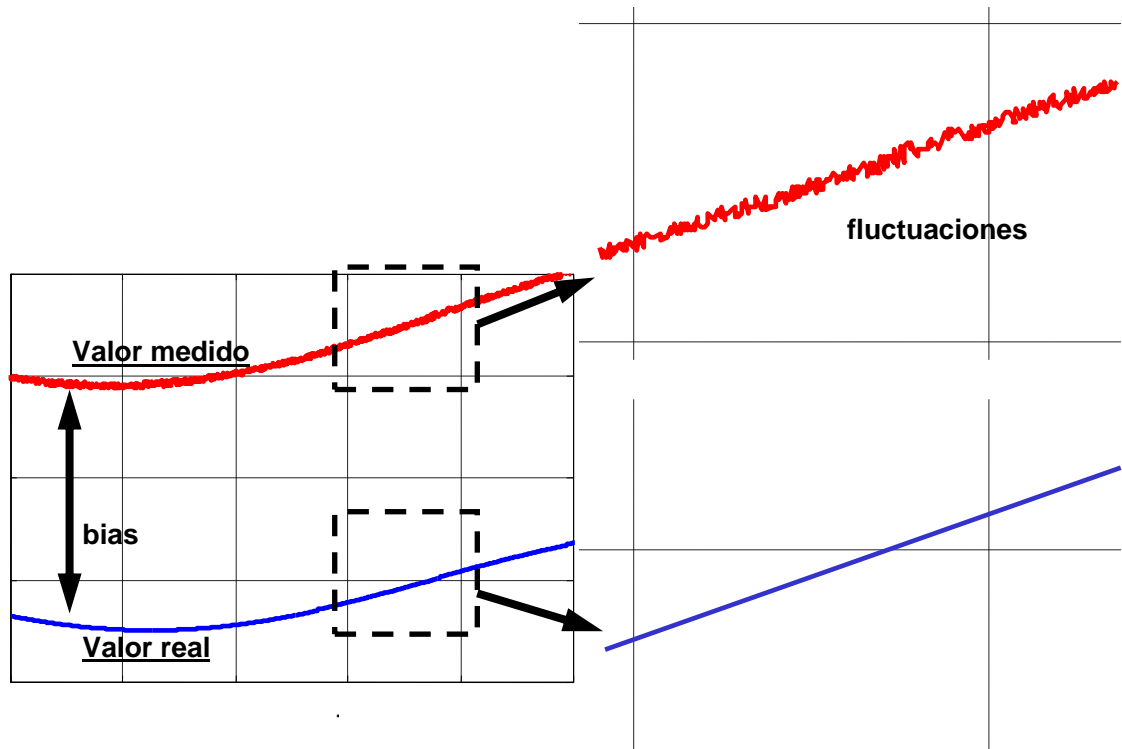


Ilustración 19: Errores en la Medida

No existe la medida perfecta, siempre habrá una diferencia entre el **valor medido** y el **valor real**, que denominamos error de medida (ver ilustración 19).

Se pueden distinguir distintas fuentes de error. En primer lugar podemos observar:

- Desviaciones que son aproximadamente constantes o con una variación lenta. A estas desviaciones las denominamos “bias”.

- Fluctuaciones que se observan una vez descontados los “bias”. En el mejor de los casos estos son de carácter aleatorio.

Durante la fase de Prevuelo hay un tiempo denominado “Calibración” que se dedica al cálculo de los “bias” de todas y cada una de las medidas proporcionadas por los sensores. Durante ese período los sensores de la aeronave deben mantenerse lo más estables posible, puesto que se trata de un estado de referencia conocido. Por ello la aeronave no debe estar sometida a ninguna influencia externa como movimiento, apoyarse en ella u otras causas.

Sistema de Datos Aire (ADS)

El Sistema de Datos Aire (ADS) obtiene las medidas de las variables físicas relacionadas con el estado del flujo de aire que circunda a la aeronave (ver ilustración 20):

- **Presión estática.** La medida de la presión estática está relacionada con la altitud-presión de la aeronave.
- **Presión de impacto.** La medida de la presión de impacto está relacionada con la velocidad de la aeronave respecto al aire circundante (Velocidad Aerodinámica). Debido a que la aeronave se mueve con una velocidad respecto al aire se puede medir una presión, denominada **Presión total**, que es superior a la presión estática. La presión de impacto es la diferencia entre la presión total y la presión estática:

$$\text{Presión de impacto} = \text{Presión total} - \text{Presión estática}$$

- **Ángulo de ataque.**
- **Ángulo de resbalamiento.**

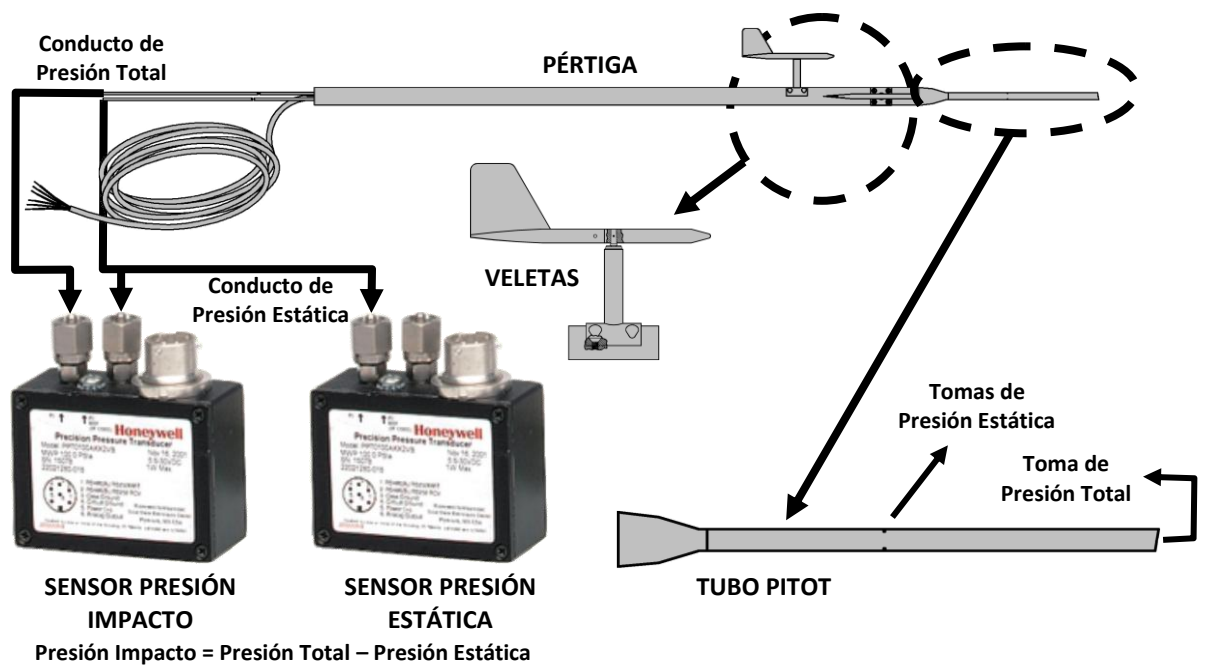


Ilustración 20: Componentes del ADS

Los elementos que el SICANT dispone para medir estas variables son:

- **Pértiga** (Space Age Control Mini air data boom 100400). La pértiga permite tomar medidas en una posición donde el aire no está tan perturbado como junto a la superficie de la aeronave. Incluye:
 - Un tubo Pitot. En él se encuentran unos orificios que forman parte de la “Toma de Presión Estática” y en el frente la “Toma de Presión Total”. Una **limitación** del sistema elegido es que el tubo Pitot no incorpora calefacción. En caso de darse condiciones atmosféricas de formación de hielo este puede acumularse y tapar los orificios del tubo Pitot, invalidando las medidas de presión. Durante la “Calibración”, en la fase de Prevuelo, ha de estar protegido por un capuchón que permita mantener las condiciones de presión lo más estables posibles.
 - Veletas de ángulo de ataque y ángulo de resbalamiento. Son sensores que exigen que la alimentación eléctrica continua tenga un voltaje muy estable. Durante la “Calibración” deben estar protegidas con un elemento opcional que las mantiene lo más alineadas posible con la pértiga.
- **Conductos de presión.** Incluyen los tubos y todos los elementos de fijación, bifurcación y transmisión de la presión desde las tomas del tubo Pitot hasta los sensores de presión. La estanqueidad de todo el sistema es importante. Cuando

se producen fugas, la medida de presión es inválida. En labores de mantenimiento se deberán emplear en el montaje productos sellantes.

- **Sensor de Presión Estática** (Honeywell PPT015-1A-XN-2V-B) Da la medida de Presión Estática en forma analógica. Se conecta el conducto procedente de la toma de Presión Estática del Tubo Pitot. El rango es de 0 a 15 psi (0 a 1020mbar), desde el vacío hasta unos 173 m. debajo del nivel del mar.
- **Sensor de Presión de Impacto** (Honeywell PPT001-1D-XX-2V-B) Da la medida de Presión de Impacto en forma analógica. Se conectan los dos conductos procedentes de del Tubo Pitot. El rango es de 0 a 1 psi (0 a 68mbar), equivale a nivel de mar a una velocidad entre 0 y 116 m/s (418 Km/h).

Magnetómetro (Applied Physics Systems 536)

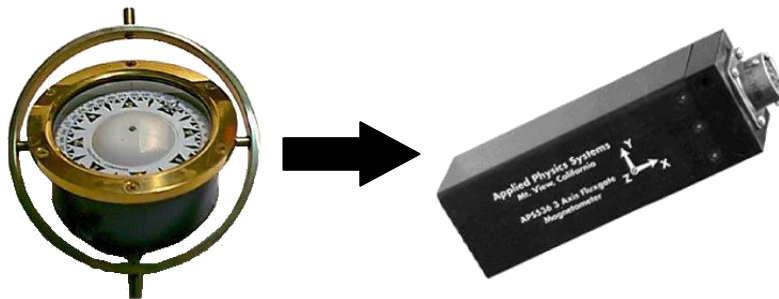


Ilustración 21: Magnetómetro

Es el equivalente moderno de la brújula tradicional (ver ilustración 21). El magnetómetro proporciona la medida de la dirección e intensidad del campo magnético terrestre en formato analógico.

Le afecta la presencia de imanes y materiales ferromagnéticos. Por ello es importante su ubicación en la aeronave y la selección de los materiales que le circundan.

Unidades de Medida Inercial (IMU)

IMU1



IMU2



Ilustración 22: Unidades de Medición Inercial

Las Unidades de Medida Inercial (IMUs) proporcionan medidas de aceleración (acelerometría) y velocidad angular de la aeronave (giróscopo) y opcionalmente ángulos de balance y cabeceo (giróscopo de vertical) según se pueden ver ejemplos en Buckreuss (1994), Kennedy (1988), Kirk (1975) y Zaugg et al (2008).

Es un sistema con un alto nivel de responsabilidad del que depende en gran medida la integridad de la aeronave (ver ilustración 22).

El SICANT cuenta con dos IMUs:

1. IMU1, el giróscopo es de tecnología láser y proporciona medidas de ángulos.
2. IMU2, el giróscopo es de estado sólido y da menos precisión. Se emplea como sistema de seguridad para el caso de fallo de la IMU1.

Receptor GPS

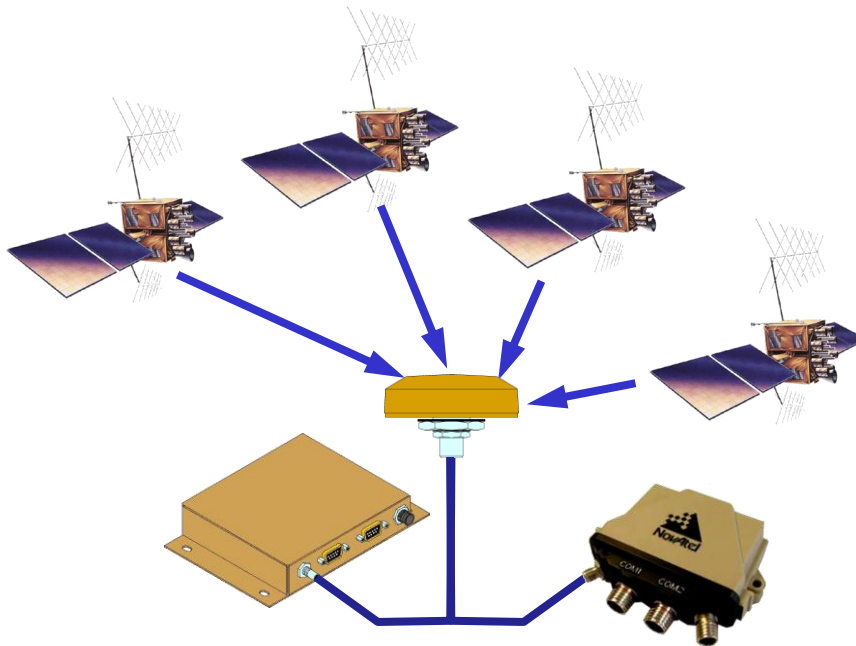


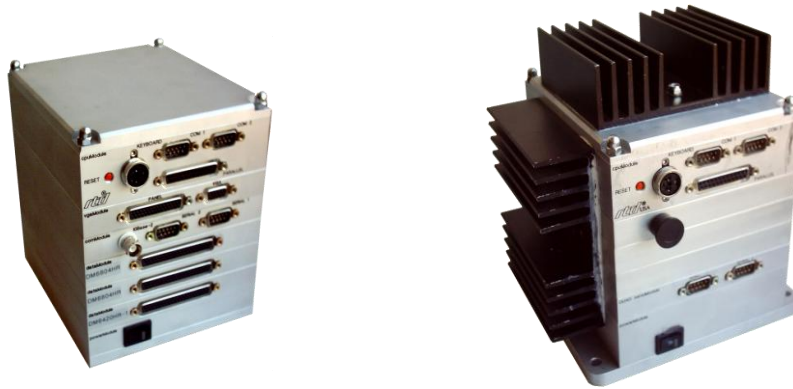
Ilustración 23: Sistema de recepción GPS

El Receptor GPS (ver ilustración 23) proporciona medidas de posición y velocidad de la aeronave respecto a Tierra. El principio de las medidas basada en GPS se basa en la medición de las distancias a los satélites de la constelación GPS, cuya posición es conocida. El Sistema de satélites GPS proporciona unos datos denominados efemérides que permiten conocer la posición de los satélites en cada instante.

El sistema de satélites también proporciona una medida del tiempo muy precisa que es la base para el cálculo de distancias. Cada satélite envía su identificador y una etiqueta del tiempo en que emite su señal. Cuando se recibe se mide el tiempo de recepción y por comparación entre los dos tiempos se puede calcular la distancia. Se precisan al menos 4 satélites para localizar con precisión la aeronave en el espacio.

2.7 Ordenadores Embarcados

2.7.1 Ordenadores Embarcados del SICANT



Módulo de Estimación y Control (MEC)

Módulo de Telemetria y Telecomando (MTT)

Ilustración 24: Ordenadores Embarcados del SICANT

Los Ordenadores Embarcados (ver ilustración 24) que incluye el SICANT son:

- El Módulo de Estimación y Control (MEC)
- El Módulo de Telemetria y Telecomando (MTT)

2.7.2 Módulo de Estimación y Control (MEC)

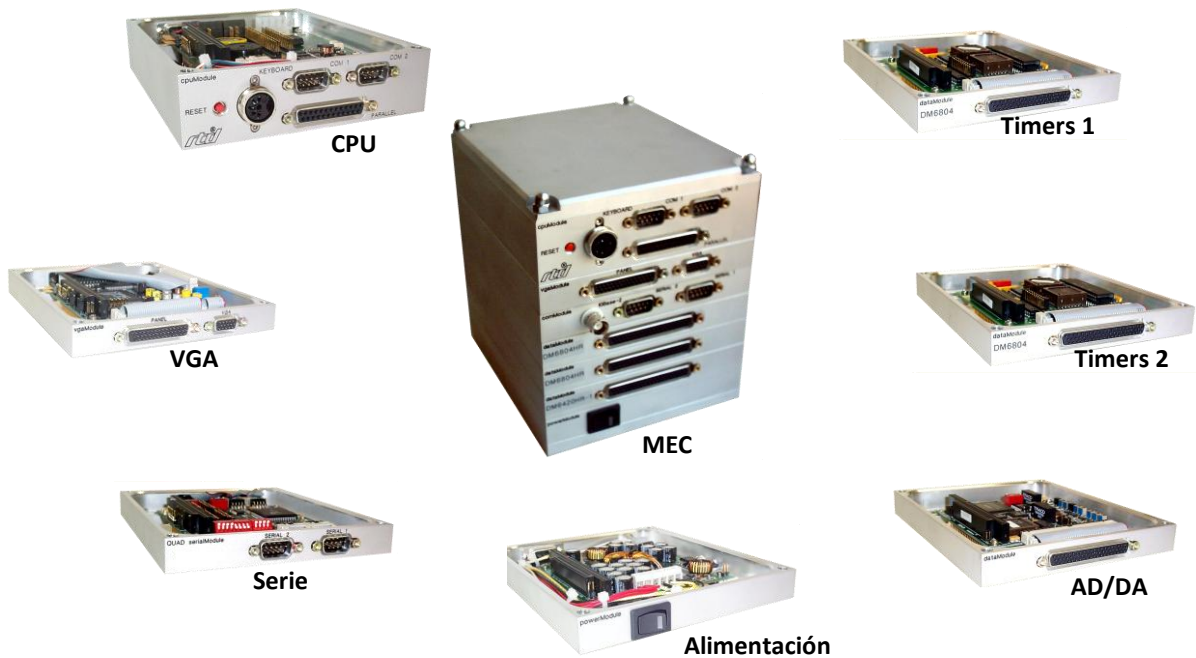


Ilustración 25: Componentes del Módulo de Estimación y Control (MEC)

Los componentes del Módulo de Estimación y Control (ver ilustración 25) son:

- Tarjeta CPU. Esta tarjeta incluye el microprocesador, dos puertos serie, uno paralelo y una conexión de teclado. Incorpora el software del sistema operativo, el núcleo de tiempo real y el software estimación y control del SICANT que se comunica con el resto de elementos. El puerto COM1 se comunica con el Módulo de Telemedida y Telecomando (MTT) y el puerto COM2 con la IMU2.
- Tarjeta de comunicaciones serie. Esta tarjeta añade funciones de comunicación a través de 4 puertos serie. El puerto Serial1 (COM3) se comunica con el receptor GPS y el puerto Serial2 (COM4) se comunica con la IMU1. Opcionalmente puede incluir un puerto Ethernet con conector tipo BNC, actualmente no se conecta.
- Tarjeta de Timers 1. Esta tarjeta se encarga de producir las señales de demanda del SICANT para los actuadores. Se comunica con la Unidad de Conmutación.
- Tarjeta de Timers 2. Esta tarjeta se encarga de leer de la Unidad de Conmutación las señales que el piloto de Radio Control con las que está gobernando a la aeronave cuando se encuentra en comando con el modo de Radio Control.
- Tarjeta AD/DA. Esta tarjeta tiene dos tipos de comunicación:
 - Adquisición analógica de las medidas del Magnetómetro y del Sistema de Datos Aire.
 - Intercambio de datos digitales con la Unidad de Conmutación. Con ellos se establece el protocolo que permite que o bien el SICANT esté en comando o bien el piloto de Radio Control.
- Tarjeta VGA. Esta tarjeta no es necesaria para el vuelo, sólo se emplea durante el mantenimiento del hardware/software del MEC.
- Tarjeta de alimentación. Esta tarjeta permite alimentar el resto de tarjetas del MEC a través del bus común. Se conecta a la alimentación que le proporciona la aeronave.

2.7.3 Módulo de Telemedida y Telecomando (MTT)

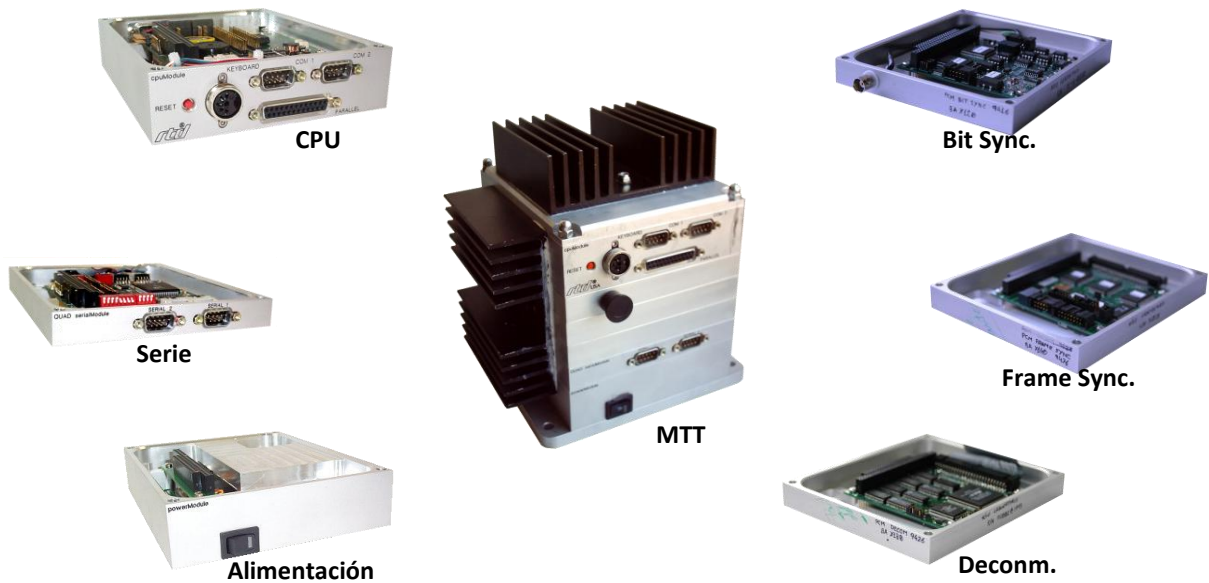


Ilustración 26: Componentes del Módulo de Telemedida y Telecomando (MTT)

Los componentes del Módulo de Telemedida y Telecomando (ver ilustración 26) son:

- Tarjeta CPU. Esta tarjeta incluye el microprocesador, dos puertos serie, uno paralelo y una conexión de teclado. Incorpora el software del sistema operativo, el núcleo de tiempo real y el software Telemedida y Telecomando del SICANT que se comunica con el resto de elementos. El puerto COM1 se comunica con el Ordenador de Control del Lanzamiento LCC a través del Radio Módem y el puerto COM2 con el Módulo de Estimación y Control (MEC).
- Tarjeta de comunicaciones serie. Esta tarjeta añade funciones de comunicación a través de 4 puertos serie. El puerto Serial1 (COM3) se comunica con la Carga de Pago (Cámara) y a través del puerto Serial2 (COM4) envía los datos relevantes del SICANT a la Telemedida. Opcionalmente puede incluir un puerto Ethernet con conector tipo BNC, actualmente no se conecta.
- Conjunto de tarjetas para la recepción del Telecomando PCM (Pulse Code Modulation):
 - Tarjeta Sincronizadora de Bit (“Bit Synchronizer”)
 - Tarjeta Sincronizadora de Bloque de Bits (“Frame Synchronizer”)
 - Tarjeta Desconmutador (“Deconmutator”)

- Tarjeta de alimentación. Esta tarjeta permite alimentar el resto de tarjetas del MTT a través del bus común. Se conecta a la alimentación que le proporciona la aeronave.
- Hay que hacer notar que este ordenador incorpora dos grandes disipadores de calor, así como una tarjeta de alimentación de mayor potencia que la del MEC. Las tarjetas dedicadas a la recepción del Telecomando PCM demandan bastante potencia eléctrica y la disipan en forma de calor. Esta situación es especialmente crítica en casos de exposición de la aeronave al sol y sin ventilación. Se puede producir cuando la aeronave se encuentra con los equipos alimentados en el campo de vuelo durante períodos prolongados, como puede ser durante el procedimiento de Prevuelo. En estas circunstancias puede ser obligatorio el uso de medios externos que fuercen la ventilación de la bahía de equipos embarcados.

2.8 Cadena de Demanda

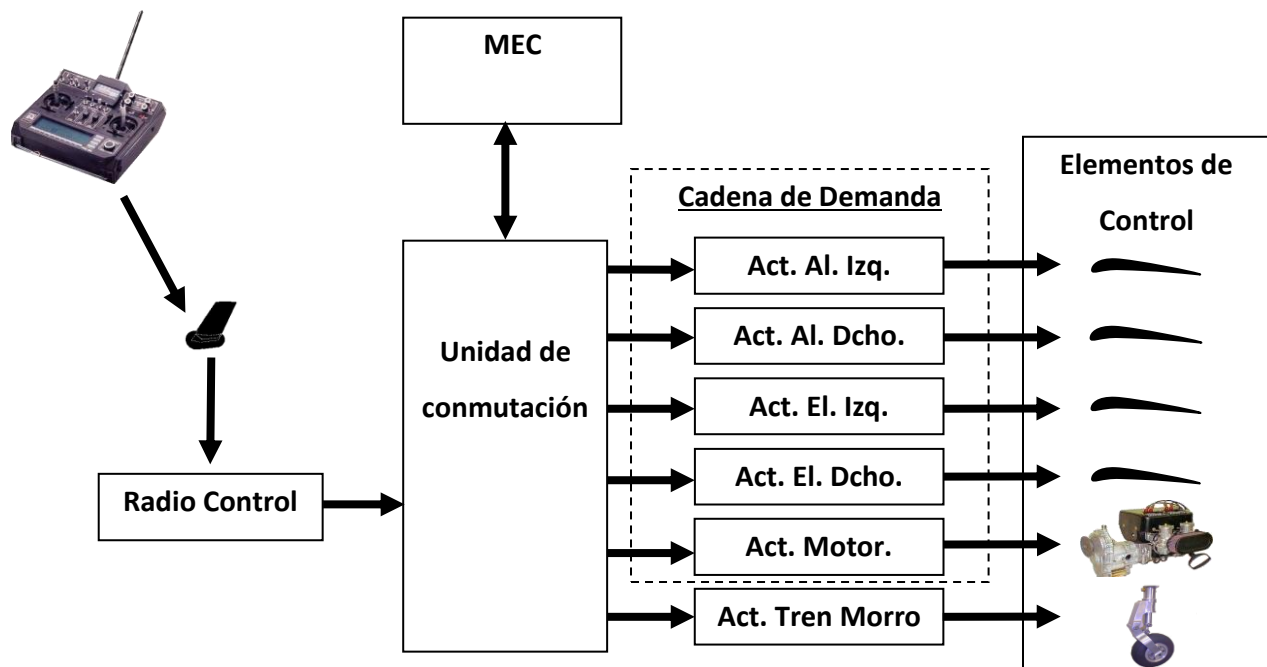


Ilustración 27 Cadena de Demanda.

La función de la Cadena de Demanda (ver ilustración 27) es producir el movimiento de los Elementos de Control de la aeronave definidos por Torenbeek (2010):

- Superficies de control aerodinámico :
 - Alerones, uno en cada semiala.
 - Elevones, una en cada una de las superficies de cola.
- Control de potencia del motor.
- Control de la orientación de la rueda de morro.

En la aeronave hay dos sistemas que actúan independientemente sobre los Elementos de Control:

- El Sistema de Radio Control, similar a uno de aeromodelismo y que actúa sobre todos los elementos de control. Su uso está limitado a un entorno cercano a la estación de tierra.
- El SICANT que, a diferencia del Sistema de Radio Control, actúa sobre todos los elementos de control salvo la rueda de morro.

Dentro del SICANT sólo se consideran los servo-actuadores salvo el de rueda de morro, aunque se van a describir sus relaciones con la Unidad de Conmutación y la importancia de los Elementos Mecánicos de transmisión del movimiento.

2.8.1 Unidad de Conmutación

La Unidad de Conmutación es un sistema que no se incluye formalmente en el SICANT, pero tiene una gran interacción con el mismo y un alto nivel de responsabilidad en la seguridad en vuelo de la aeronave.

Permite el pilotaje alternativo por Radio Control o por el SICANT.

La cesión del control al SICANT se realiza:

- Por acción del piloto de Radio Control en su radio, previa autorización desde la Estación de Control.
- Automático, cuando se pierde el enlace radio con el piloto de Radio Control.

La cesión del control al piloto de Radio Control se realiza:

- Por acción del piloto de Radio Control en su radio, retomando el control.
- Automático, cuando se restaura el enlace radio entre el piloto de Radio Control y la aeronave sin que el piloto haya cedido previamente el control.

Permite informar al SICANT de las acciones que demanda el piloto de Radio Control a la aeronave cuando está en el modo de Radio Control. Es un elemento opcional previsto para permitir una transferencia del control al SICANT suave, aunque actualmente se cuenta con la información procedente de la Cadena de Medida para realizar la misma función.

2.9 Comunicaciones

2.9.1 Introducción a las Comunicaciones del SICANT

Entendemos aquí según Herrera y De la Parra (2010) todas aquellas comunicaciones, que el sistema SICANT mantiene con el resto de sistemas de la aeronave y externos a la misma, distintas de aquellas que mantiene con los sensores (ver ilustración 28).

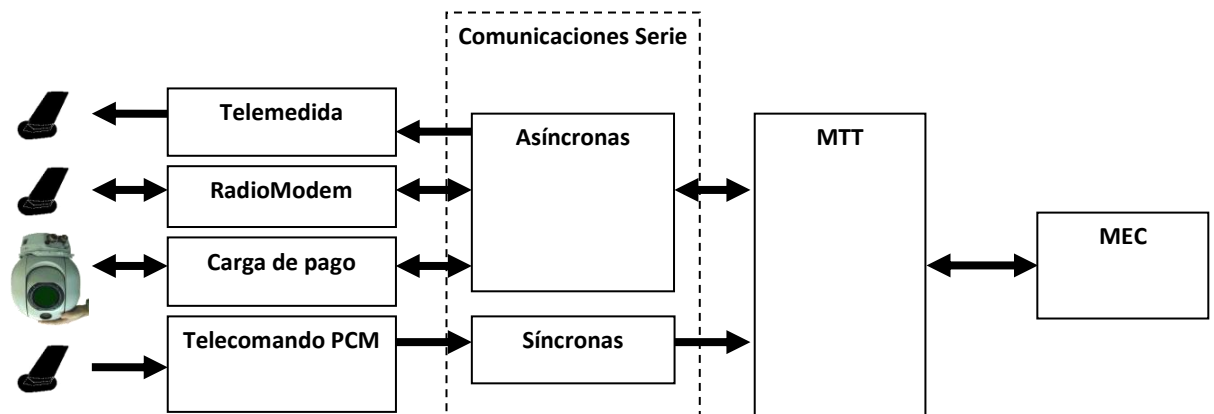


Ilustración 28 Comunicaciones del SICANT

Las Comunicaciones que el SICANT establece son de tipo serie digital. Se clasifican en dos tipos:

- Sincronas. Se caracterizan porque el envío de datos se produce de forma regular con una frecuencia fija. Se ha de enviar el conjunto de datos, aunque este no tenga sentido en un momento determinado. Por ello se introducen datos dedicados al establecimiento de un protocolo de validación de los datos enviados. El SICANT sólo cuenta con una comunicación de este tipo:
 - Con “Telecomando PCM”.
- Asíncronas. Se caracterizan porque la transferencia de datos se produce cuando hay un conjunto de datos disponible para enviar. El SICANT cuenta con las siguientes comunicaciones de este tipo:
 - Con la telemedida.
 - Con el Ordenador de Control del Lanzamiento (LCC) a través de un Radio Módem.
 - Con la Carga de Pago.
 - Internas entre el Módulo de Telemedida y Telecomando y el Módulo de Estimación y Control.

2.9.2 Comunicaciones Serie Síncronas (Telecomando PCM)

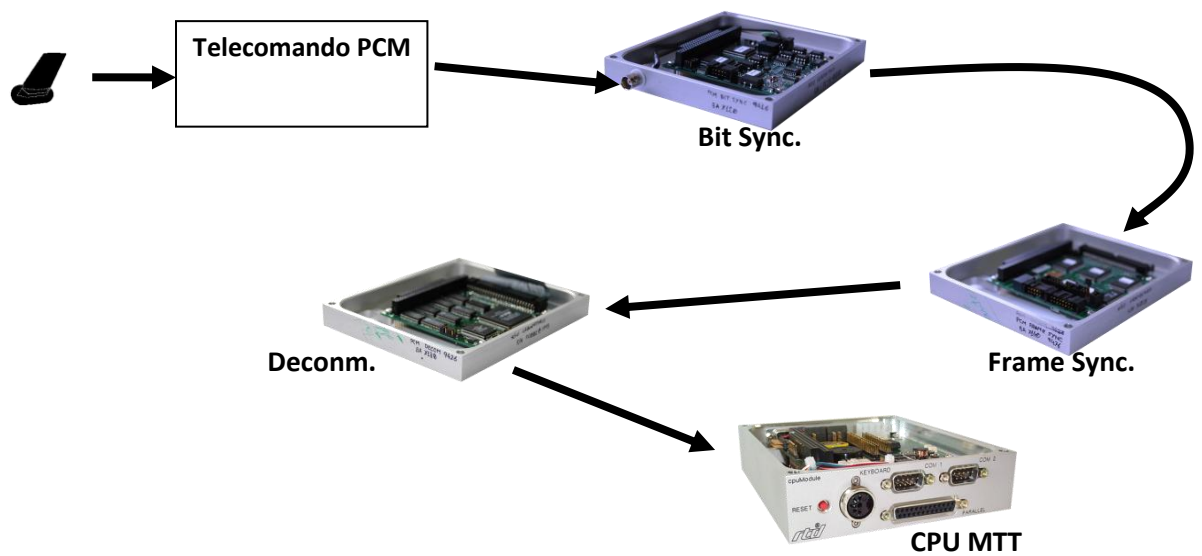


Ilustración 29 Comunicaciones serie síncronas (Telecomando PCM)

Esta función (ver ilustración 29) la desempeña el conjunto de tarjetas para la recepción del Telecomando PCM (Pulse Code Modulation) :

- Tarjeta Sincronizadora de Bit (“Bit Synchronizer”). Esta tarjeta recibe por un conector tipo BNC la señal procedente del receptor de radio. Su función es reconstruir la forma de onda rectangular que representa cada bit y generar una señal de reloj. Una vez realizado se lo pasa internamente al Sincronizador de Bloque de Bits.
- Tarjeta Sincronizadora de Bloque de Bits (“Frame Synchronizer”). A partir del flujo de bits que proporciona el Sincronizador de Bit y la señal de reloj, su función es detectar los conjuntos de bits que forman un Bloque de Bits denominado en inglés “Frame”. El resultado de esta función se lo pasa internamente al “Deconmutador”.
- Tarjeta Desconmutador (“Deconmutator”). A partir de los Bloques de Bits que proporciona el Sincronizador de Bloque de Bits, su función es proporcionar a la CPU, en lugares conocidos de su espacio de memoria, los datos una vez extraídos de dichos Bloques de Bits.

2.9.3 Comunicaciones Serie Asíncronas

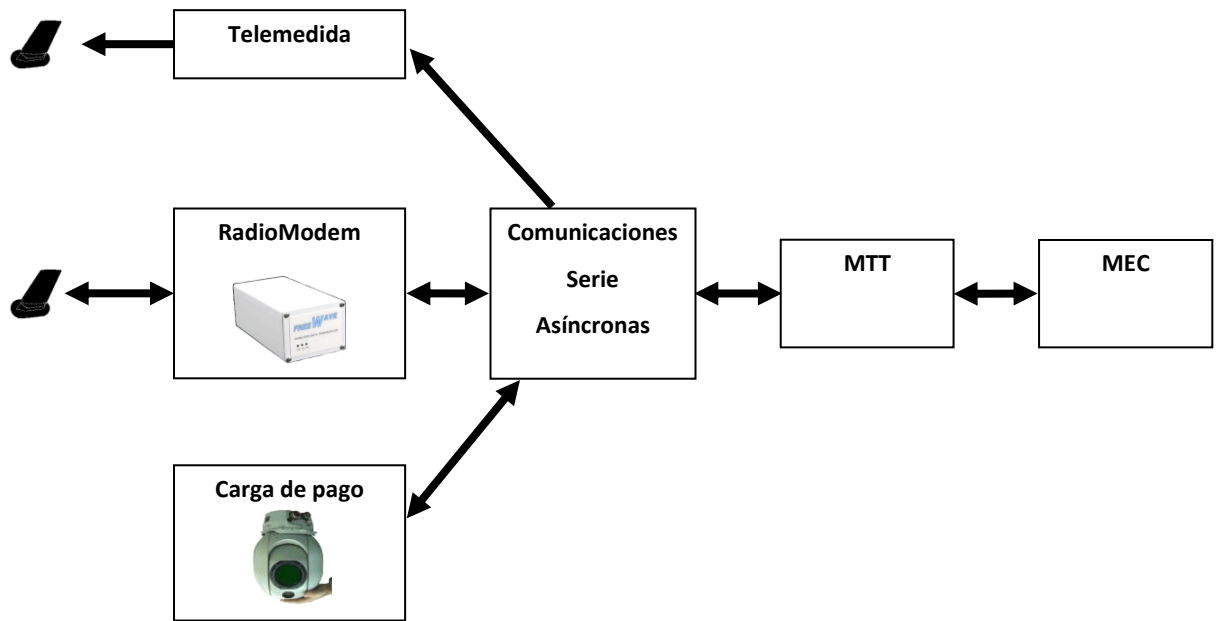


Ilustración 30 Comunicaciones serie asíncronas

Los canales de Comunicación Serie Asíncrono (ver ilustración 30) son:

- Canal de comunicación bidireccional de Telemedida y Telecomando con la Carga de Pago por el puerto Serial1 (COM3) del MTT. A través de él el MTT se encarga de transferir a la cámara los comandos enviados desde la Estación de Tierra a la Carga de Pago (cámara) mediante el Telecomando PCM. En sentido contrario recibe los datos proporcionados por la Carga de Pago y los envía a tierra a través de la Telemedida.
- Canal de comunicación unidireccional con la Telemedida a través del puerto Serial2 (COM4) del MTT. El MTT mezcla los datos procedentes del MEC con los de la Carga de Pago y los envía por este canal a la Telemedida.
- Canal de comunicación bidireccional el Ordenador de Control del Lanzamiento (LCC) utilizando un Radio Módem a través del puerto COM1 del MTT. El SICANT recibe comandos e información desde el LCC relevantes durante las etapas de Prevuelo y envía al LCC los datos procedentes del MEC. Actualmente el SICANT puede recibir también comandos de control de la aeronave durante el vuelo desde el LCC.
- Canal de comunicación bidireccional interno entre los puertos COM1 del MEC y el COM2 del MTT. A través de este canal el Módulo de Telemedida y Telecomando transfiere al Módulo de Estimación y Control las órdenes generadas en la Estación de Tierra y en sentido contrario el MEC transfiere los datos relevantes del SICANT al MTT para su distribución a la Telemedida y el LCC.

3. Aportación propuesta

En apartados anteriores, se han considerado los desarrollos más importantes llevados a cabo hasta el momento en las distintas áreas que guardan relación con la presente tesis, pasamos a describir la aportación propuesta.

Actualmente, en el Área de Ensayos en Vuelo (AEV), se trabaja en distintas aeronaves no tripuladas desarrolladas en el INTA como SIVA, ALO (Avión Ligero de Observación), DIANA (*High speed drone*) y HADA (*VTOL morphological Aircraft*) entre otros. Según Sánchez et al. (2011) durante el vuelo de una aeronave, se definen claramente distintas fases, las cuales poseen unas características determinadas: *prevuelo*; fase inicial de la misión, inicialización del Sistema de Navegación, Guiado y Control de la estación de vuelo, *carreteo*; fase en la que el piloto podrá tomar control de la aeronave, *carrera de despegue*; cuando el avión inicia la carrera de despegue, *despegue*; donde el avión despegue y alcanza cierta altura, *vuelo*; cuando el UAV está volando en cualquiera de sus modos, *aterrizaje*, ya sea de caída vertical (activación de paracaídas desde la estación) u horizontal (con tren de aterrizaje) y *fin de vuelo*; cuando el avión se encuentra estacionado en tierra.

Los *momentos críticos* del vuelo (Sánchez et al. 2011) son específicos de cada aeronave y de cada vuelo, si bien es cierto que existe un común denominador en todos ellos, y es en carrera de despegue, despegue y aterrizaje, por tratarse de las maniobras más críticas de una aeronave y donde se requiere obtener mucha información de lo ocurrido para analizar comportamientos, este último, aterrizaje en su versión vertical activada por paracaídas, se hace muy importante en cuanto al sufrimiento de la aeronave al soportar una brusca deceleración provocada por la apertura de paracaídas y *airbags*.

Como *específicos de cada aeronave* se entiende las características particulares que posee cada UAV, y cualquier modificación ya sea técnica o estructural del mismo, como la instalación de un nuevo motor, aumento de la carga de pago, modificaciones en el diseño aerodinámico etc., afectarán de una u otra forma si se trata de una aeronave u otra.

Momentos críticos específicos de cada vuelo, no depende ya en cuanto al tipo de aeronave, sino al tipo de maniobras que debe ejecutar esa aeronave en vuelo, ya sea en forma de bruscas aceleraciones, hipódromos de alta complejidad con pendientes de altura muy pronunciadas, giros muy pronunciados e incluso en casos de carga de pago con

desprendimiento (lanzamiento de bombas, misiles, etc.), donde el momento crítico se sitúa en saber la estabilización del avión tras el lanzamiento o mediciones de vibraciones en componentes de la aeronave muy sensibles como las alas.

La presente tesis doctoral es aplicable a aquellas aeronaves no tripuladas que por problemas de espacio en la carga de pago, no soporta en su interior un sistema de adquisición de datos (DAS, *Adquisition Data System*) De la Parra y Ángel (2005), el cual proporcionaría una cantidad ingente de información tanto en la cantidad de parámetros a analizar (miles) como en las cantidades de muestras por segundo de cada una de estos parámetros (decenas o centenares de miles), si bien es cierto que el coste económico de un DAS respecto a un Radio Módem oscila en un factor multiplicador de 10. Estas aeronaves de tamaño medio-bajo, como el ALO, capturan información de los sensores como los UAV's de gran tamaño, pero su proceso y envío, cambia sustancialmente.

Cuando la aeronave no tripulada no dispone de un DAS, es el ordenador embarcado quien saca toda la información recibida de los sensores a través de su puerto serie RS-232 (Electronic Industries Association, 1991), esta salida está conectada a un Radio Módem, el cual transmitirá a través de una de las bandas que proporciona para transmisión estos datos con antenas unidireccionales u omnidireccionales, siendo estas últimas las más utilizadas por el consabido ahorro económico.

RADIO MÓDEM

Los Receptores/Transmisores operan virtualmente en cualquier ambiente en donde las comunicaciones RS232 transmiten datos. Un par de Receptores/transmisores funcionan equivalente a un cable NULLMODEM de 9 pines. Si los receptores/transmisores se van a utilizar donde existe un cable módem, ejemplo: entre dos computadoras entonces se puede conectar los receptores/transmisores directamente.

En cambio, si los receptores FreeWave van a ser utilizados para reemplazar un cable RS232 straight-through (directo) se deberá colocar un cable MODEM (nulo) entre el Receptor/Transmisor y el instrumento DTE al cual se encuentren conectado.

El lugar en donde se coloque el Receptor/Transmisor tendrá un gran impacto en su funcionamiento. La clave de un excelente enlace del radio está en la altura de la antena según expone Milligan (2005). El Radio Módem (ver ilustración 31) que esté colocado en un lugar alto tendrá un mejor enlace de

comunicación. En la práctica, deberá estar alejada de los ordenadores, teléfonos o cualquier equipo similar.

Zona de Frecuencia. Existen dos bandas a seleccionar en el Radio Módem, la primera es la banda disponible de 902 MHz a 928MHz, ésta, se subdivide en bandas más pequeñas; en éste caso cada uno consiste en 7 canales de Frecuencia. La otra banda de frecuencia, menos utilizada dada la interferencias con multitud de dispositivos es la de 2.4 GHz.

Una variante en la que está basada esta tesis doctoral, es la adquisición de nuevos Radio Módem con unas velocidades de transmisión muy superiores a las generaciones anteriores (ver ilustración 32). La capacidad de transmisión será de 115.200 KBaud, superando en el doble a la velocidad anterior en el que están basados los antiguos Radio Módem.

Especificaciones Técnicas

LAS ESPECIFICACIONES DEL RECEPTOR/TRANSMISOR EN 900 MHZ

Especificación	
Frecuencia	902 a 928 MHz
Transmisión	
Energía de salida	5mW a 1 W (+30 dBm) Ver configuraciones de Energía de Transmisión en Frecuencia de Radio.
Rango de Alcance	60 millas Línea de Vista, 0 dB ganancia de antena
Modulación	Amplio Espectro GFSK, 120 ó 170 Kbps
Método para ampliar	Salto en Frecuencia
Ancho de banda ocupada @ 60dB	230 kHz
Espacio entre canales	230kHz
Entrante	
Sensitividad	-110 dBm en 10-4 velocidad bit de error
Selectividad	-20 dB at f + 115 kHz -60 dB at f + 145 kHz
Ganancia del Sistema	140 dB
Transmisión de Data	
Velocidad de Data	115.2 kbps sostenido a través comunicación en Transito (throughput)*
Detección de error	32 Bit CRC, retransmitir sobre error
Código de Data (Encriptación)	Substitución, Llave dinámica
Máxima Capacidad del enlace con comunicación en Transito	115.2 kBaud
Interface de Data	Rs-232/RS485, 1200 Baud a 230.4 kbaud, asinc. Duplo complete TTL (solamente nivel de tabla) 10 BaseT Ethernet
Requerimientos de Energía	
Suministro de Voltaje	6 a 30 VDC
Corriente Transmitida, para 1 W Energía al 100% ciclo duty.	6 VDC: 1A 12 VDC: 500 mA 30 VDC: 200 mA
Corriente Entrante	6 VDC: 140 mA 12 VDC: 75 mA 30 VDC: 55 mA
Corriente Inactivo	6 VDC: 37 mA 12 VDC: 21 mA 30 VDC: 16 mA
Corriente Dormida	6 VDC: 12 mA 12 VDC: 6 mA 30 VDC: 5 mA
Modos de Operar	Punto a Punto Punto a MultiPunto
Condiciones Ambientales Para Operar	40°C-+75°C, 0 a 95% humedad que no se evapora

*Velocidad de Entrada exitosa al 100%. Configuración de 2 para Velocidad de Data en Frecuencia de Radio.

Ilustración 31: Radio Módem a 900 MHz. (extraída de Freeware Technologies 2005)

OEM Full Size Board Level Mechanical Drawing

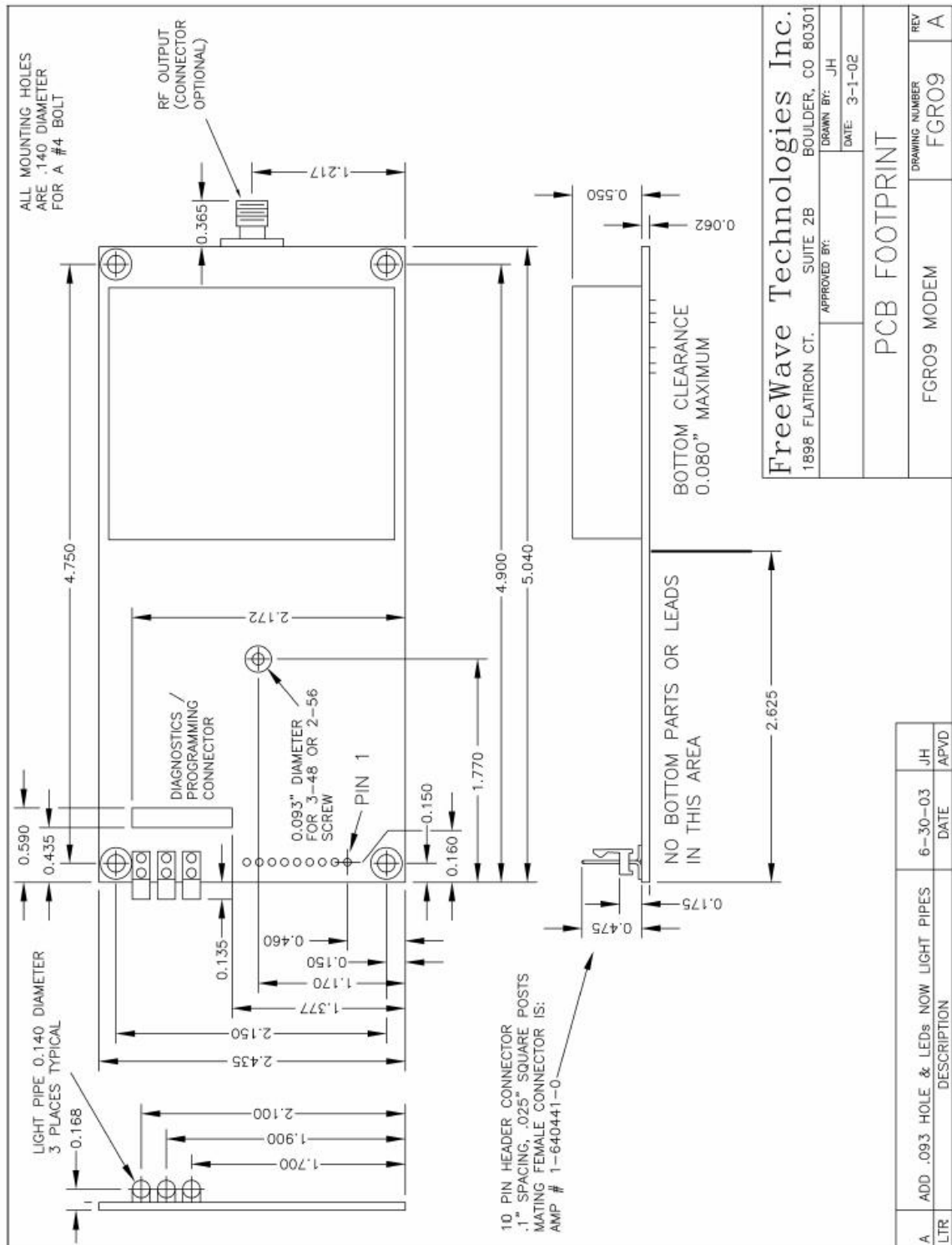


Ilustración 32: Plano original del Radio Módem (extraída de Freeware Technologies 2005)

La velocidad de datos mostrada en la ilustración 31, marca una tasa teórica de 115.200 bps, este valor teórico, no puede ser cogido como valor real para el cálculo del flujo de datos entre la aeronave y la estación de tierra. En esta tesis doctoral, se ha decidido que la velocidad de datos real sea del 30% del valor, es decir unos 38400 bps.

La razón, está basada por un lado en la saturación del espectro radioeléctrico y un uso más racional del mismo y por otro hacer que la señal sea más estrecha y por consiguiente menos detectable y con menos interferencias. De esta forma se evitan interferencias voluntarias e involuntarias, permitiendo un control de vehículos remotos mucho más seguro y efectivo de cara a la certificación del software, y por tanto de la aeronave. Factor clave en la seguridad aeronáutica (Nelson, 1998).

¿Por qué no grabar los datos en el ordenador embarcado y posteriormente hacer un postproceso de los mismos?, su inviabilidad reside en la gestión de interrupciones por parte del Sistema Operativo que podría implicar una posible pérdida de datos en tiempo real. Se hace definitivo, el almacenamiento de datos en Tierra. En la ilustración 71 se muestra un diagrama de bloques representativo de los distintos elementos que actúan en la aeronave, con la parte central basada en el ordenador embarcado, junto a sus cadenas de medidas y demanda asociadas así como las comunicaciones.

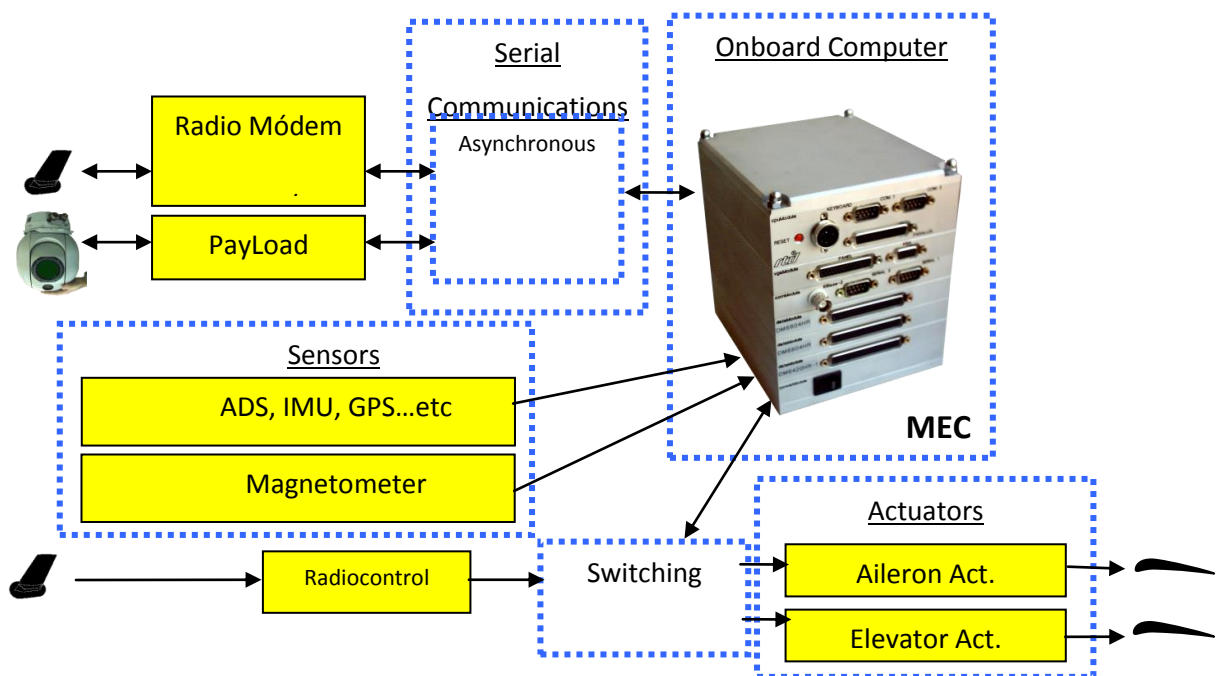


Ilustración 33: Parámetros que el ordenador embarcado envía a Tierra

PARÁMETROS

Un parámetro, es la información que envía el UAV a Tierra relativo al valor que tiene un sensor determinado en un instante determinado de tiempo. La lista de parámetros está directamente relacionada con la cantidad de sensores instalada en el avión, pero no tiene por qué tener una equidad. De los sensores se obtienen parámetros primarios, que en su mayor parte son enviados a Tierra, pero también con la llegada de estos valores al ordenador embarcado, se pueden obtener valores secundarios, obtenidos de los primeros. Por ejemplo, un parámetro secundario sería la temperatura, valor calculado a través de la suma de dos valores primarios; la temperatura del termopar, y la temperatura de la unión fría.

Los parámetros suelen ser números de coma flotante con el formato ANSI/IEEE Std 754(short) de 32 bits (4-bytes) o enteros de 16 bits. En la transmisión desde el Radio Módem al DAS se envían en formato LSB first.

En la ilustración 34 se muestra la lista de parámetros usados en el ALO, según propuesta de De la Parra y Ángel (2002). Existe un identificador de cada parámetro que indica la posición que el parámetro ocupa en el paquete de datos que el FCC envía al DAS, porque no hay que olvidar que toda la información viaja en una trama. En su versión inicial, los datos de entrada de cada sensor, se van escribiendo en un buffer de memoria, el cual es enviado a tierra con una frecuencia de diez veces por segundo, valor usual en autopilotos según Evans et al. (2001), Follet (2001) y Rago et al. (1998). La presente tesis pretende aumentar esta frecuencia para los parámetros más críticos.

¿Dónde profundiza esta Tesis Doctoral?, en determinar los parámetros de los cuales se quiere obtener más información por unidad de tiempo, información que permitirá conocer lo que está ocurriendo en la aeronave. Se hacen tres divisiones muy definidas.

Los parámetros de mayor importancia, son aceleraciones, según señalan Brian, L & Stevens (1992) y velocidades angulares Brian, L & Stevens (1992), ¿porqué lo son?, por que son parámetros fundamentales para la navegación de la aeronave, es decir “¿dónde estoy?”, y “¿a dónde voy?”. Los sistemas GPS no tienen efecto a partir de determinadas aceleraciones que sufre la aeronave en momentos críticos como el despegue (Merhav 1998). Se hace fundamental, saber dónde se está para saber a dónde se va, y esa ausencia de conocimiento que tiene GPS (hasta que el avión está estabilizado) puede provocar la caída del mismo. Las velocidades angulares proporcionan información de posicionamiento,

y por tanto la capacidad de decidir del ordenador embarcado de ir al rumbo programado.

En las condiciones iniciales se tienen diez muestras por segundo de cada uno de estos seis parámetros, en realidad, se tienen diez muestras por segundo para todos los parámetros, y lo que se desea, es tener más muestras por segundo de algunos, mientras que de otros, esta frecuencia se hace excesiva.

nombre	unidades	Parámetro
Ab[0]	m/s ²	Aceleración según eje x cuerpo
Ab[1]	m/s ²	Aceleración según eje y cuerpo
Ab[2]	m/s ²	Aceleración según eje z cuerpo
Ob[0]	Rad/s	Velocidad angular según eje x cuerpo
Ob[1]	Rad/s	Velocidad angular según eje y cuerpo
Ob[2]	Rad/s	Velocidad angular según eje z cuerpo
Mb[0]	gauss	Campo magnético terrestre, eje x cuerpo
Mb[1]	gauss	Campo magnético terrestre, eje y cuerpo
Mb[2]	gauss	Campo magnético terrestre, eje z cuerpo
Vt[0]	m/s	Velocidad resp. Tierra, eje x NED
Vt[1]	m/s	Velocidad resp. Tierra, eje y NED
Vt[2]	m/s	Velocidad resp. Tierra, eje z NED
Pt[0]	m	Posición resp. Tierra, eje x NED
Pt[1]	m	Posición resp. Tierra, eje y NED
Pt[2]	m	Posición resp. Tierra, eje z NED
Ps	Pascal	Presión estática
Pd	Pascal	Presión diferencial
tas	m/s	Velocidad respecto al viento (módulo)
alpha	Rad	Angulo de ataque
beta	Rad	Angulo de resbalamiento
gamma	rad	Angulo de la senda de vuelo
chidot	rad	Velocidad angular de cambio de rumbo
hbar	M	Altura barométrica.
altura	m	Altura sobre el suelo (aprox)
Eb[0]	Rad	Angulo de balance
Eb[1]	Rad	Angulo de asiento
Eb[2]	Rad	Angulo de guiñada
Vtw[0]	m/s	Vel. del viento resp. Tierra, eje x NED
Vtw[1]	m/s	Vel. del viento resp. Tierra, eje y NED

Ilustración 34: Parámetros que el ordenador embarcado envía a Tierra

El siguiente grupo de parámetros, es el intermedio, y consta de aquellos parámetros de los cuales se necesitan saber más de diez muestras por segundo según Isidoro (1980), pero no tantas como las del primer grupo. Estos parámetros son la presión estática (Ps), la presión diferencial (Pd), el ángulo de ataque (Alpha), ángulo de resbalamiento (beta), y ángulos de

balance, asiento y guiñada, $E_b[0]$, $E_b[1]$ y $E_b[2]$ respectivamente, parámetros definidos en Brian, L & Stevens (1992).

Como tercer grupo tenemos al resto de parámetros, donde según lo expuesto anteriormente, sus frecuencias de muestreo pueden estar por debajo de la actual, sin perder una información vital.

La razón real de la aeronave no tripulada es el poder llevar en su carga de pago una cámara de video para la visualización del terreno que explora, y estos datos no van por el enlace mencionado anteriormente. Por el Radio Módem, va información de parámetros del avión, no de video. Para el envío de información de video correspondiente a la carga de pago, se realiza a través de un enlace radio en Banda S (2.3 Ghz.) con capacidad de transmitir video analógico a tierra a 25 frames por segundo. La presente tesis doctoral, solo se centra en el enlace Radio Módem de los parámetros, no en el enlace radio de video analógico.

Una vez definidas las condiciones iniciales básicas (Oñate, 2003): parámetros, frecuencias de envío, limitación en las comunicaciones, almacenamiento y presentación de datos en parámetros de 32 y 16 bits e identificadas las variables afectadas, estableciendo unas propuestas de agrupación basadas en criterios objetivos, así como identificar los momentos críticos, tan solo faltaría definir unas estrategias que definan unos mecanismos óptimos de acercamiento al objetivo deseado; obtener más información de determinados parámetros en momentos críticos. En el apartado siguiente se diseña un conjunto de herramientas de aproximación necesarias para solucionar el problema planteado.

En Coffey (2002) se realiza un resumen exhaustivo de todos los sensores potencialmente instalables en un UAV.

3.1. Generalidades previas a las aportaciones

Actualmente, cada sensor deposita el valor que adquiere en una *celda*, un valor sobrescribe al anterior, y cada sensor tiene unas frecuencias de muestreo distintas (ver ilustración 35). Un proceso, se activa y recorre el conjunto de las celdas, haciendo una imagen del valor que se encuentra en ese momento. Con ayuda de punteros, y sabiendo el orden de los parámetros visitados (*floats* de 32 bits o enteros de 16 bits), el puntero recorre todos los parámetros, hasta capturar en una matriz unidimensional, el conjunto de todos los valores que

son enviados a tierra vía Radio Módem, en un formato de envío de 8,n,1 (8 bits de datos, sin paridad y un bit de parada)

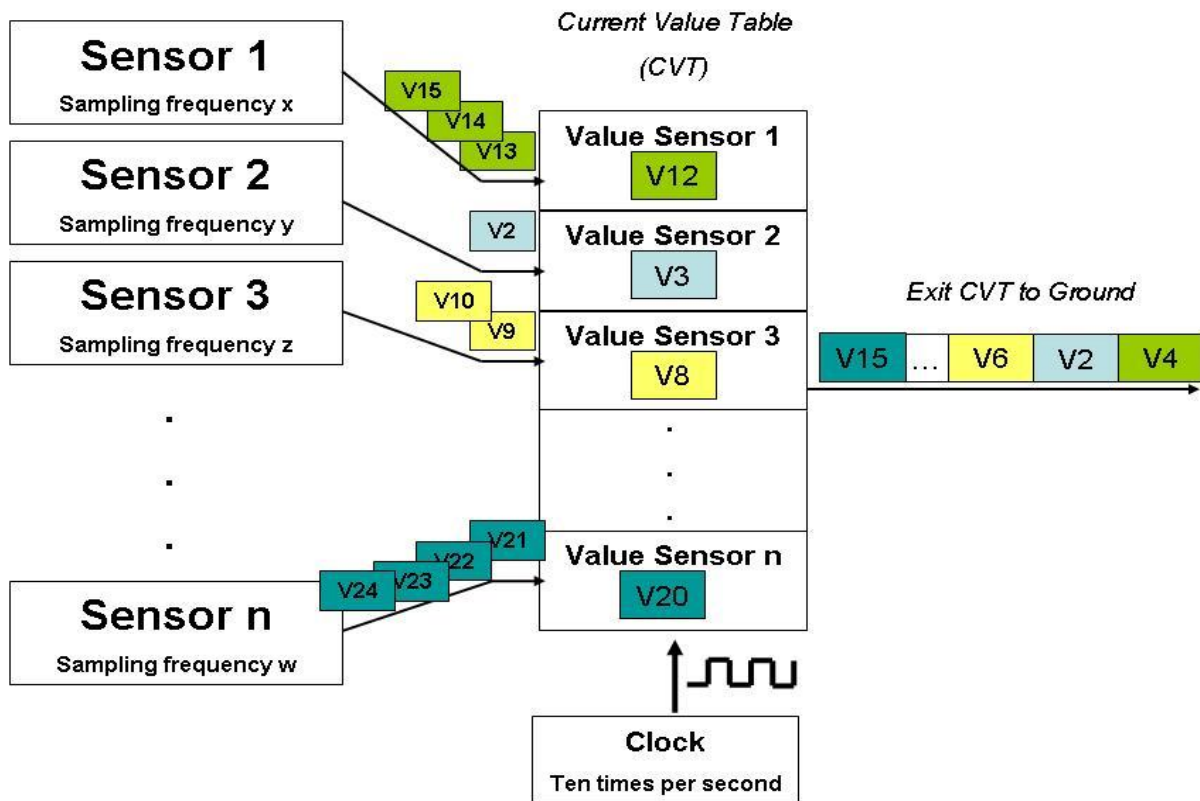


Ilustración 35: Tabla de valores actuales (CVT)

Este proceso se repite diez veces por segundo, y cuando llega a la estación de Tierra según se señala en Fahlstrom, P & Gleason (2012), sabiendo el orden de paso por los parámetros y el tamaño de estos, la decodificación se hace de una forma sencilla. La metodología a seguir consistirá en cambiar el concepto de matriz unidireccional a matriz bidimensional de filas y columnas variables, en función de los distintos tipos de técnicas utilizadas. Además se añade como valor a enviar a tierra una etiqueta de tiempo, indicando el tiempo en el cual fue recogido ese valor, concepto hasta ahora inexistente dado la linealidad del envío a tierra, de la matriz resultante por unidad de tiempo. La variabilidad de la matriz bidimensional podrá ser realizada en tiempo real, ya sea en modo automático, al estar

integrado en el ordenador embarcado la programación del vuelo a realizar por la aeronave, o de un modo manual enviando señales desde tierra a través del Radio Módem. Sea como fuere el formato de la celda en cuanto filas y columnas, el envío a tierra se procederá de la misma forma que una corriente PCM, se recorre la matriz, y se envían los valores byte a byte a través de RS-232.

3.1.1. Desarrollo software

Todo el desarrollo software así como la configuración/disposición del ordenador embarcado, y la configuración de los sensores se ha efectuado en el ordenador embarcado usado por los UAV's, máquinas especialmente desarrolladas para el funcionamiento en tiempo real. Este prototipo, probado en Tierra, se hace necesario como requisito previo para saber, antes de la implementación en un vuelo real (McKinley & Bent, 1972), del comportamiento que el software desarrollado va a provocar en el sistema de navegación y guiado del UAV.

El sistema operativo utilizado es RTKernel-32, es rápido y ofrece excelentes tiempos de respuestas. Se ejecuta en un único proceso multihilo, y la versión de su microprocesador soporta hasta 32 núcleos de CPU.

Respecto a los hilos RTKernel-32 están implementados con una librería en C / C++ que puede crear dinámicamente hilos. Cada hilo tiene su propia pila, una prioridad entre 1 y 64, y un estado de tareas. Varios hilos pueden iniciar la ejecución del mismo código, sin embargo, a cada uno se le asigna su propia pila y por lo tanto sus variables locales propios. Todos los demás tienen acceso a los datos globales del programa.

RTKernel-32 ofrece tres diferentes mecanismos de comunicación inter-tarea:

- **Los semáforos** permiten el intercambio de señales para activar y suspender hilos.
- **Buzones de correo** (colas o buffers FIFO) permiten hilos para intercambiar mensajes de forma asíncrona. El número y el tamaño máximo de los mensajes puede configurarse para cada buzón. Los mensajes de alta prioridad puede ser enviados a un buzón de correo por delante de todos los demás.

- **Paso de mensajes** se utiliza para sincronizar el intercambio de mensajes, los datos se almacenan temporalmente y se envían directamente desde un subproceso a otro.

RTKernel-32 ofrece un gran rendimiento (ver ilustración 36) y su RTBench se puede usar para medir su rendimiento en cualquier ordenador de destino. La siguiente tabla muestra algunos resultados para tres objetivos distintos. El planificador de RTKernel-32 es aproximadamente 5 veces más rápido que el planificador de Windows.

20 MHz 386EX	100 MHz AMD Elan SC520	1,4 GHz Pentium IV	RTKernel-32 Funcionamiento
43	1,45	0,07	Round-Robin tarea conmutador
79	2,88	0,20	Semáforo cambio de tarea
37	3,31	0,18	Semáforo Señal
25	3,84	0,10	Semáforo de espera
100	6,20	0,39	Tarea activación (señal, Wait)
31	4,21	0,12	Almacenar datos en un buzón
30	5,87	0,18	Recuperar datos de un buzón
96	5,70	0,34	Trabajo a tarea de comunicación
107	11,83	0,38	Tareas a buzón a tareas de comunicación
Todas las horas están en microsegundos			

Ilustración 36: Rendimiento del RTKernel 32

RTKernel 32 ofrece librerías para distintos compiladores, y el usado es Microsoft Visual Studio, que nos proporciona C y C++ para la programación. Las librerías también están disponibles para Borland.

3.1.2. Curvas iniciales

La presente tesis doctoral, parte de unas curvas iniciales grabadas en la fase de postproceso de datos, en la cual se muestran los parámetros de mayor importancia (aceleraciones y velocidades angulares). Las curvas iniciales, se realizan a partir del lanzamiento de la aeronave a través de un lanzador neumático, capaz de lanzar la aeronave en los diez metros que tiene de longitud a una velocidad mínima de sustentación de aproximadamente 250 kms/hora.

Pensar en que en esos diez metros, la aeronave sufre un fuerte aceleración, y parte del presente trabajo, pretende calcular cual es la aceleración máxima que soporta la aeronave, en esos escasos sesenta milisegundos que dura el lanzamiento.

Las llamadas *gráficas de suelta* muestran el valor de estos principales parámetros en la suelta del paracaídas, utilizado para el aterrizaje vertical del vehículo. Este aterrizaje se realiza con la apertura de un paracaídas en la parte superior de la aeronave, y al mismo tiempo la apertura de dos *airbags* en la *panza* del mismo, haciendo que la caída sea lo más ligera posible, y evite cualquier desperfecto fruto del impacto. Estas señales serán tomadas como patrones de referencia para comparar el resto de las señales resultantes en función de la aproximación software tomada. Con las señales resultantes, podremos definir cuanta información adicional nos aporta la nueva propuesta software.

ACELERACIONES EN LOS EJES X-Y-Z EN LANZAMIENTO

Las curvas de aceleraciones como las definidas por Ruskam (1995a) (ver ilustraciones 37, 38 y 39) muestran en el eje x el tiempo en milisegundos, y en no más de un segundo, tiempo en el que nos aseguramos que se ha efectuado el lanzamiento (también será tiempo de referencia para la suelta en el aterrizaje vertical). El eje y mide la aceleración en m/s^2 . La leyenda de cada curva indicará el número de muestras con el que cada señal ha sido muestreada, así, en la siguiente figura, se han obtenido valores en los tiempos 1-100-200-300-400-500-600-700-800-900 y 1000 milisegundos. La curva es estimada según la forma propuesta por Press, W & Teukolsky (1992) solo es real el valor en los puntos mencionados. Es por ello, que en todas las curvas que se mostrarán, se resaltan los puntos de valor, que son los valores medidos reales, las curvas, son solo estimaciones de lo que ha podido ocurrir.

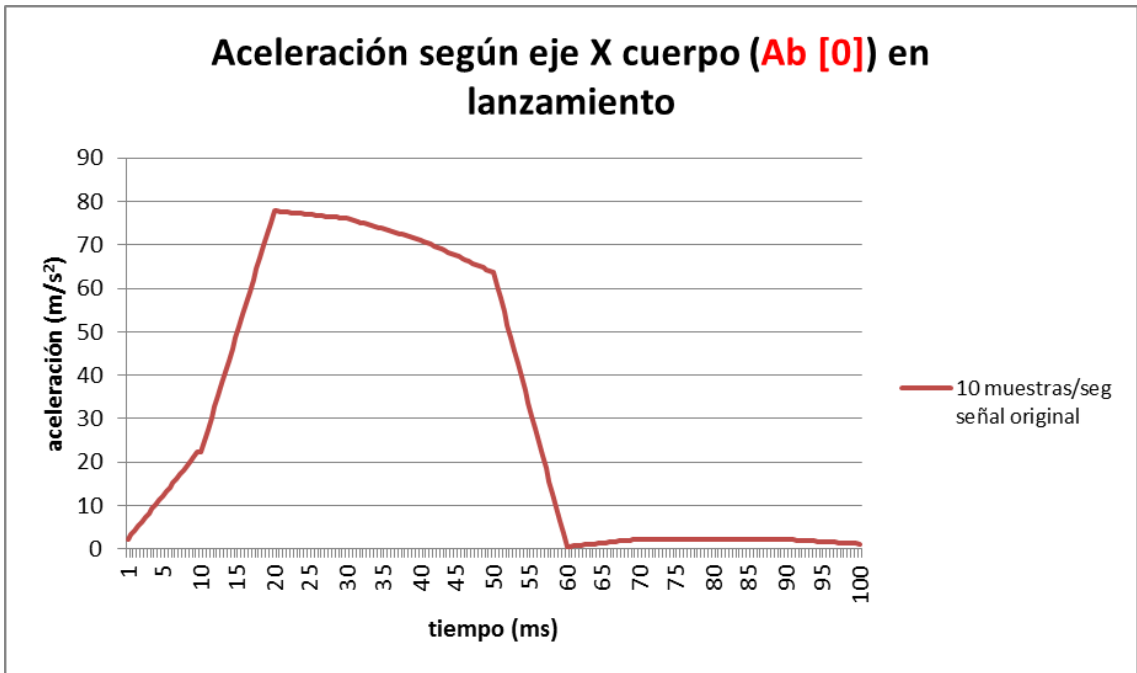


Ilustración 37: Ab[0] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

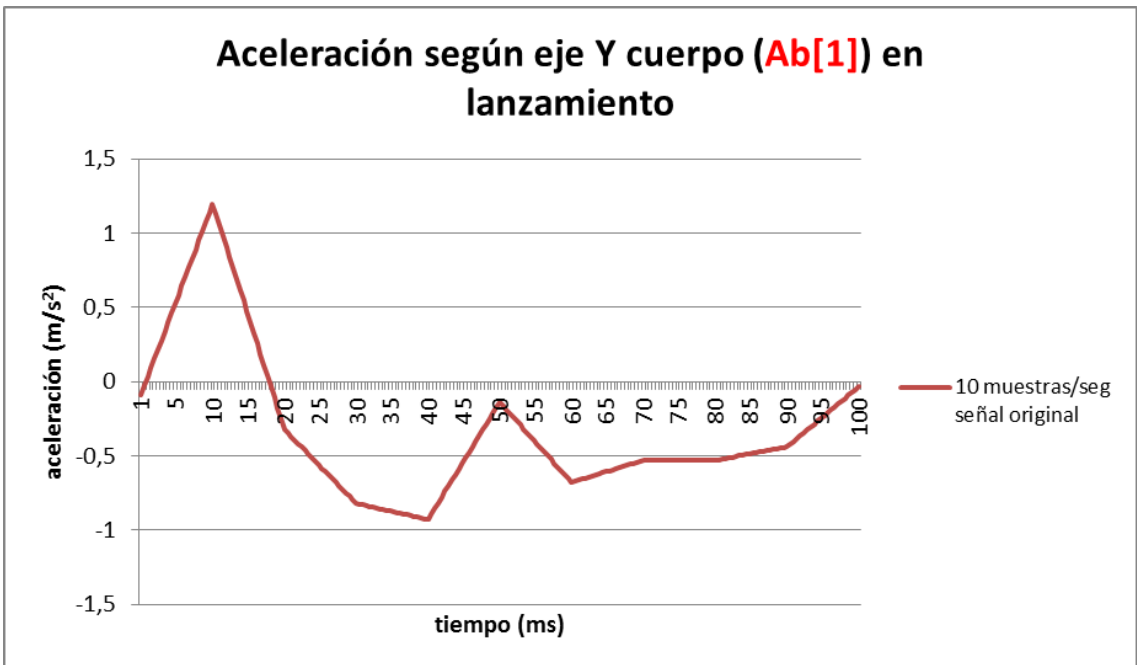


Ilustración 38: Ab[1] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

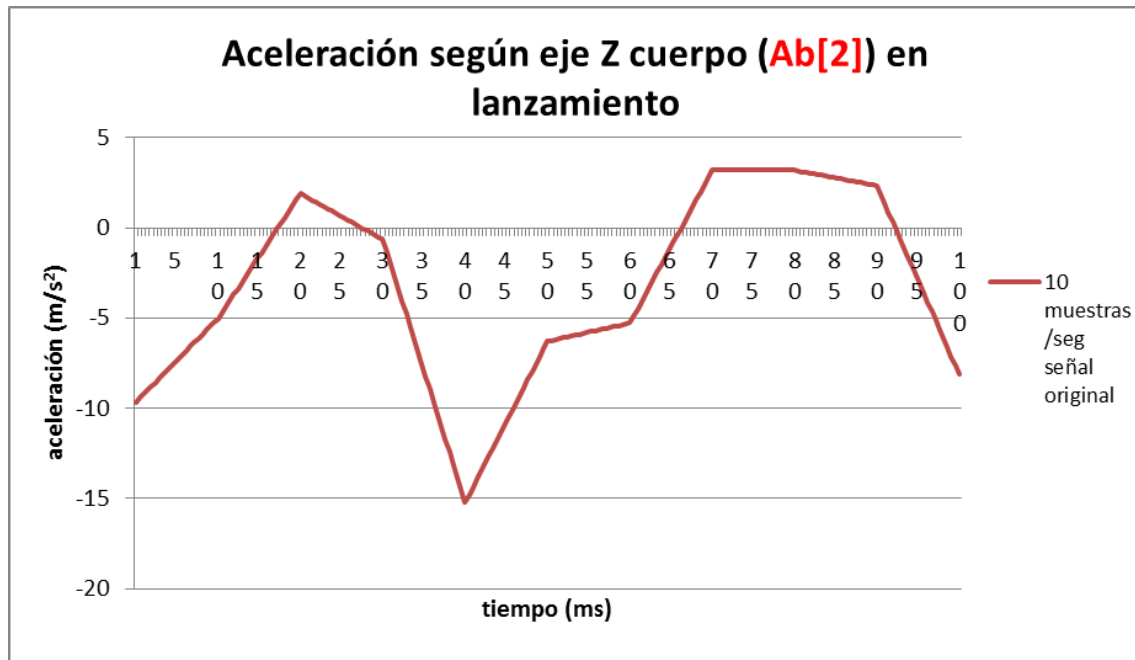


Ilustración 39: Ab[2] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

ACELERACIONES EN LOS EJES X-Y-Z EN SUELTA

En lo referente a los ejes y leyenda (ver ilustraciones 40, 41 y 42) es exactamente igual que las curvas anteriores, solo destacar que el concepto “suelta” es desde que se activa la salida del paracaídas hasta que este está desplegado, tiempo que se sitúa en alrededor de un segundo.

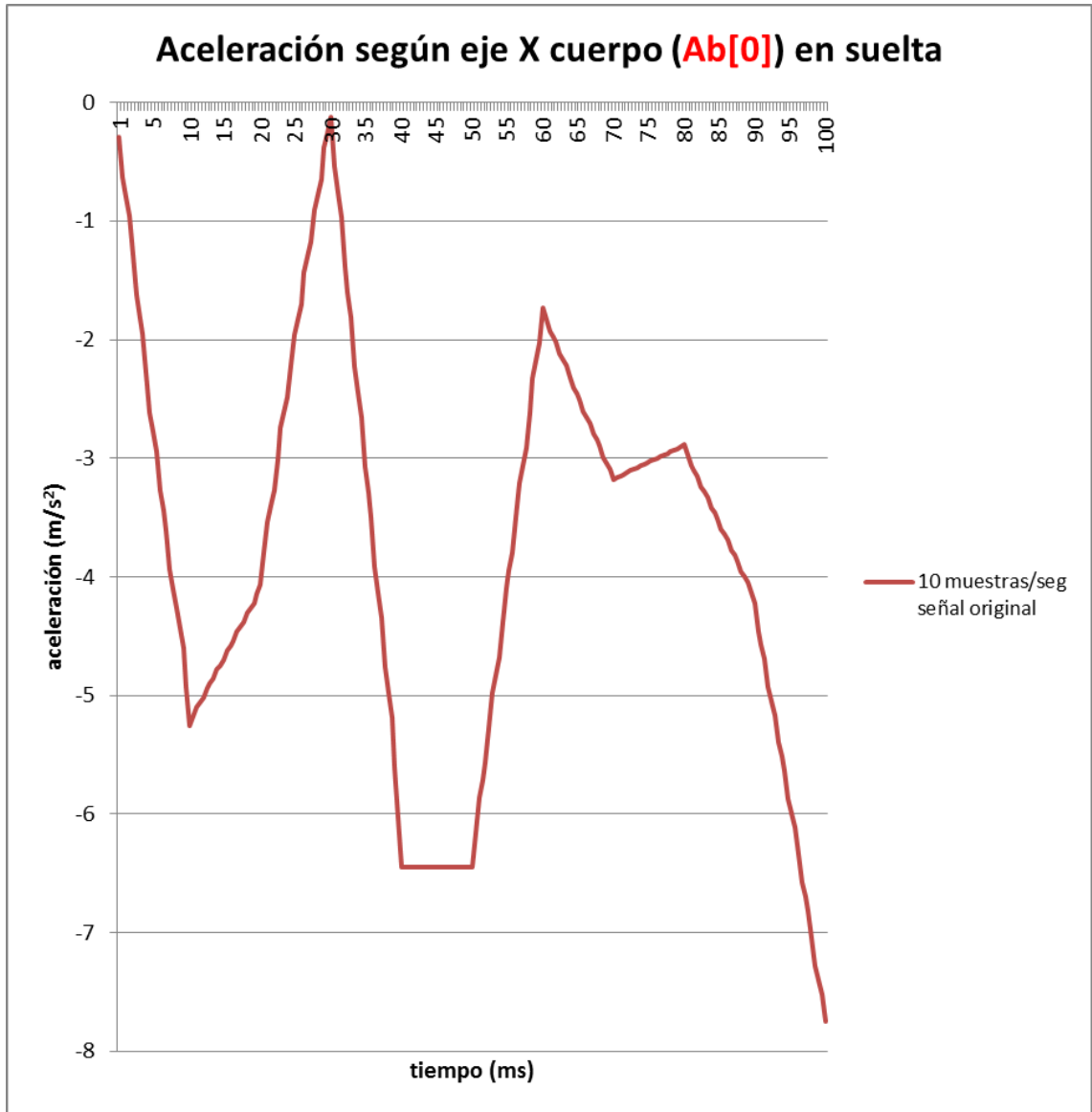


Ilustración 40: Ab[0] en suelta a 10 muestras por segundo

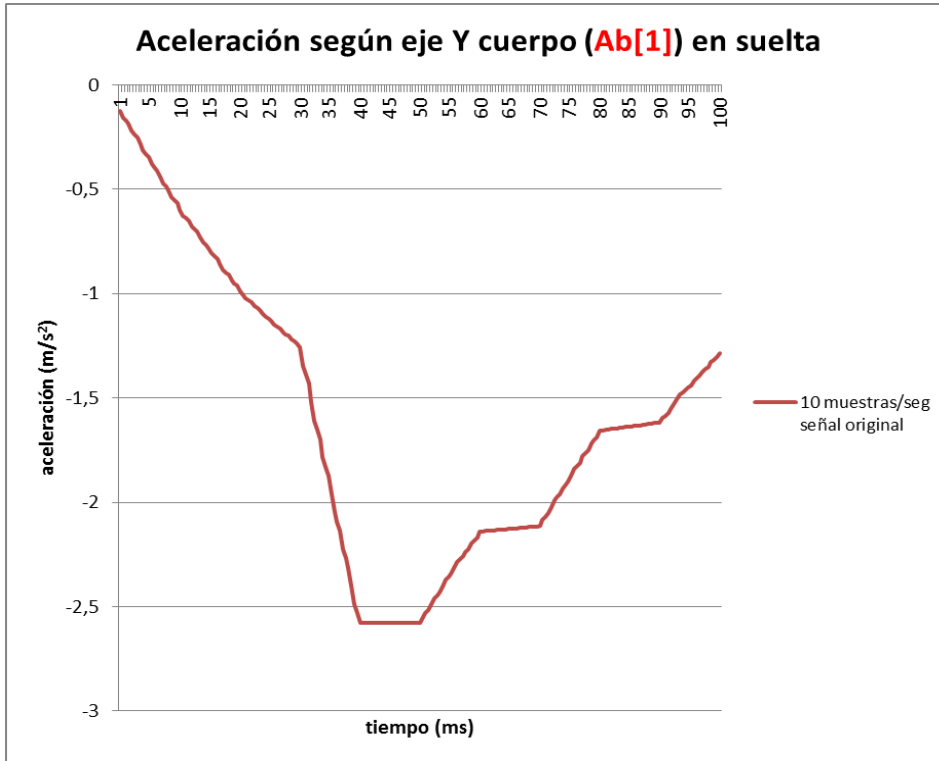


Ilustración 41: Ab[1] en suelta a 10 muestras por segundo

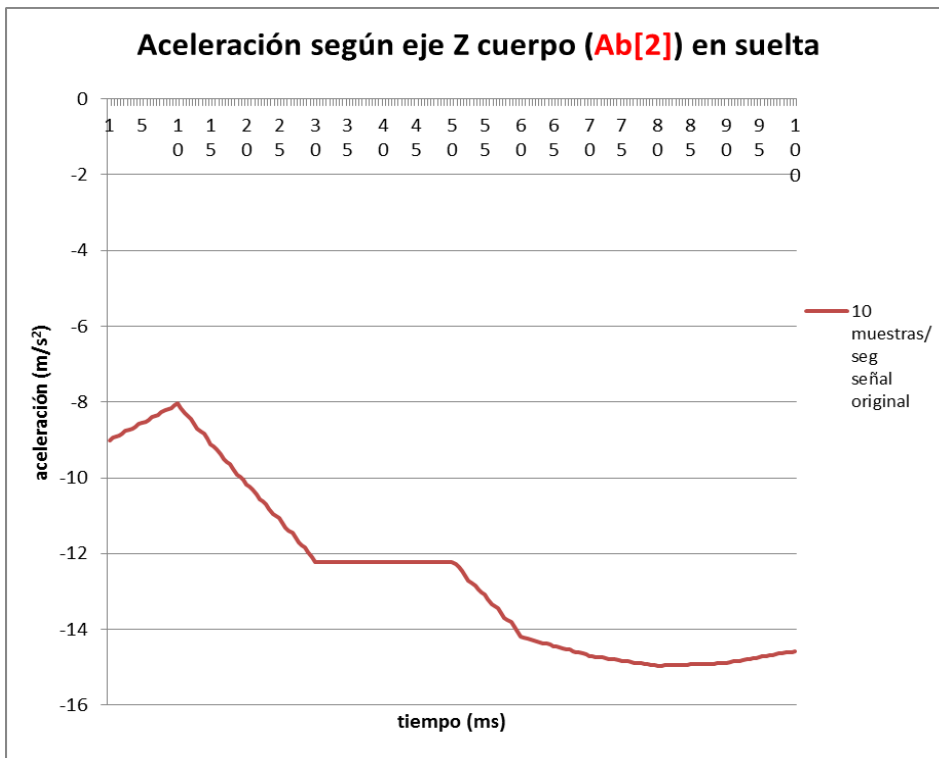


Ilustración 42: Ab[2] en suelta a 10 muestras por segundo

VELOCIDADES ANGULARES EN LOS EJES X-Y-Z EN LANZAMIENTO

Al igual que las anteriores, Las curvas de velocidades angulares (ver ilustraciones 43, 44 y 45) muestran en el eje x el tiempo en milisegundos y la leyenda de cada curva indicará el número de muestras con el que cada señal ha sido muestreada, se diferencia en el eje y, donde mide la velocidad angular en radianes por segundo (rad/seg).

También se han obtenido valores en los tiempos 1-100-200-300-400-500-600-700-800-900 y 1000 milisegundos y por consiguiente la curva es estimada,

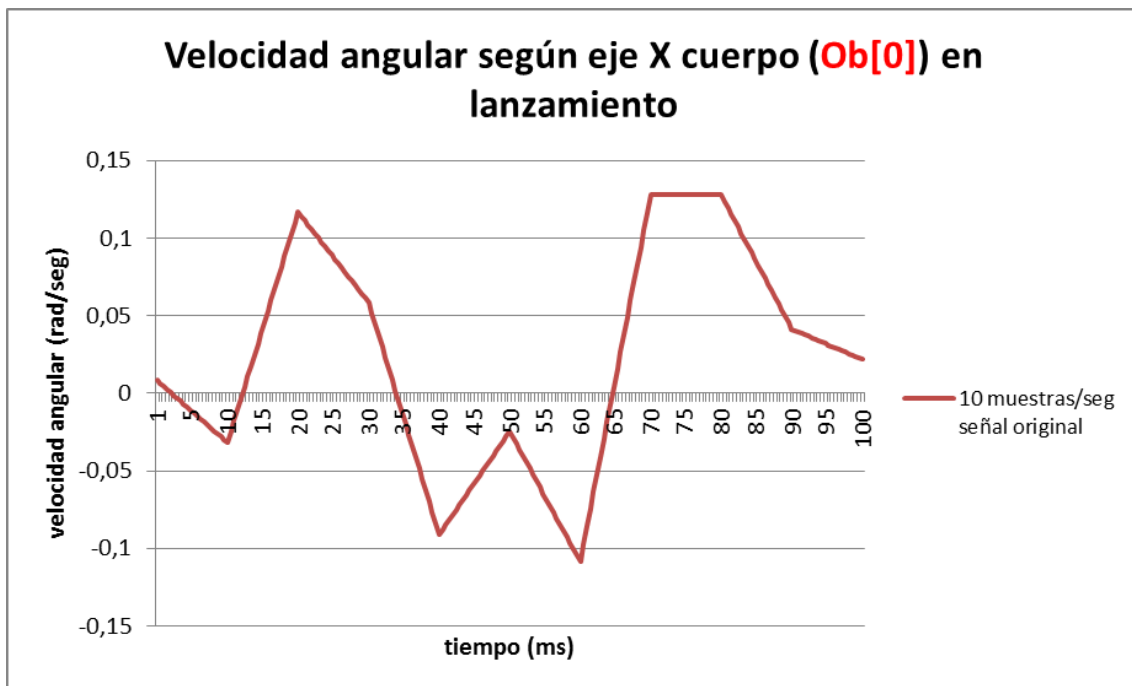


Ilustración 43: Ob[0] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

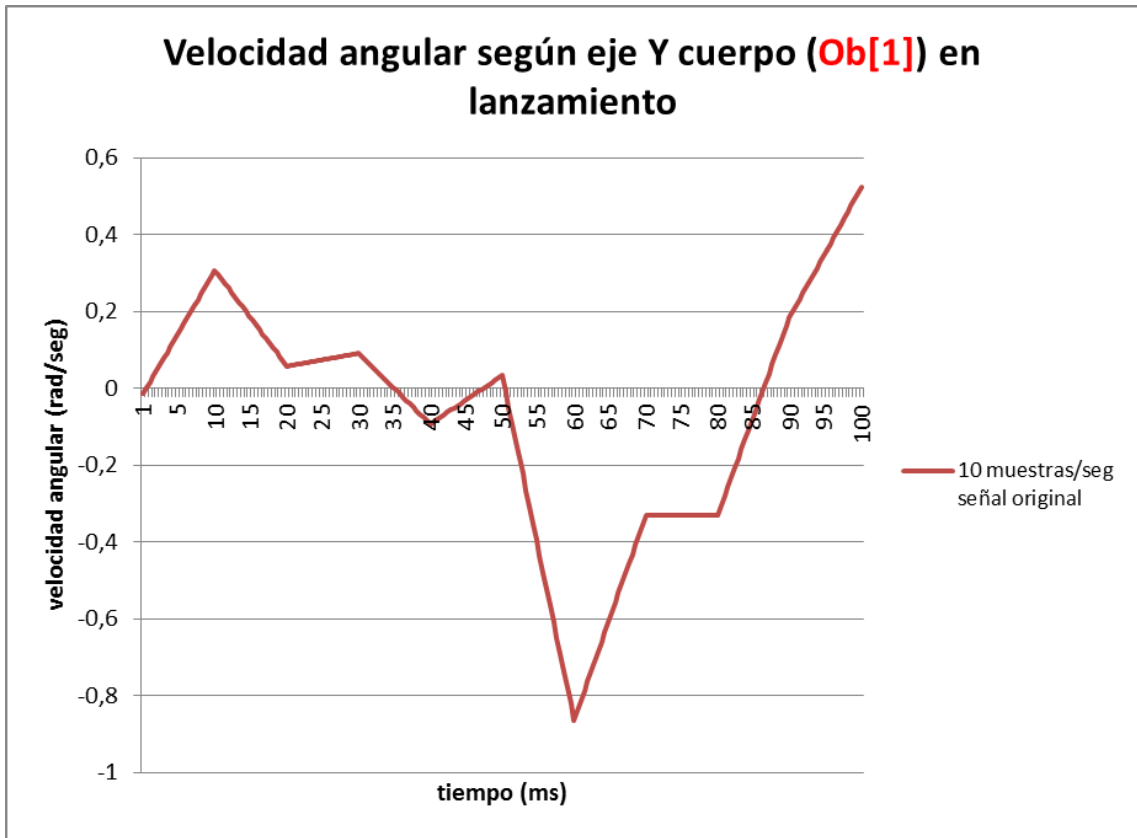


Ilustración 44: Ob[1] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

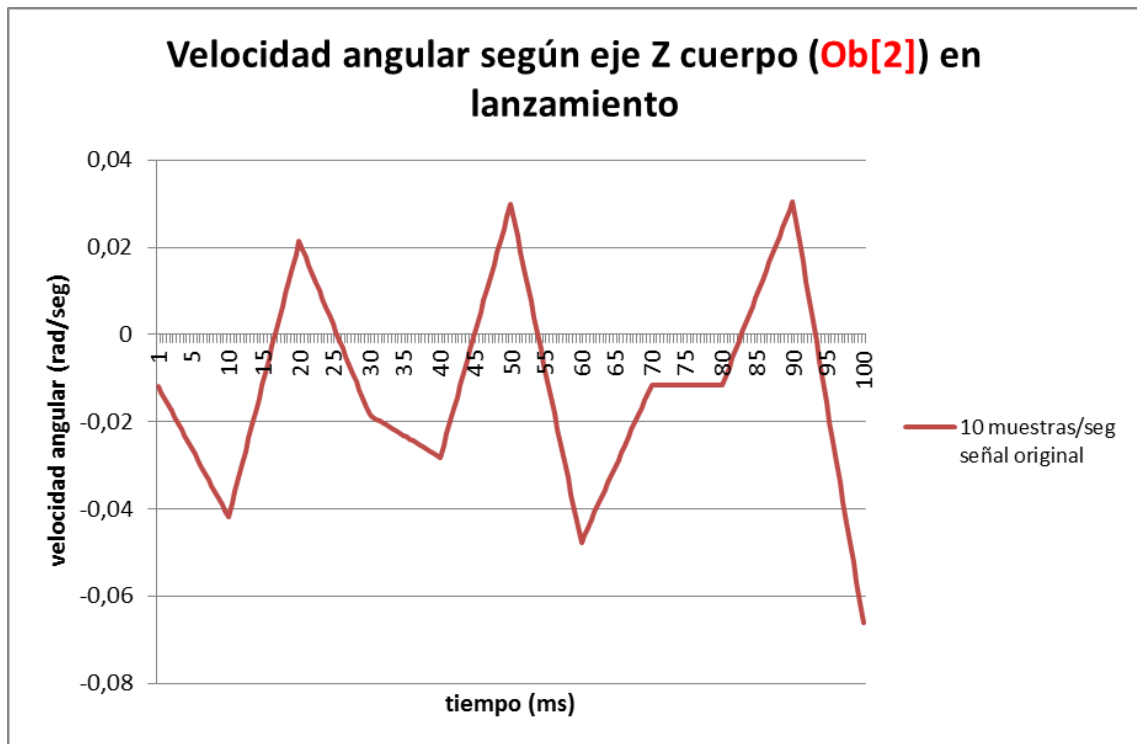


Ilustración 45: Ob[2] en lanzamiento a 10 muestras por segundo

VELOCIDADES ANGULARES EN LOS EJES X-Y-Z EN SUELTA

Suelta vuelve a describir la salida del paracaídas hasta que este está desplegado, tiempo que se sitúa en alrededor de un segundo (ver ilustraciones 46, 47 y 48).

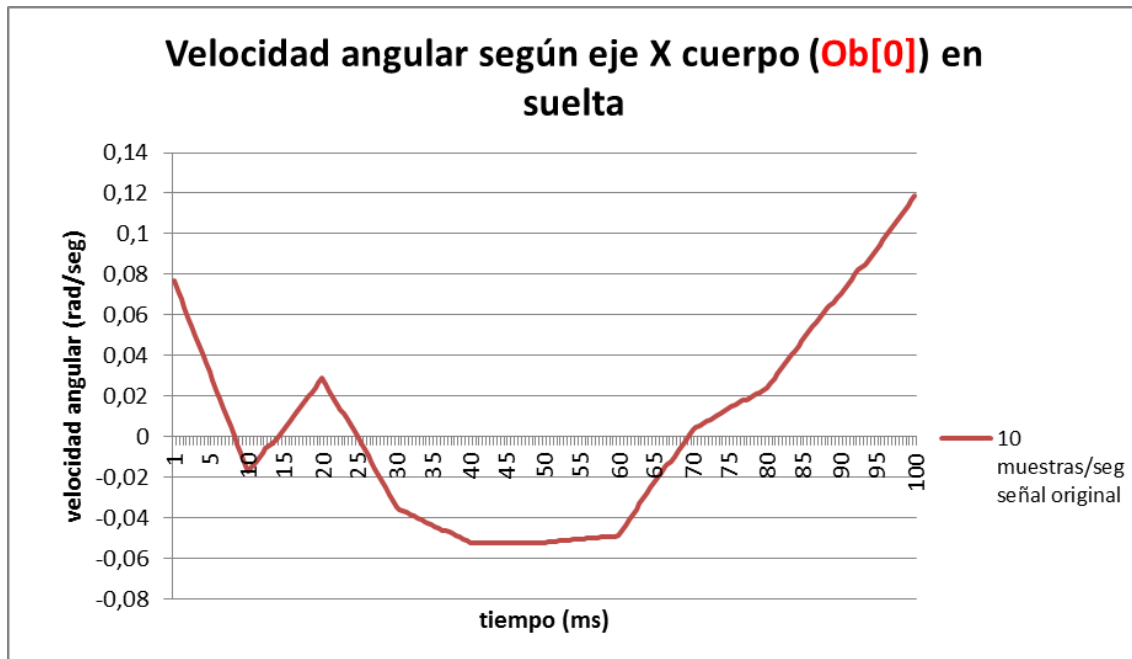


Ilustración 46: Ob[0] en suelta a 10 muestras por segundo

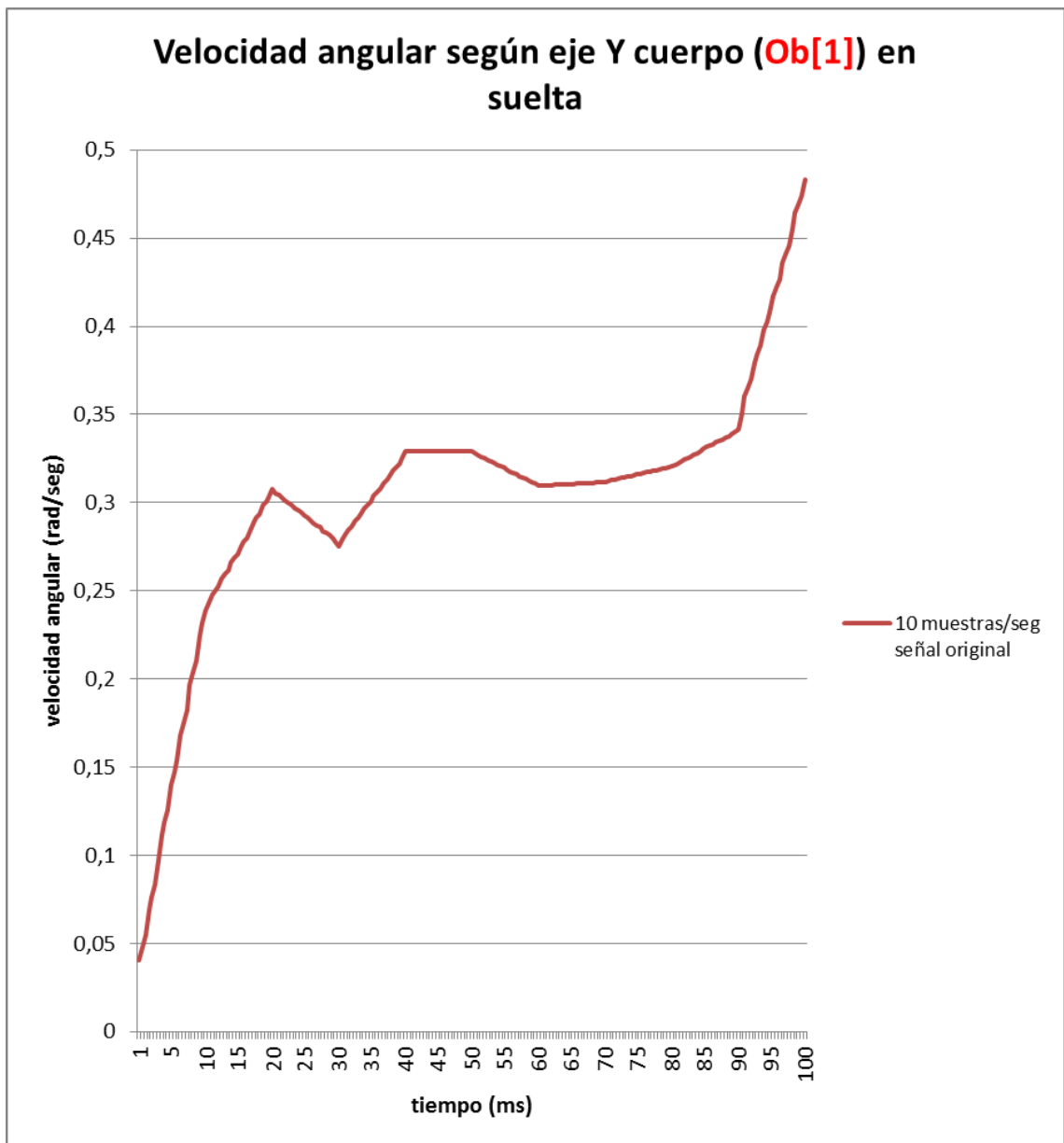


Ilustración 47: Ob[1] en suelta a 10 muestras por segundo

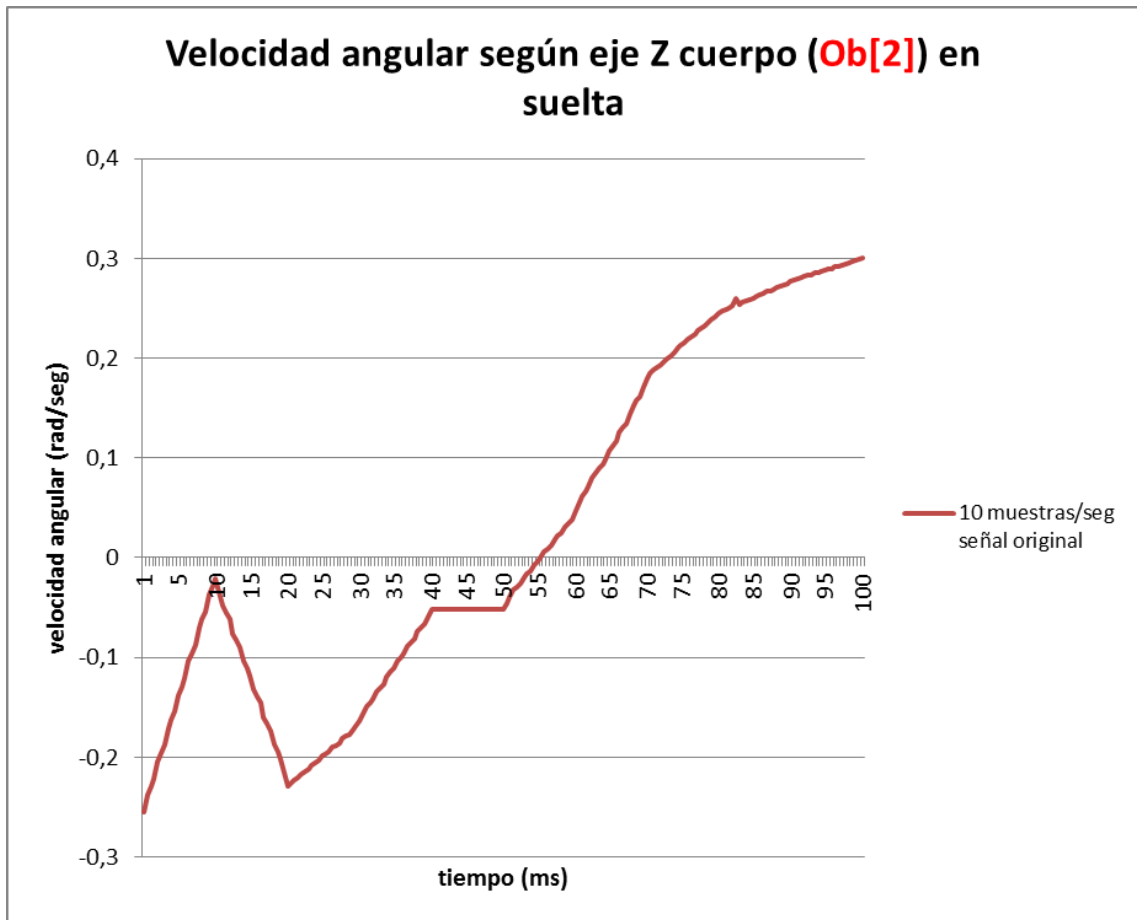


Ilustración 48: Ob[2] en suelta a 10 muestras por segundo

3.2. Primera aportación

La primera aportación de mejora a las curvas iniciales está basada en el envío de un *array* unidimensional de valores diferenciales. Hasta ahora el envío era para todos los parámetros de la misma frecuencia, es decir, diez muestras por segundo en palabras de 32 bits. Ahora se utiliza el mismo concepto de tabla de valores actuales, donde el valor que va llegando del sensor se almacena en la celda correspondiente al parámetro (se sobrescribirá con mayor o menor frecuencia en función del número de muestreo que tenga).

El concepto de valor diferencial está basado en enviar un primer datos de 32 bits para a continuación llegado el segundo valor, mandar solo la diferencia respecto al valor anterior, precedido de un signo + si el valor es superior al anterior o – si es inferior. Estos valores diferenciales, nos permiten poder enviarlos en menor tamaño, en un principio se usa 16 bits (siempre cogiendo un bit para la identificación del signo, 1 si positivo y 0 si negativo).

El valor de 16 está supeditado a la capacidad de recoger las variaciones de un valor a otro, 24 bits por valor, está garantizado si bien es cierto que el ahorro en bits es bastante menor, un contratiempo a tener en cuenta, dado que este ahorro en bits es para proporcionar más muestras por segundo, y por tanto, es muy importante encontrar el valor más adecuado. 12 bits se puede tener bastante en consideración, hasta el punto de que la cuarta propuesta está basada en este tipo de valor diferencial.

Enviar únicamente el valor en 32 bits durante un vuelo, y dejar el resto de valores de un parámetro en valores diferenciales es bastante atrevido, porque las referencias se pueden llegar a perder, o desvirtuar con el paso del tiempo. Una buena práctica es mandar cada cierto tiempo el valor completo en 32 bits para tener la referencia de nuevo. Se decide mandar de cada diez muestras, una en 32 bits y el resto en valores diferenciales, si bien es cierto que este sería el escenario más *generoso*, cualquier frecuencia mayor a esta también podría servir, siempre con un límite razonable.

Existe una mejora sustancial en el envío a Tierra, antes las celdas se iban sobrescribiendo dentro del mismo parámetro, y cuando venía la señal de reloj (diez veces por segundo) se volcaba el contenido de esta tabla a tierra en una corriente serie. Esto quiere decir que todos los parámetros tienen la misma frecuencia, los más y los menos muestreados. Ahora el concepto cambia porque no existe esa tabla de valores actuales. Ahora, existe una matriz donde puede albergar un único valor para parámetros poco muestreados, más de un valor

para valores medianamente muestreados y muchos valores para los parámetros más muestreados.

Pero no todos son ventajas, hay algunos inconvenientes, el primero y más importante, es que al no haber etiqueta que identifique a cada parámetro, nunca se sabe qué valor pertenece a qué parámetro cuando este llegue a Tierra, esto implica que la secuencia debe ser escrupulosamente invariable, tanto a la llegada del valor de los sensores como en el posicionamiento dentro del *array*. Cualquier pequeño cambio en estas frecuencias implica una pérdida de información constante, por tanto hay que ajustar los sensores para enviar una frecuencia constante a lo largo de todo el vuelo.

Otro inconveniente que existe es que no hay referencia del tiempo al que corresponde el valor de un parámetro, no existen una etiqueta de reloj, que nos pueda dar una referencia. Los valores que hay dentro no sabemos si son equidistantes en el tiempo o si los valores de un mismo parámetro no tienen equidistancia alguna, por lo cual mete un error de *posicionamiento* de ese valor en el eje tiempo.

3.2.1. Estimaciones teóricas

Tal y como se describe en la ilustración 69, las características del nuevo Radio Módem a 900MHz, permite una velocidad teórica de 115.200 bits/seg. Se escoge una capacidad total del 30% de esta velocidad (38.400 bits/seg.), decisión basada en la saturación del espectro radioeléctrico, teniendo una señal más estrecha y por consiguiente menos detectable y con menos interferencias.

Las características del envío RS-232 son con 8 bits de datos, sin paridad y con un bit de parada, por tanto para el envío de un byte se contabilizará diez bits, el resultado es disponer de 3840 bytes/seg.

De los 33 parámetros de los que disponemos, 20 de ellos son llamados de bajo muestreo, 7 son de un muestreo medio, y 6 son los de alto muestreo, que son en los que se basa la presente tesis doctoral. Las cuestiones a considerar son, por un lado que el primer dato de cada parámetro sea enviado en 32 bits (valor completo), y por otro que el resto de valores se envíen en 16 bits (valores diferenciales). Esto se hará de una forma cíclica y después de nueve valores diferenciales vendrá uno de valor completo.

Sabiendo que todos los parámetros han sido muestreados diez veces por segundo en su origen, se decide que la velocidad de muestreo para estos parámetros de bajo muestreo sea de 20 muestras por segundo (el doble de la actual). De estas 20 muestras, 2 serán de 32 bits y 18 de 16 bits, haciendo un total de 880 bytes/seg.

Habrán 60 muestras por segundo para los parámetros de muestreo medio, de estas 60 muestras, 6 serán de 32 bits y 54 de 16 bits. Sabiendo que hay 7 parámetros de este tipo el volumen a usar será de 924 bytes/seg. Restados al volumen de carga de la RS-232 el tamaño reservado para los parámetros de bajo y medio muestreo, procedemos a calcular el número de muestras para los parámetros de alto muestreo, dando un total de 150 muestras por segundo para cada parámetro, reservando 15 en valores globales de 32 bytes y 135 en valores diferenciales de 16 bytes.. La suma de todo lo anterior hace un global de uso de 3784 bytes/seg. Estando por debajo de los teóricos 3840 que disponemos.

Por tanto el resumen de los muestreos de parámetros queda de la siguiente manera:

BAJO MUESTREO	20 MUESTRAS/SEG.
MUESTREO MEDIO	60 MUESTRAS/SEG.
ALTO MUESTREO	150 MUESTRAS/SEG.

3.2.2. Curvas en lanzamiento

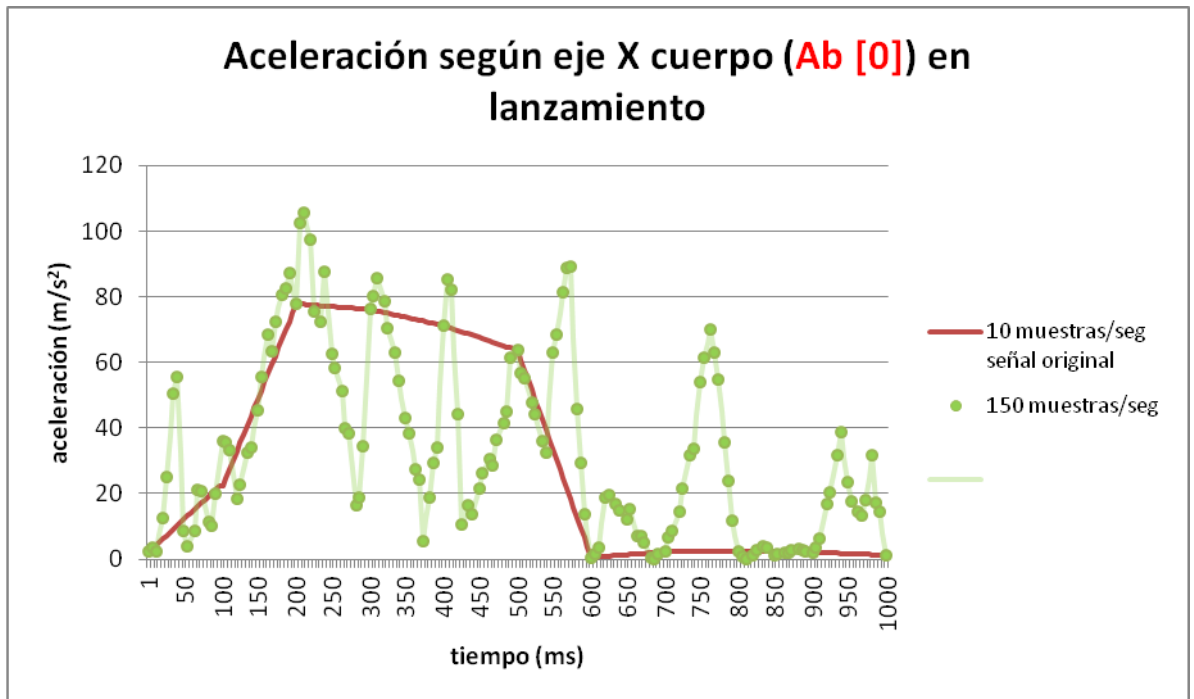


Ilustración 49: $Ab[0]$ en lanzamiento a 150 muestras por segundo

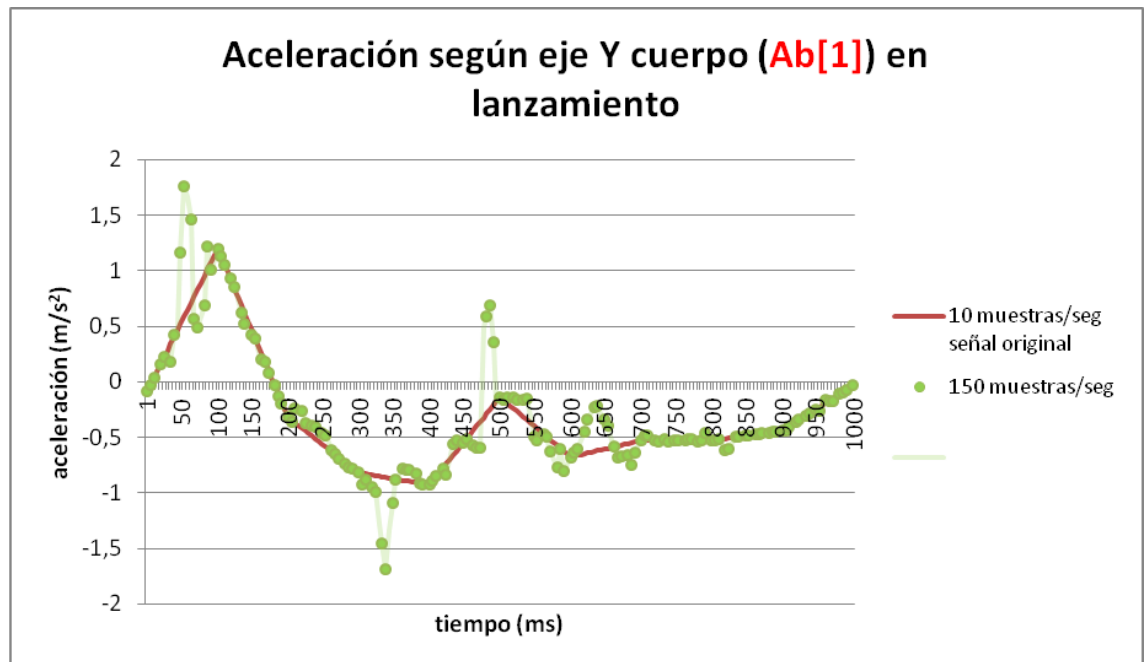


Ilustración 50: $Ab[1]$ en lanzamiento a 150 muestras por segundo

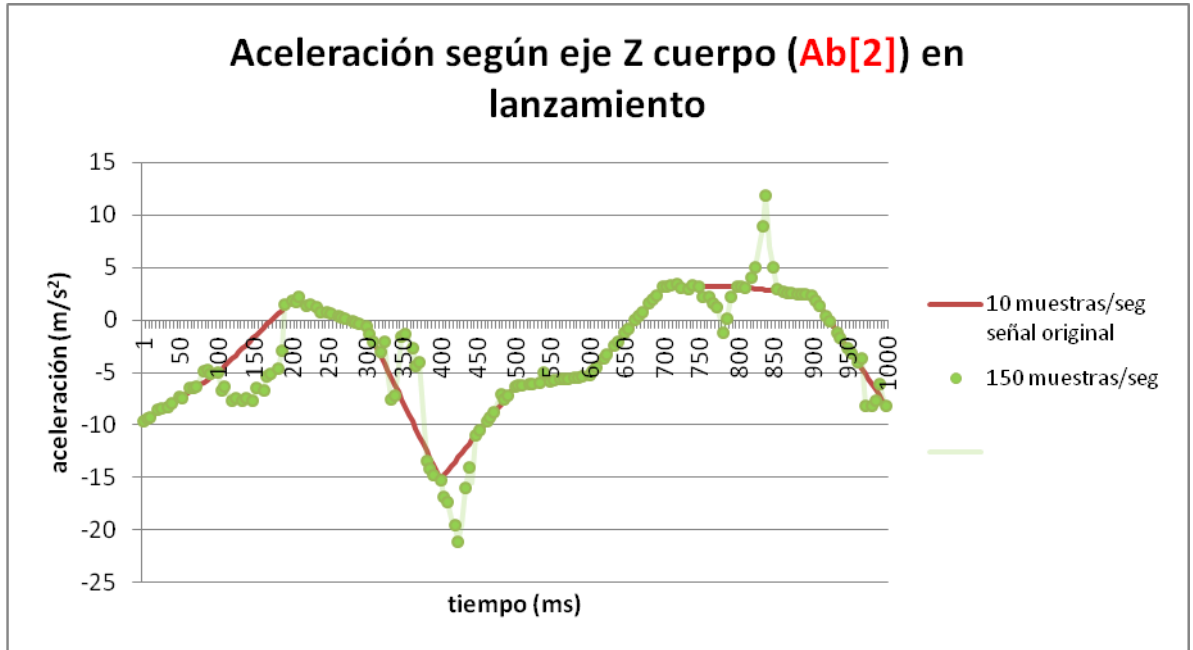


Ilustración 51: Ab[2] en lanzamiento a 150 muestras por segundo

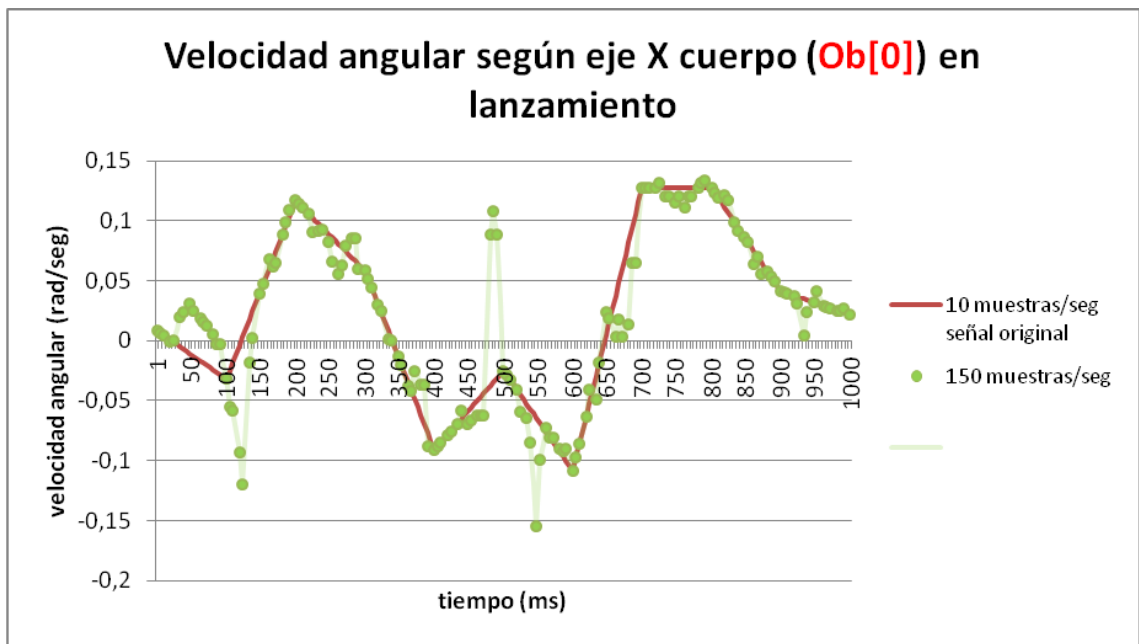


Ilustración 52: Ob[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo

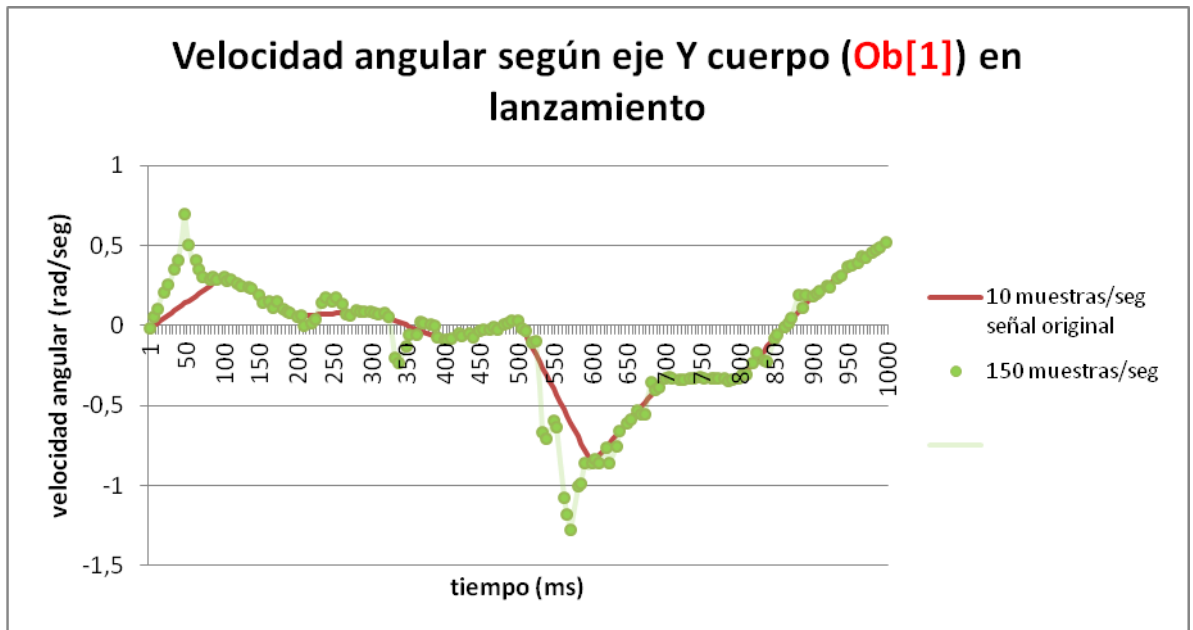


Ilustración 53: Ob[1] en lanzamiento a 150 muestras por segundo

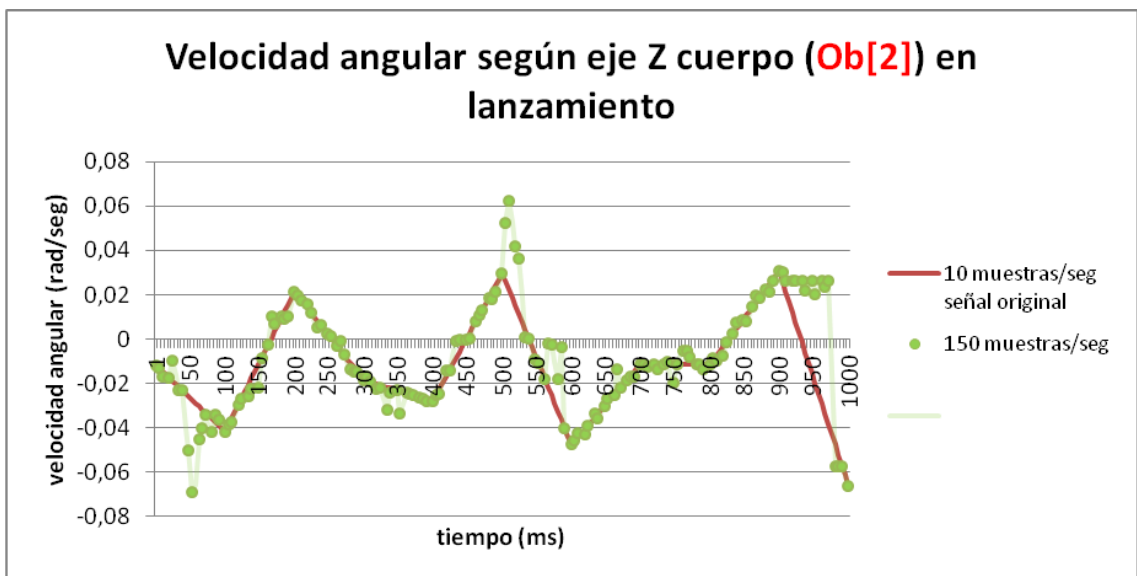


Ilustración 54 Ob[2] en lanzamiento a 150 muestras por segundo

3.2.3. Curvas en suelta

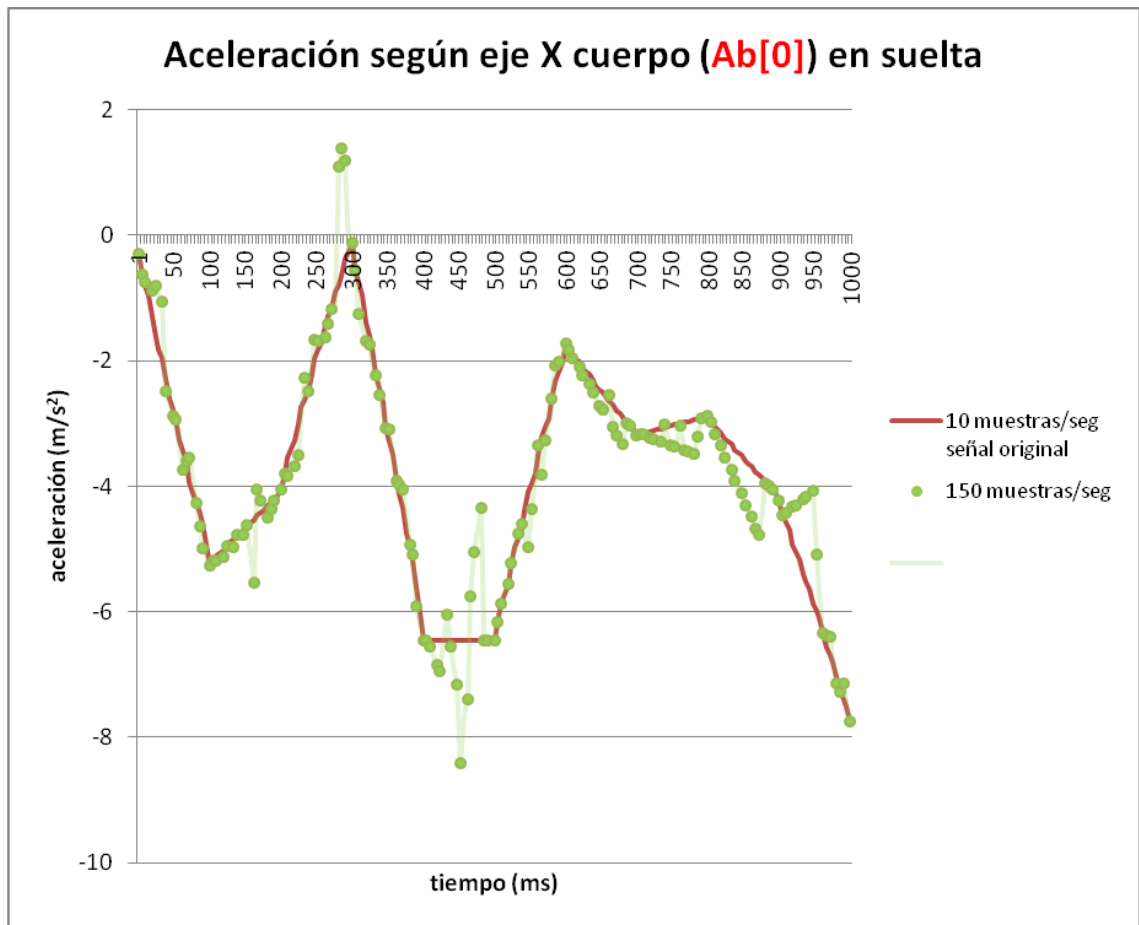


Ilustración 55: Ab[0] en suelta a 150 muestras por segundo

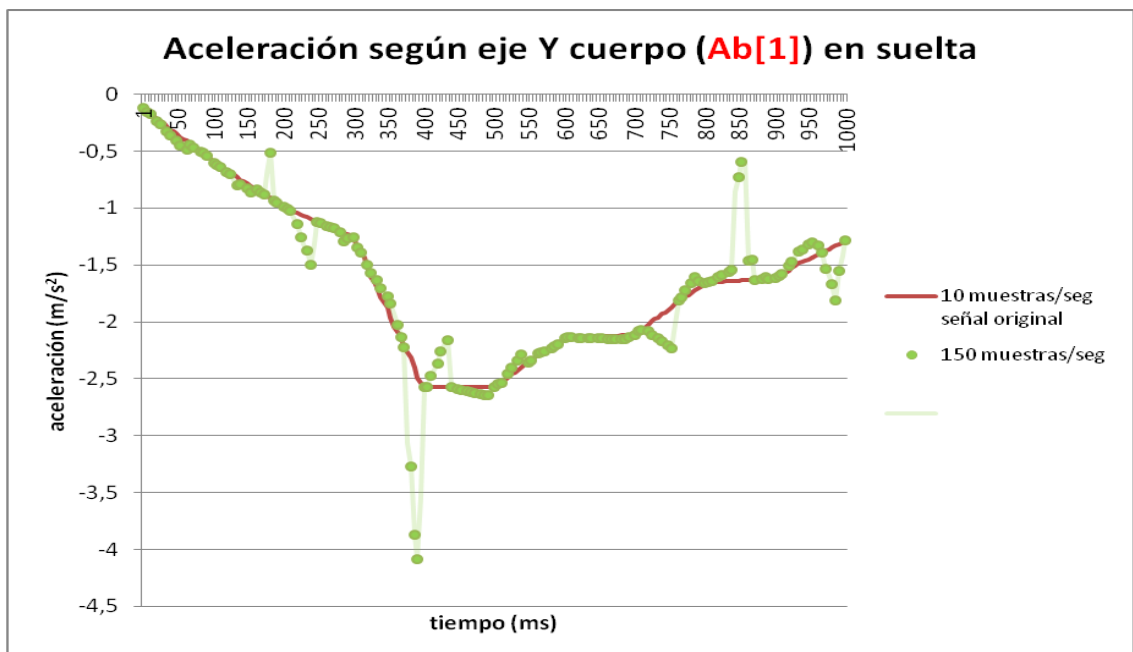


Ilustración 56: Ab[1] en suelta a 150 muestras por segundo

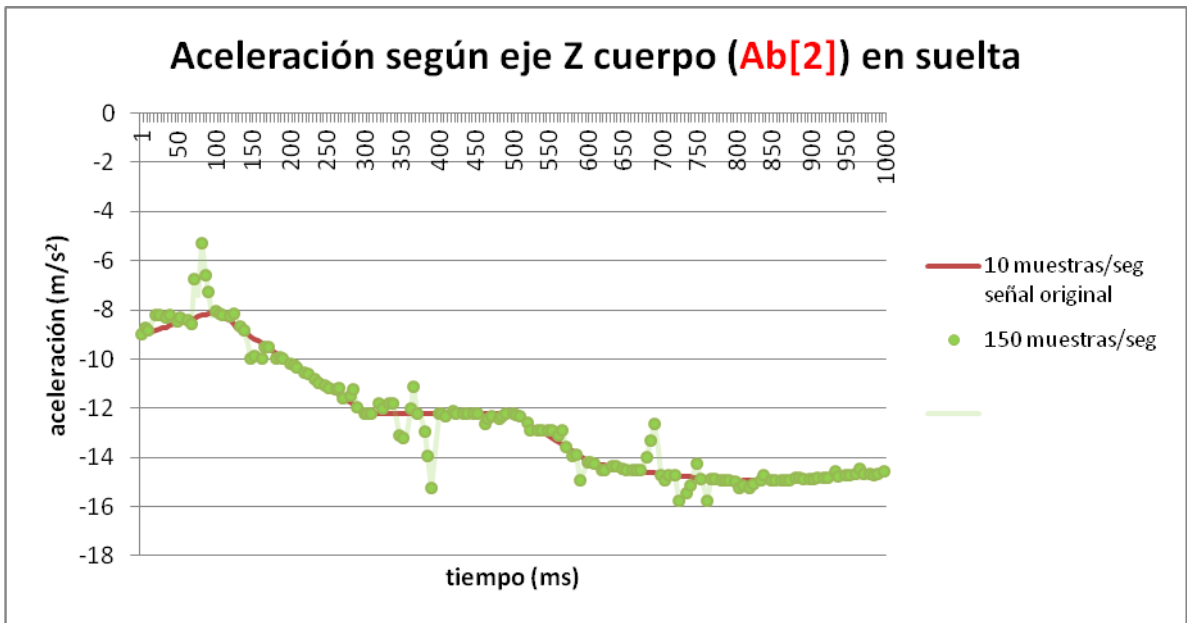


Ilustración 57: Ab[2] en suelta a 150 muestras por segundo

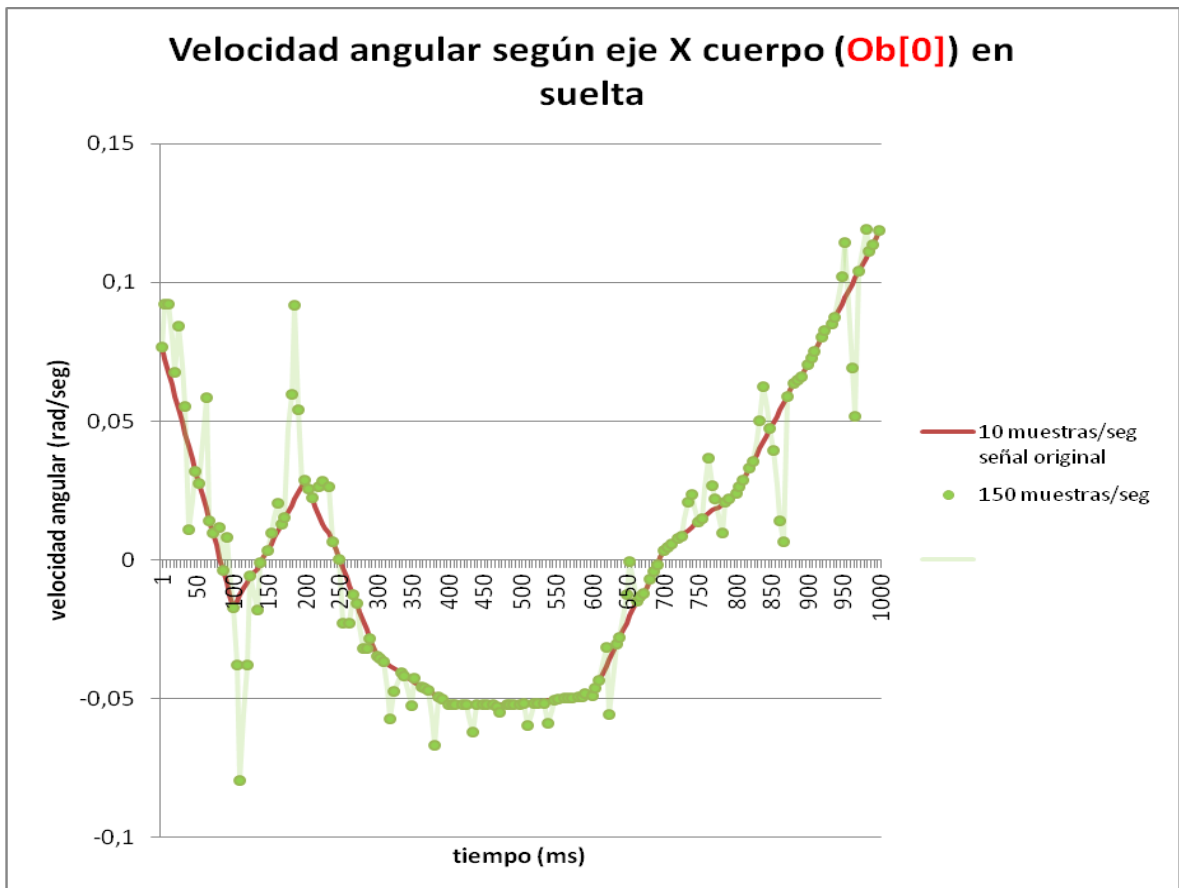


Ilustración 58: Ob[0] en suelta a 150 muestras por segundo

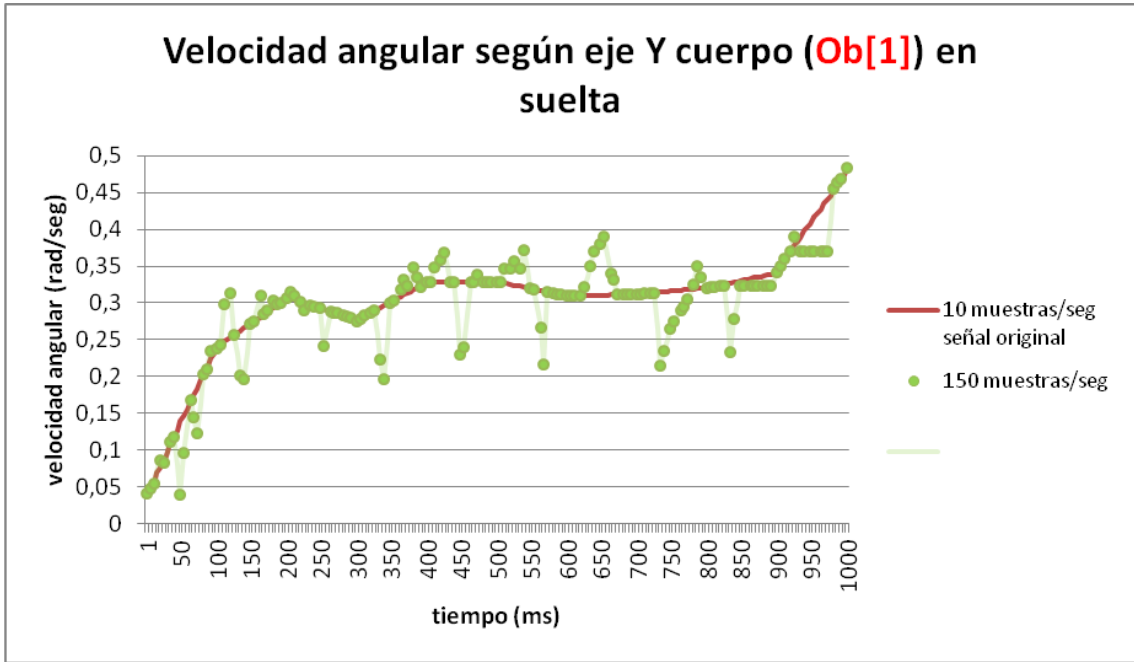


Ilustración 59: Ob[1] en suelta a 150 muestras por segundo

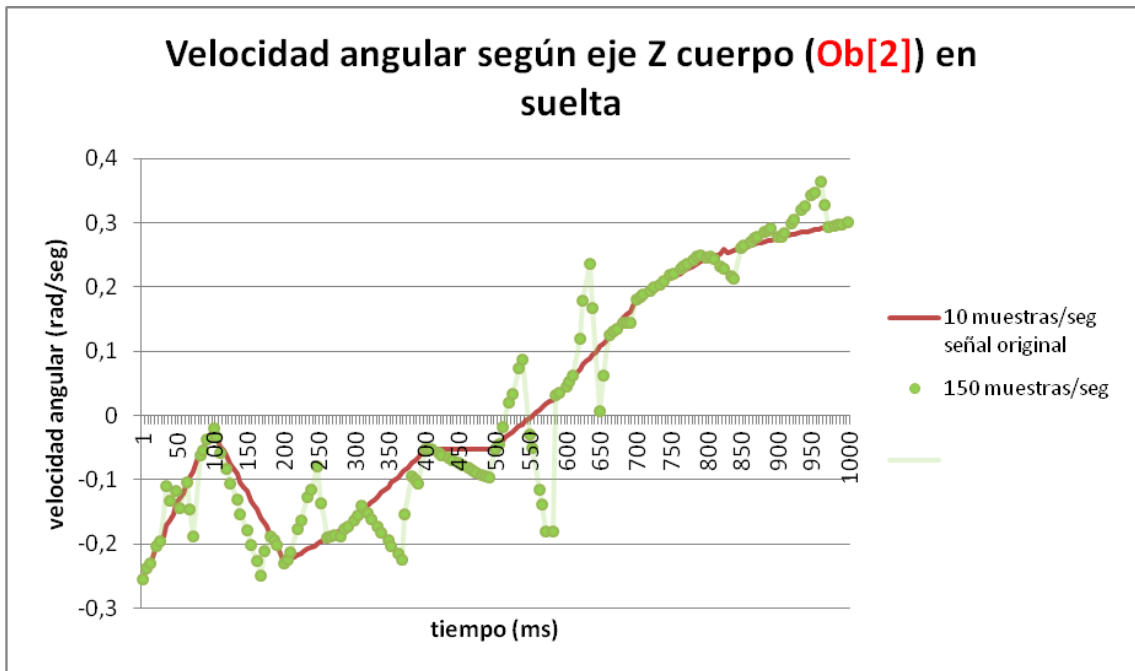


Ilustración 60: Ob[2] en suelta a 150 muestras por segundo

3.3. Segunda aportación

Esta segunda aportación también está basada como el anterior en el envío de un *array* unidimensional pero no de valores diferenciales, todos los parámetros serán de 32 bits. La principal aportación que se hace es estudiar la inclusión de unas etiquetas de tiempo de forma alterna para ubicar con más precisión en el tiempo el valor enviado del sensor, algo que en anterior método era inviable de conocer, y por tanto de ubicar en el postproceso.

Las marcas de tiempo delimitarán al valor o valores que envíen los sensores. Habrá etiquetas de tiempo y valores enviados en esos intervalos, y aunque se acote esos intervalos, no será posible determinar el momento exacto de tiempo al que corresponde ese valor, sí que se encuentra entre dos tiempos, pero nunca el tiempo exacto, por tanto, serán estimaciones, acotadas, pero estimaciones.

Las etiquetas de tiempo se mandarían en valores de 32 bits para poder acoger la unidad de tiempo desde el momento de lanzamiento con la mayor precisión posible, elegir 16 bits estaríamos supeditados a 16.535 unidades de tiempo, que hablando de milisegundos, agotaríamos el espacio rápidamente volviendo a cero con demasiada frecuencia. Con 32 bits, podemos llegar a tener un vuelo de algunas horas sin mayor problema

Recordar que al igual que el método anterior, seguimos contando con una matriz donde puede albergar un único valor para parámetros poco muestreados, más de un valor para valores medianamente muestreados y muchos valores para los parámetros más muestreados, pero eso sí, es vital que la frecuencia de llegada de estos valores al *array* sea siempre la misma y en el mismo orden. No hay forma de saber en postproceso de datos, si estos han llegado en un orden distinto, invalidando por completo todo el ensayo, dado que no se es capaz de distinguir que valor corresponde a que parámetro.

Sigue sin haber una etiqueta que identifique a cada parámetro, nunca se sabe qué valor pertenece a qué parámetro cuando este llegue a Tierra, esto implica que la secuencia debe ser escrupulosamente invariable, tanto a la llegada del valor de los sensores como en el posicionamiento dentro del *array* por tanto es un inconveniente que no está resuelto pues el método anterior también lo conserva.

3.3.1. Estimaciones teóricas

Partimos del mismo Radio Módem a 900MHz, y por tanto de una velocidad teórica de 115.200 bits/seg. También del 30% de esta velocidad (38.400 bits/seg.), decisión basada en la

saturación del espectro radioeléctrico, teniendo una señal más estrecha y por consiguiente menos detectable y con menos interferencias.

Las características del envío también son las mismas; 8 bits de datos, sin paridad y con un bit de parada, por tanto para el envío de un byte se contabilizará diez bits, el resultado es disponer de 3840 bytes/seg.

Las cuestiones a considerar para esta segunda aproximación, son que todos los valores serán de 32 bits, valores de sensores y de reloj, y que inicialmente el número de etiquetas de reloj a enviar por segundo es de 50. Esto hace que cada 20 milisegundos se envíe una etiqueta identificativa del valor del reloj, y podamos saber que esos valores se encuentran entre ese tiempo t y $t+20$ milisegundos. El total de bytes ocupados por las etiquetas de tiempo ascienden a 200 bytes/seg.

Se mantiene para los parámetros de bajo muestreo la frecuencia inicial, es decir, 10 muestras por segundo, eso hace un total de 800 bytes para este tipo de parámetros. En lo que respecta a los parámetros de muestreo medio, se parte de una premisa inicial basada en el envío de 30 muestras por segundo (triplicando la frecuencia inicial) ascendiendo a un uso de 840 bytes/seg. del ancho de banda disponible.

Sumados los valores de reloj, parámetros de bajo muestreo y de muestreo medio, tenemos para 80 muestras por segundo para los seis parámetros de alto muestreo, La suma de todo lo anterior hace un global de uso de 3760 bytes/seg. Estando por debajo de los teóricos 3840 que disponemos. Por tanto el resumen de los muestreos de parámetros queda de la siguiente manera:

BAJO MUESTREO	10 MUESTRAS/SEG.
MUESTREO MEDIO	30 MUESTRAS/SEG.
ALTO MUESTREO	80 MUESTRAS/SEG.

3.3.2. Curvas en lanzamiento

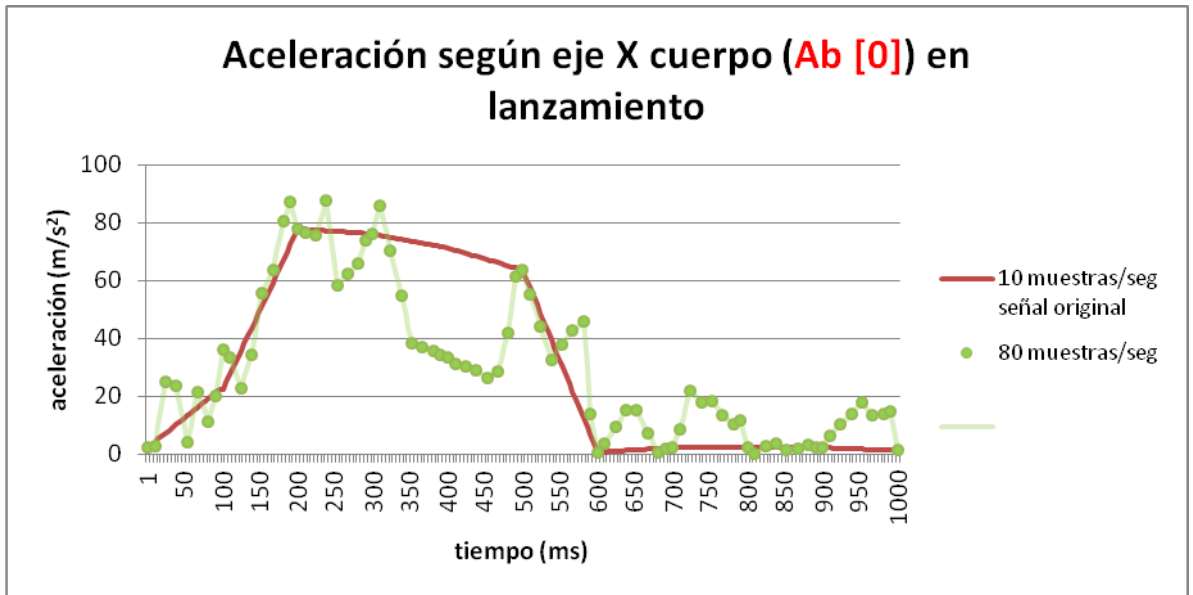


Ilustración 61: Ab[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo

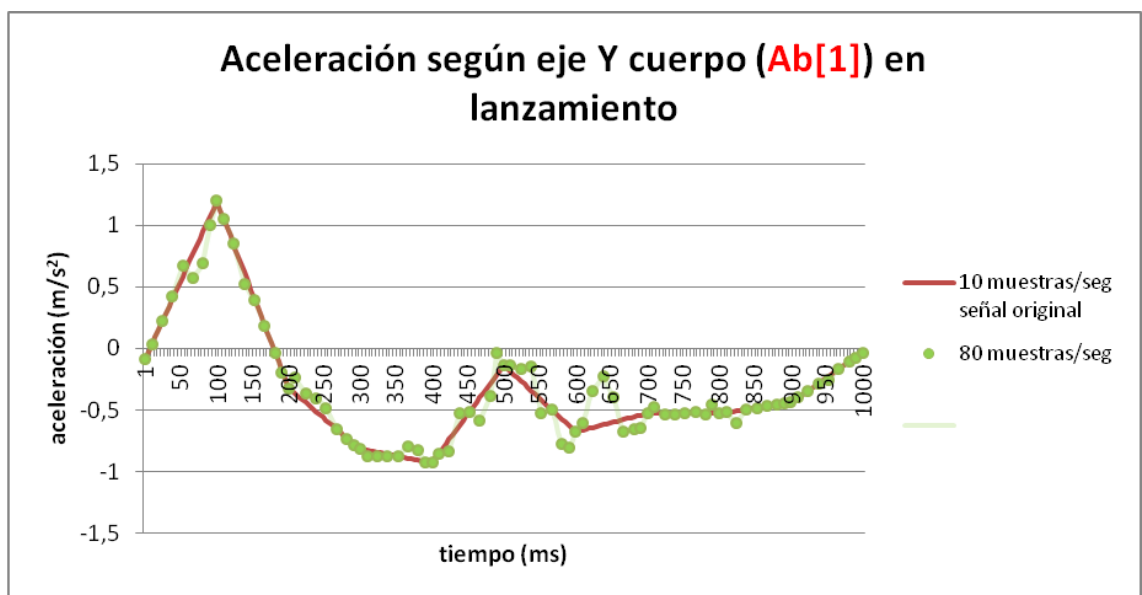


Ilustración 62: Ab[1] en lanzamiento a 80 muestras por segundo



Ilustración 63: Ab[2] en lanzamiento a 80 muestras por segundo

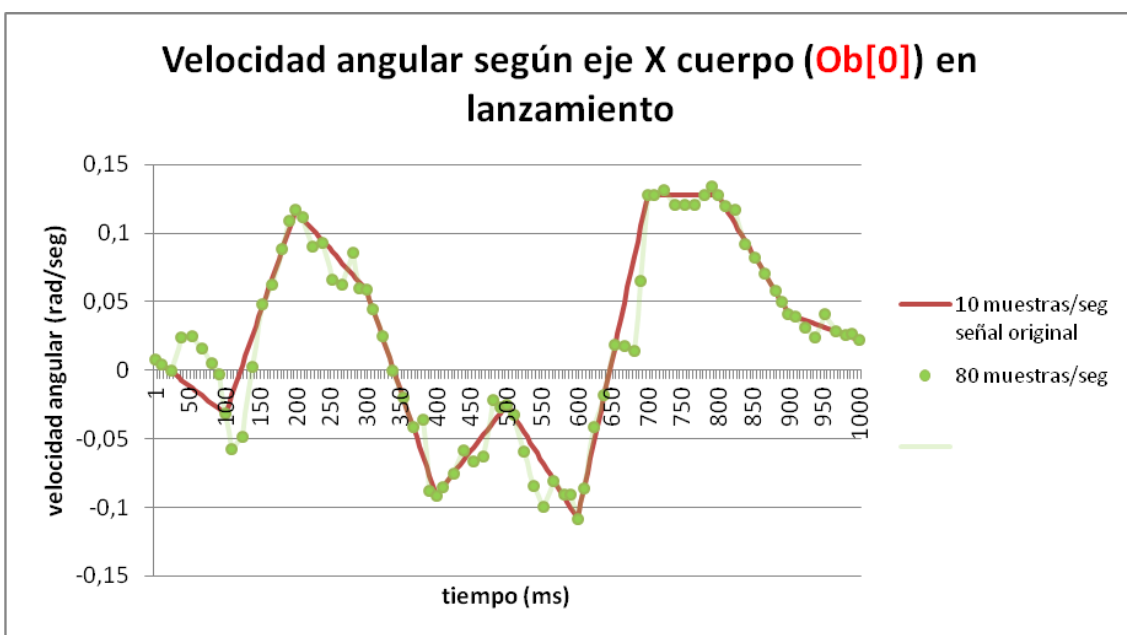


Ilustración 64: Ob[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo

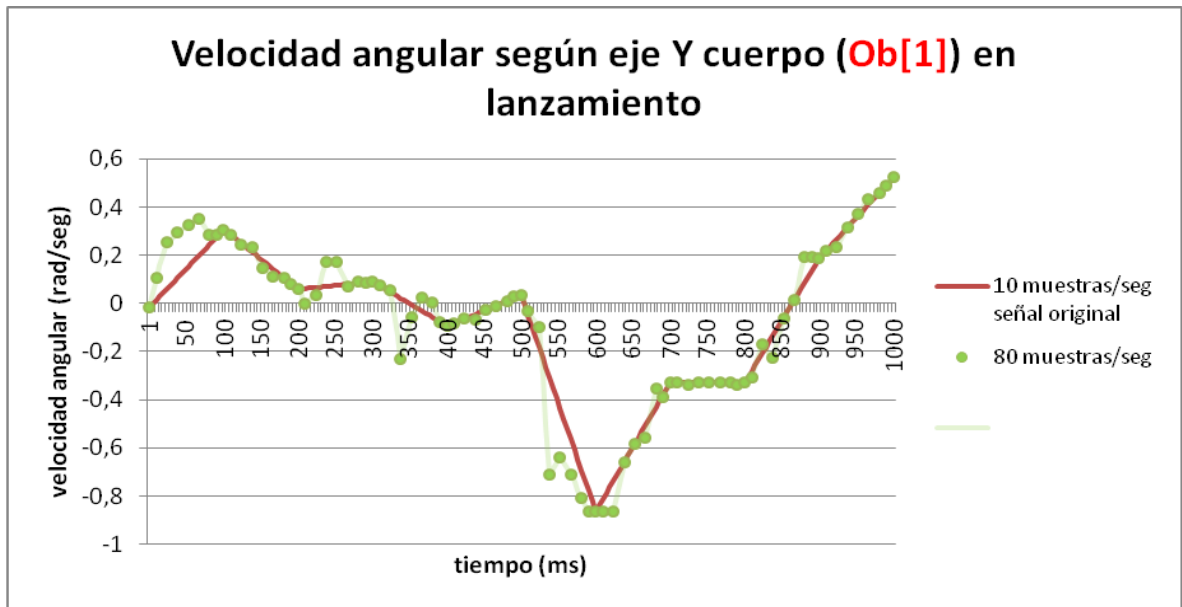


Ilustración 65: Ob[1] en lanzamiento a 80 muestras por segundo

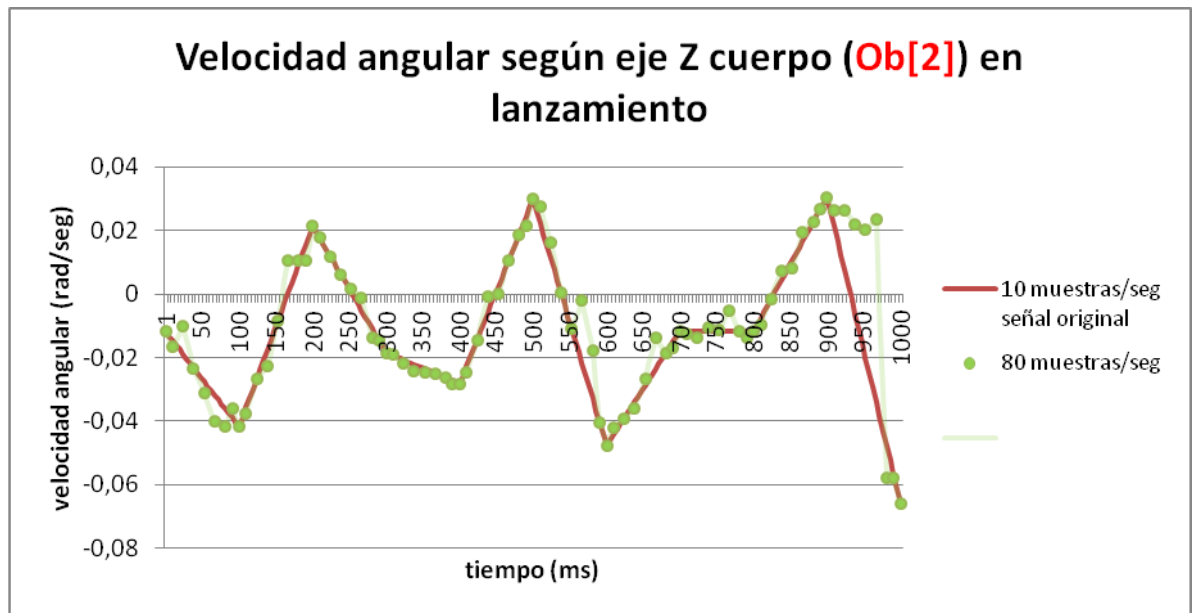


Ilustración 66: Ob[2] en lanzamiento a 80 muestras por segundo

3.3.3. Curvas en suelta

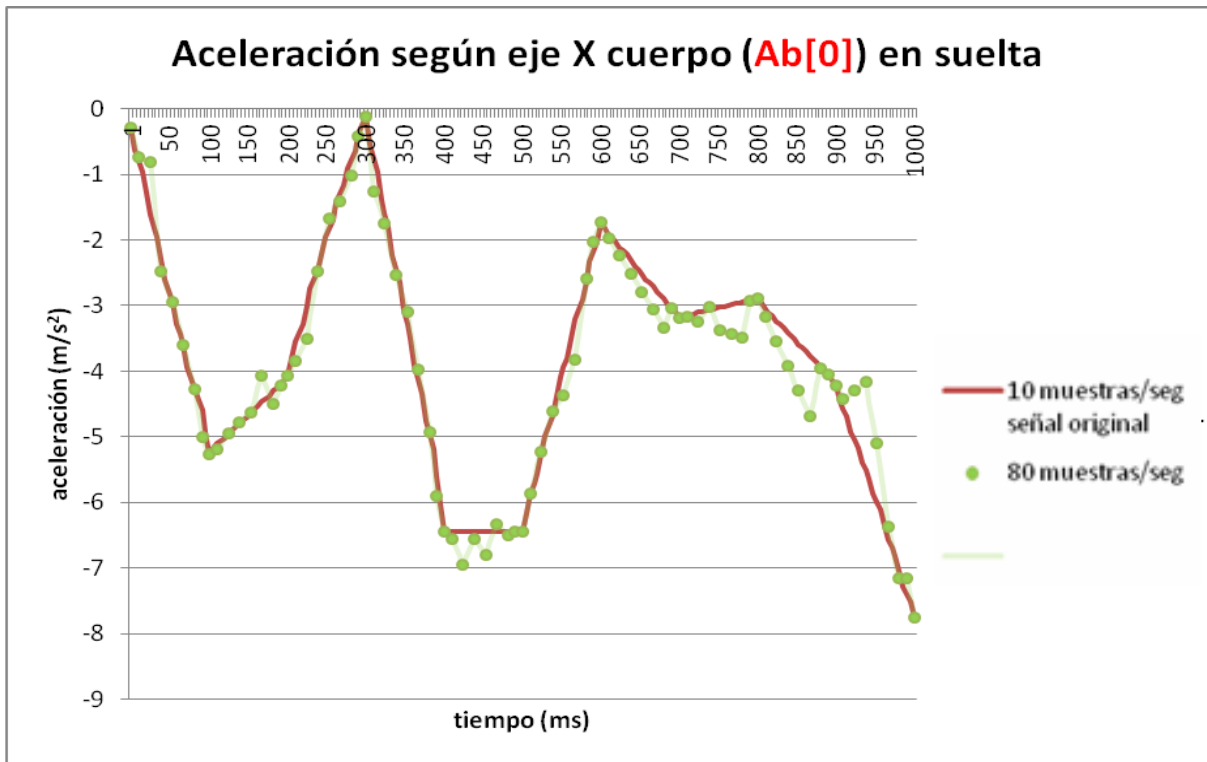


Ilustración 67: $Ab[0]$ en suelta a 80 muestras por segundo

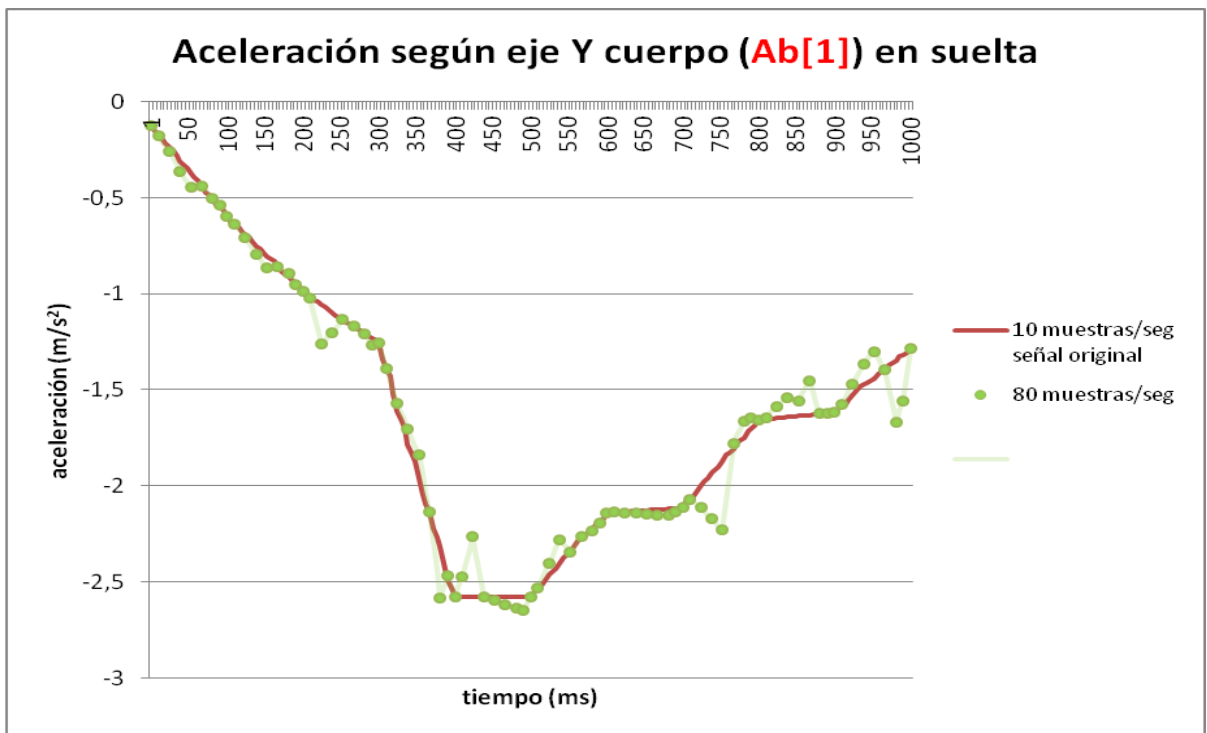


Ilustración 68: $Ab[1]$ en suelta a 80 muestras por segundo

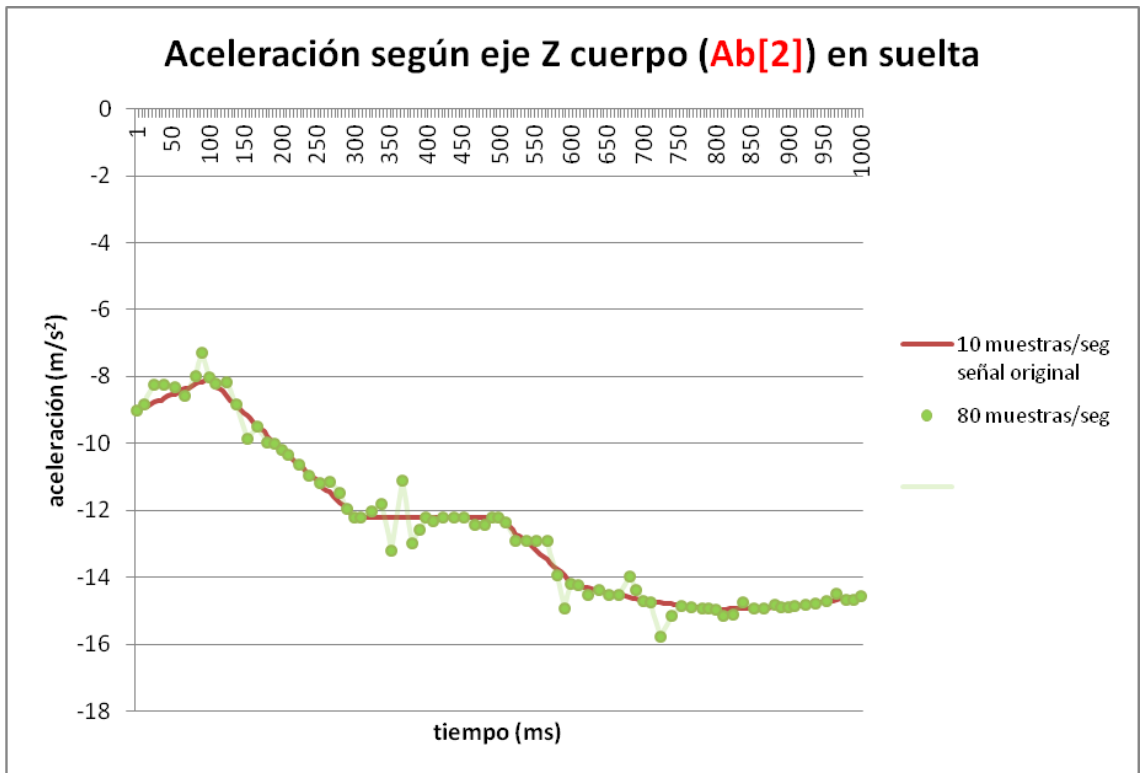


Ilustración 69: Ab[2] en suelta a 80 muestras por segundo

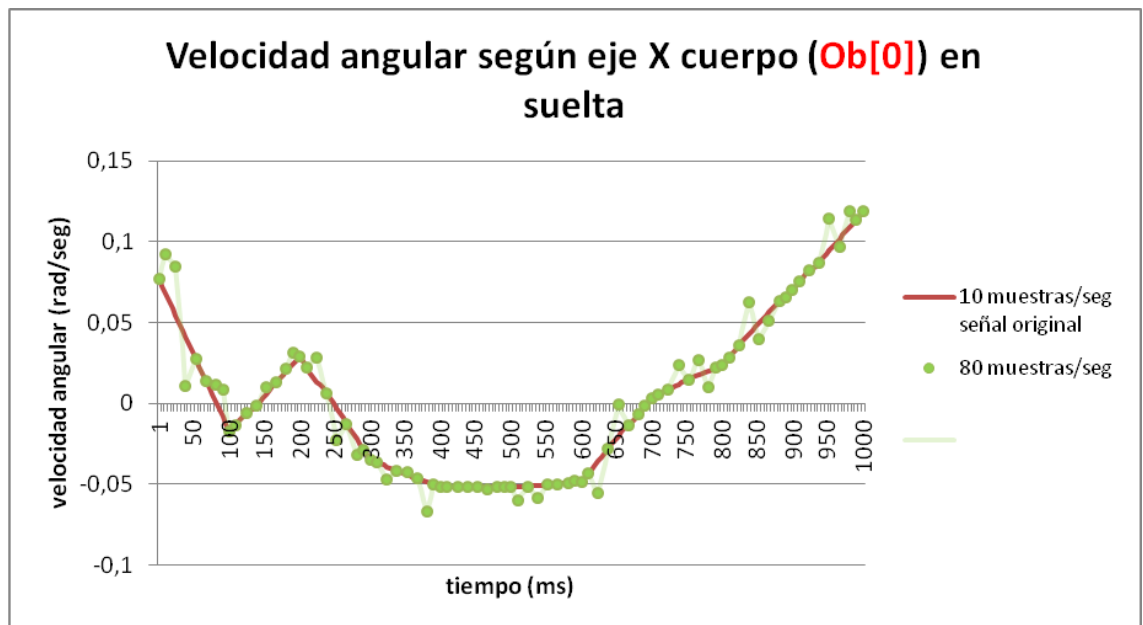


Ilustración 70: Ob[0] en suelta a 80 muestras por segundo

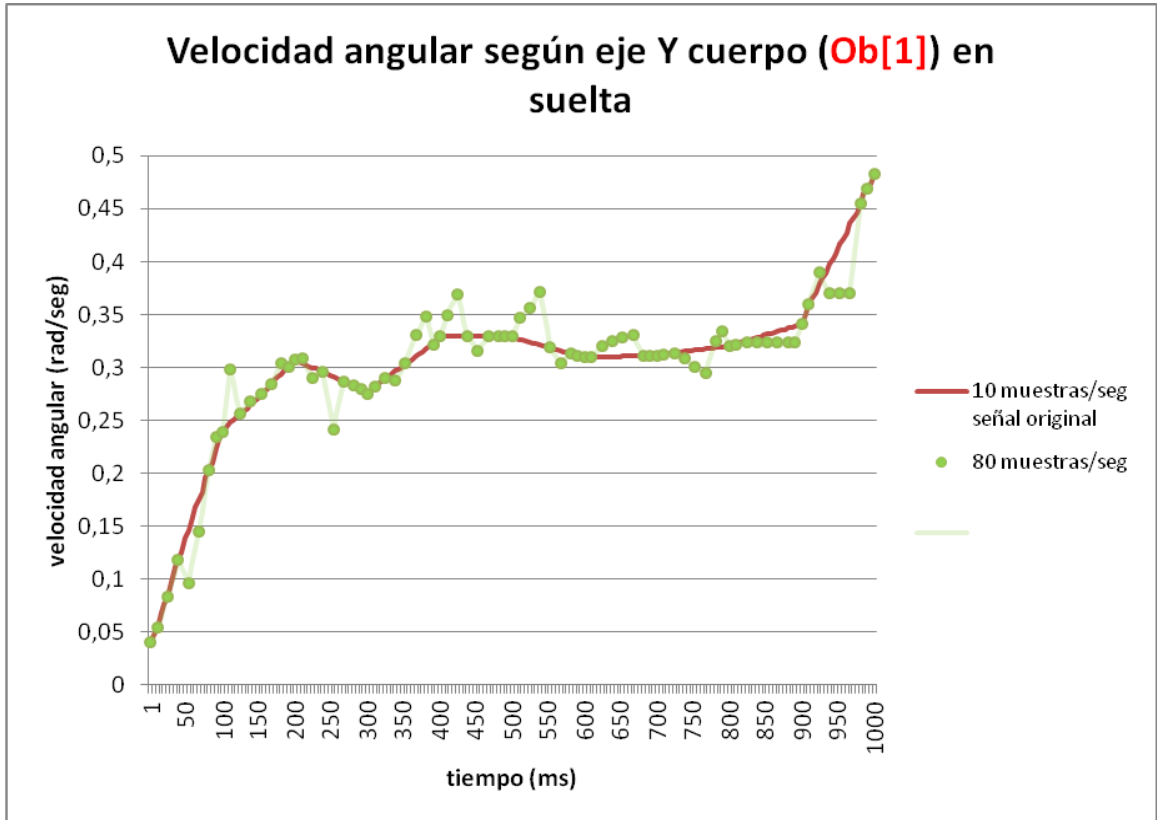


Ilustración 71: Ob[1] en suelta a 80 muestras por segundo

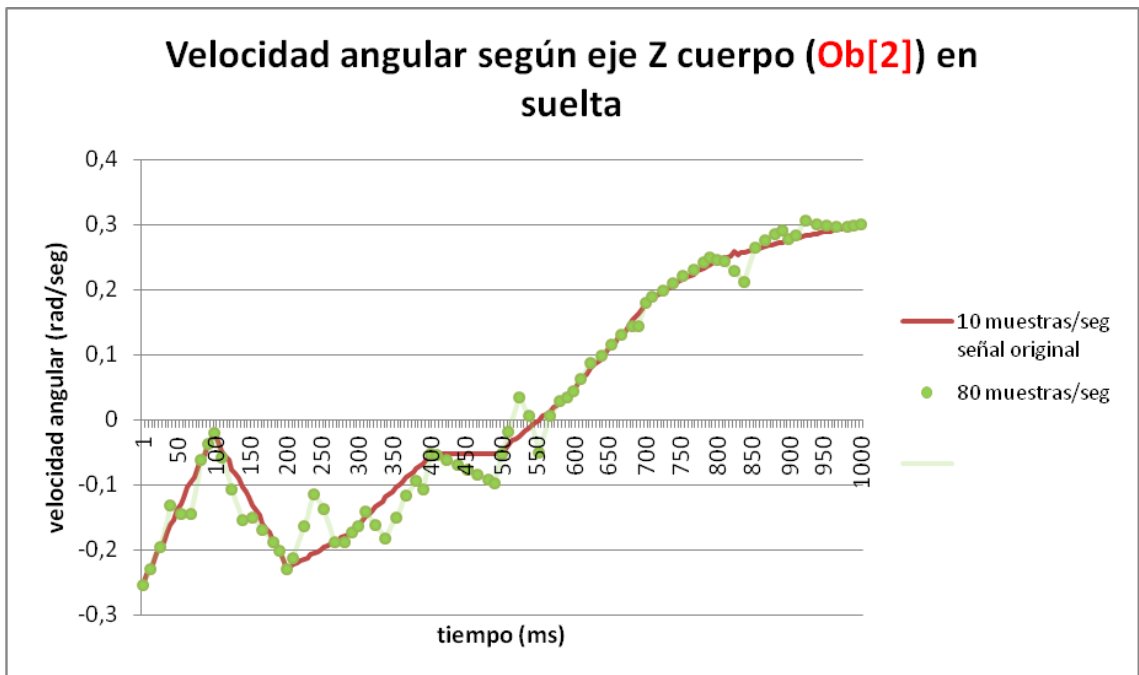


Ilustración 72: Ob[2] en suelta a 80 muestras por segundo

3.4. Tercera aportación

Esta tercera aportación contiene elementos incluidos en la primera (valores diferenciales) y elementos incluidos en la segunda (inclusión de marcas de reloj), conceptos éstos explicados anteriormente.

Además de las mejoras anteriores, se elimina uno de los principales defectos en el hecho de reconocer en Tierra al parámetro al cual corresponde ese valor. Ahora se implementa una etiqueta que identifica a cada parámetro, se sabe qué valor pertenece a qué parámetro cuando este llegue a Tierra, por tanto eliminamos el inconveniente del orden invariable de la llegada del valor de los sensores como en el posicionamiento dentro del *array*.

La forma de implementar esta etiqueta está realizada con una reserva de 6 bits para la identificación de cada parámetro. Tenemos 33 parámetros y podíamos haber usado 7 bits para completar los 33 posibles valores de cada parámetro, pero se ha tratado de hacerlo en 32 bits, y las etiquetas numeradas del 0 al 31, identificarán a 32 parámetros y trigésimo tercer parámetro vendrá identificado con la ausencia de etiqueta, así podemos codificar los 33 valores. Esta pequeña complejidad adicional, supone no gobernar exhaustivamente el envío del valor de los sensores al ordenador embarcado, ahora pueden ir a la frecuencia que quieran, e incluso no respetar esta frecuencia a lo largo del vuelo, como valor irá etiquetado, al llegar a Tierra será perfectamente reconocible.

3.4.1. Estimaciones teóricas

Partimos del mismo Radio Módem con una velocidad teórica de 115.200 bits/seg. También del 30% de esta velocidad (3.840 bytes/seg.).

Las etiquetas de reloj, serán de 32 bits, e inicialmente el número de éstas a enviar por segundo es de 100, es decir 10 por décima de segundo. Esto hace que cada 10 milisegundos se envíe una etiqueta identificativa del valor del reloj, y podamos saber que esos valores se encuentran entre ese tiempo t y $t+10$ milisegundos. El total de bits ocupados por las etiquetas de tiempo ascienden a 3200. Esta cantidad elegida de etiquetas de reloj por segundo puede ser modificada, siempre a la alza, dado que su número no implica un exceso en el total de bytes a enviar a Tierra, si bien es cierto, se ha querido implementar esta mejora, pero pensando en dar a los parámetros de alto muestreo el mayor número de muestras por

segundo. Si se decide usar más muestras de reloj por segundo implicaría un descenso de valores para los parámetros de alto muestreo, para no sería un número significativo.

Los parámetros de bajo muestreo continuarán con su frecuencia original; diez muestras por segundo, resultando un total de diez muestras por segundo de 32 bits para 20 parámetros un total de 6400 bits por segundo. Los parámetros de muestreo medio se establece en un número de cuarenta por segundo, uno de los cuales (el primero) ocupará 32 bits y los 39 restantes serán de 22 bits. Esto hace un total de 890 bits por segundo y como son 7 parámetros hacen total de 6230 bits por segundo. Sumados los bits de clock, bajo y medio muestreo y restados al total de bits por segundo que tenemos (38.400), nos quedan 22.570 para implementar los muestreos de los seis parámetros del alto muestreo. Se escoge 160 muestras por segundo, donde el primero será de 32 bits y los otros 159 valores restantes de 22 bits, multiplicados por seis parámetros obtenemos la cantidad de 21.180, suficientes dado que tenemos 22.570.

Por tanto el resumen de los muestreos de parámetros queda de la siguiente manera:

BAJO MUESTREO	10 MUESTRAS/SEG.
MUESTREO MEDIO	40 MUESTRAS/SEG.
ALTO MUESTREO	160 MUESTRAS/SEG.

3.4.2. Curvas en lanzamiento

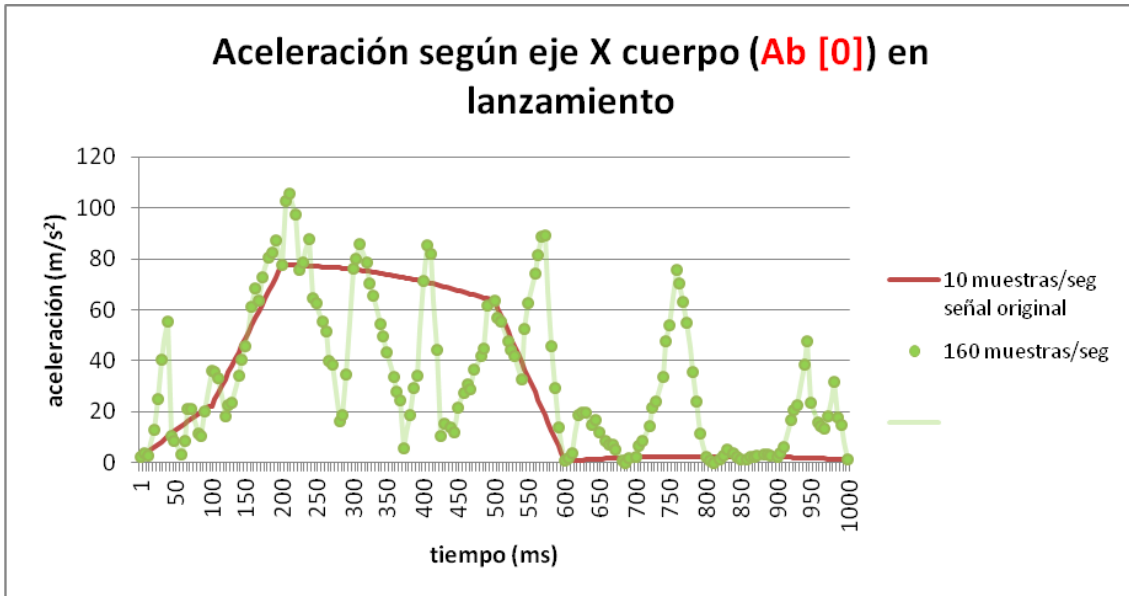


Ilustración 73: Ab[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

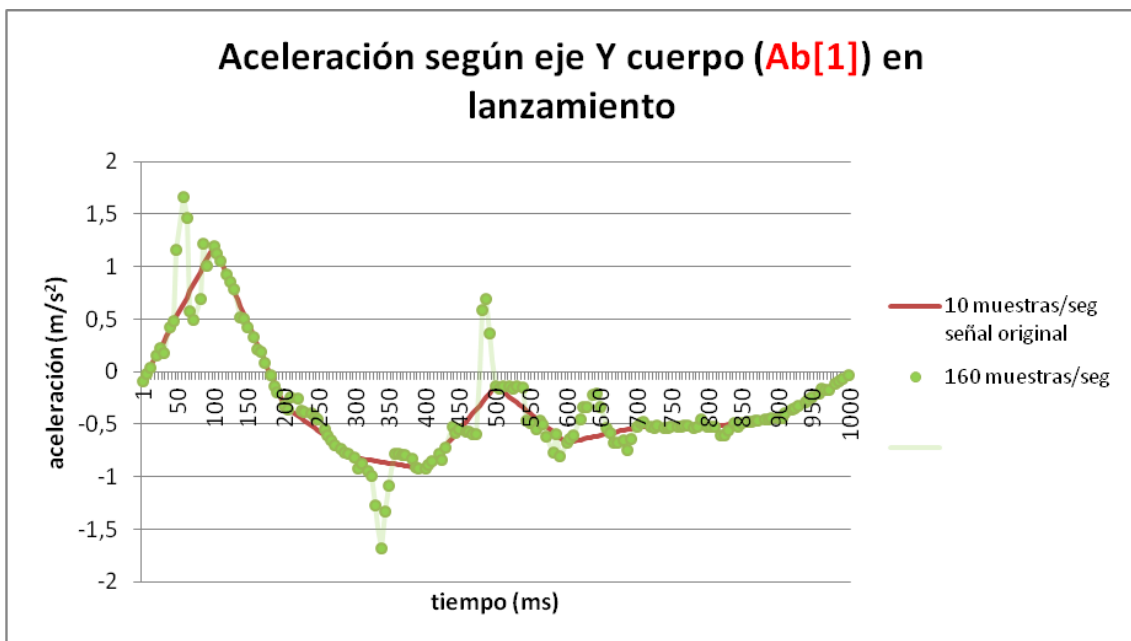


Ilustración 74: Ab[1] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

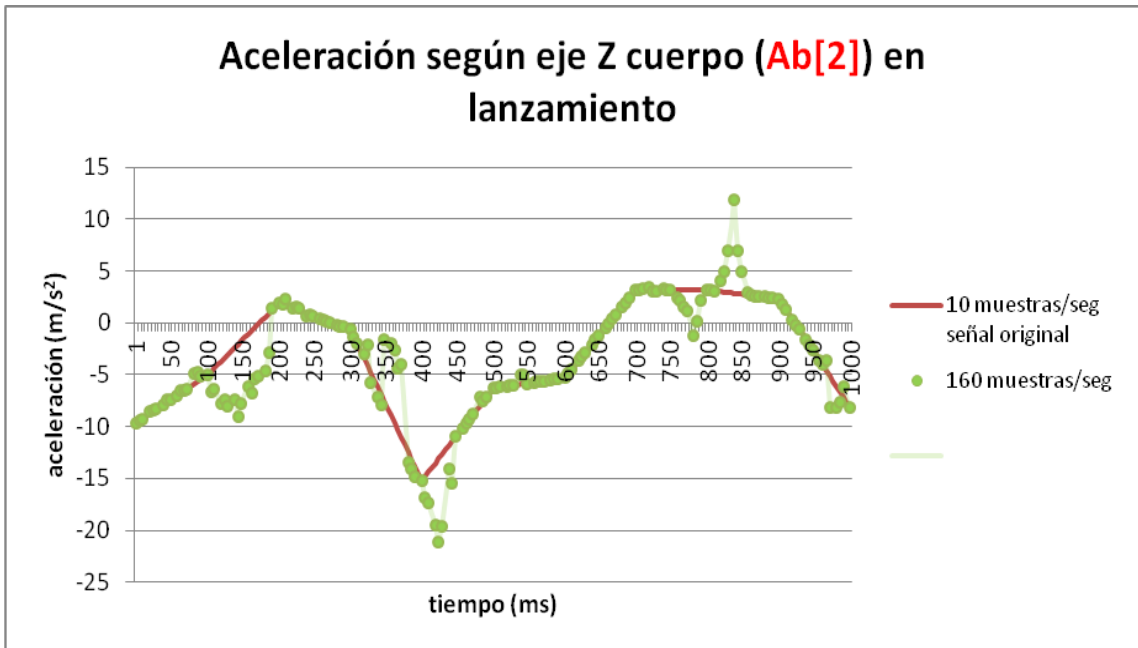


Ilustración 75: Ab[2] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

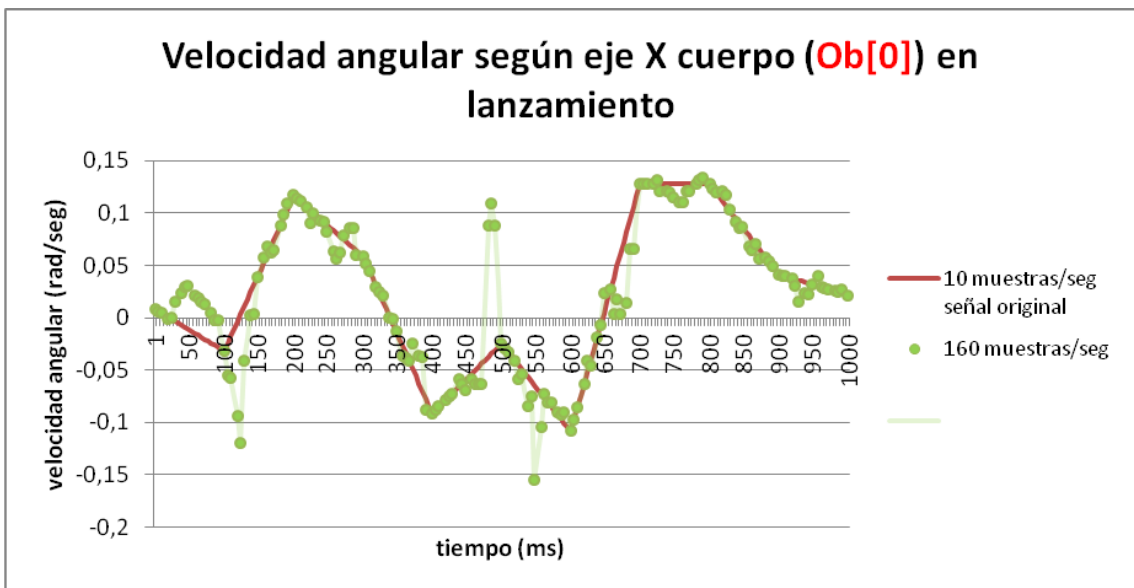


Ilustración 76: Ob[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

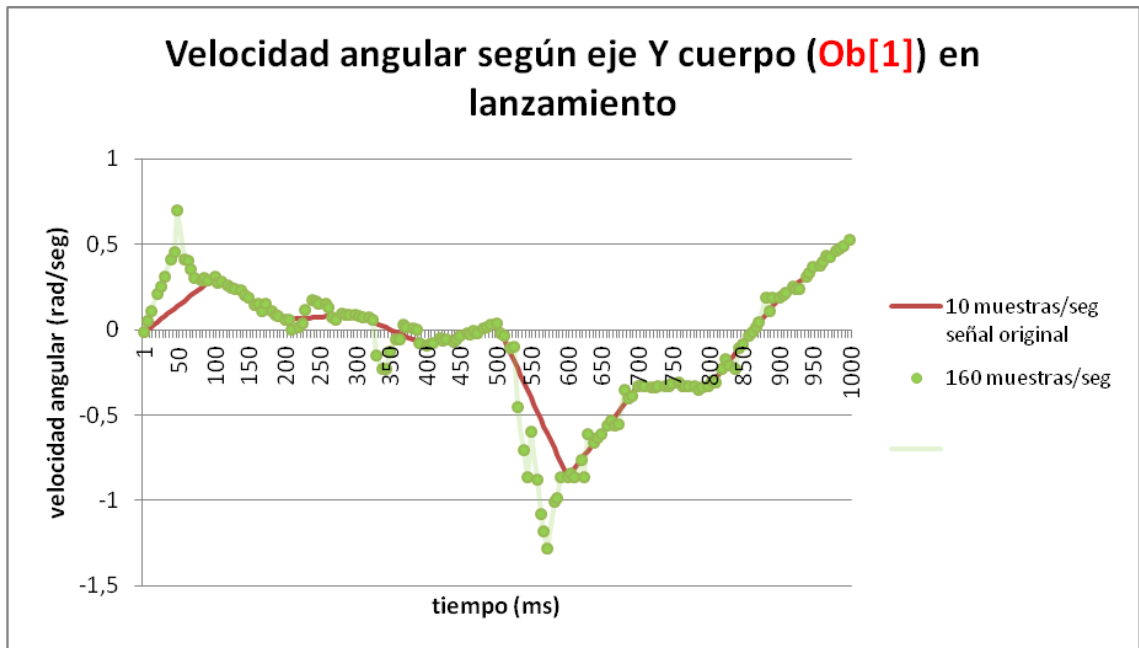


Ilustración 77: Ob[1] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

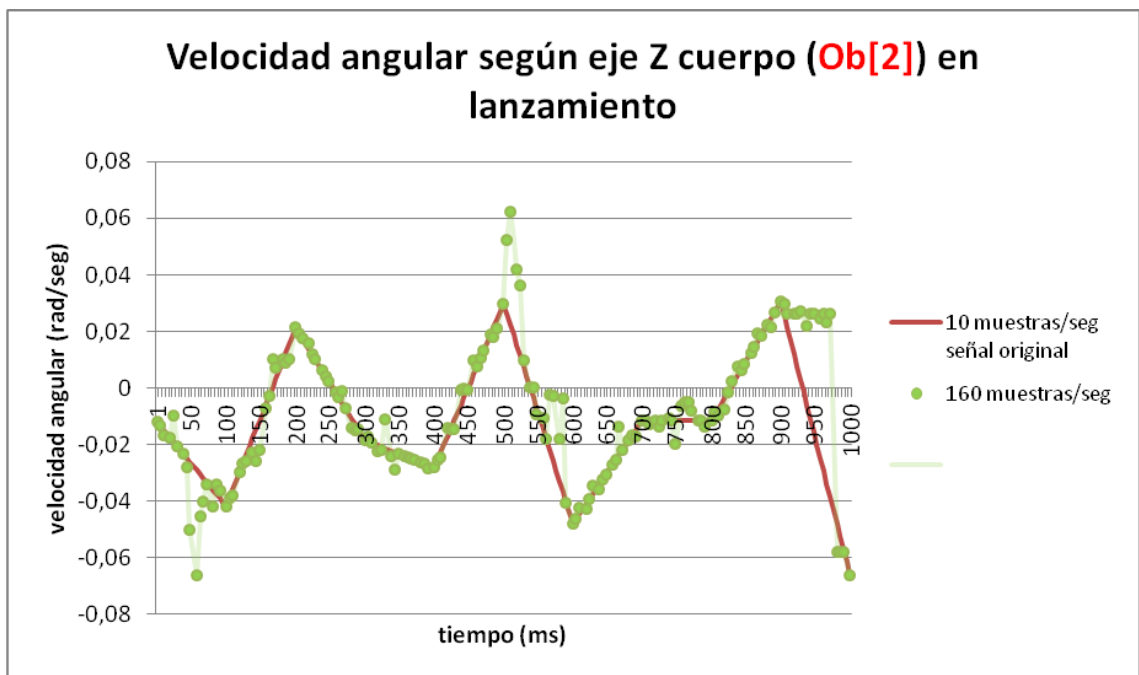


Ilustración 78: Ob[2] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

3.4.3. Curvas en suelta

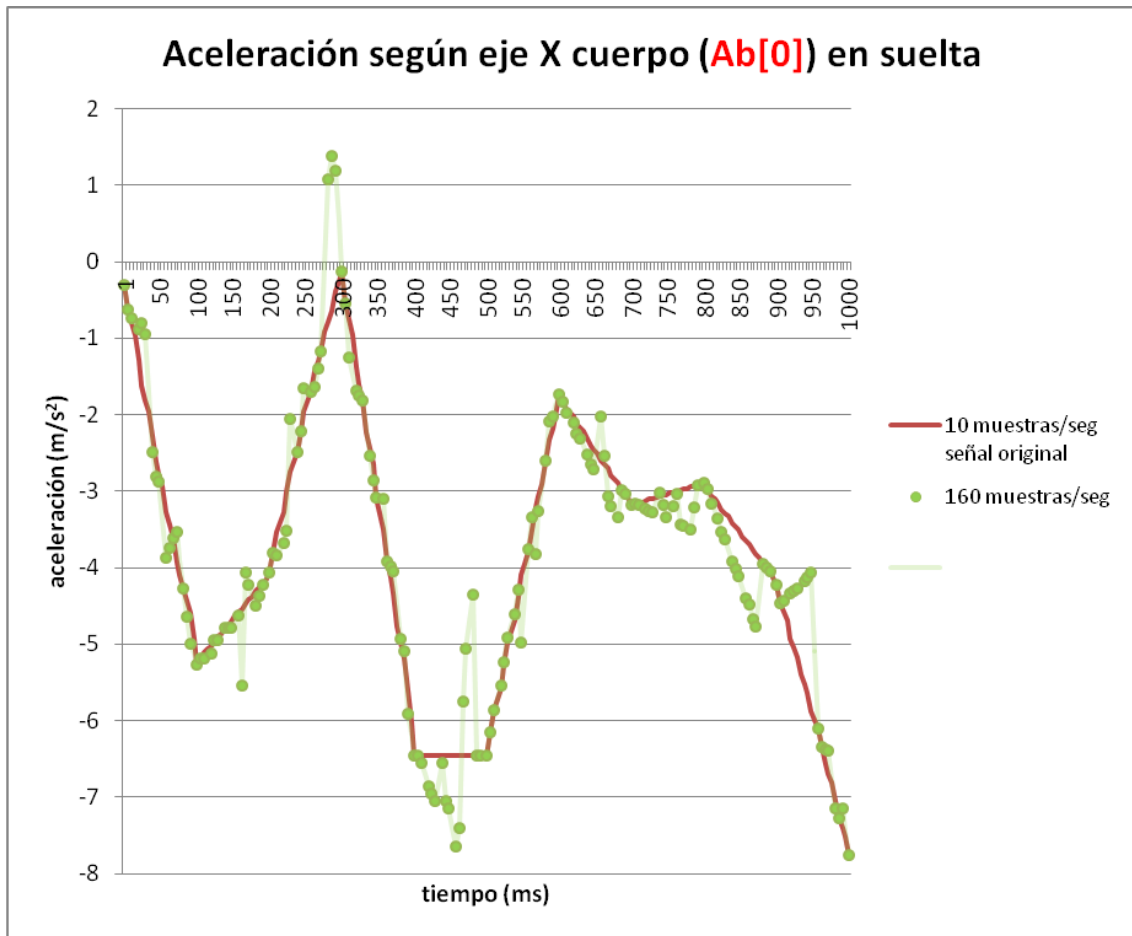


Ilustración 79: $Ab[0]$ en suelta a 160 muestras por segundo

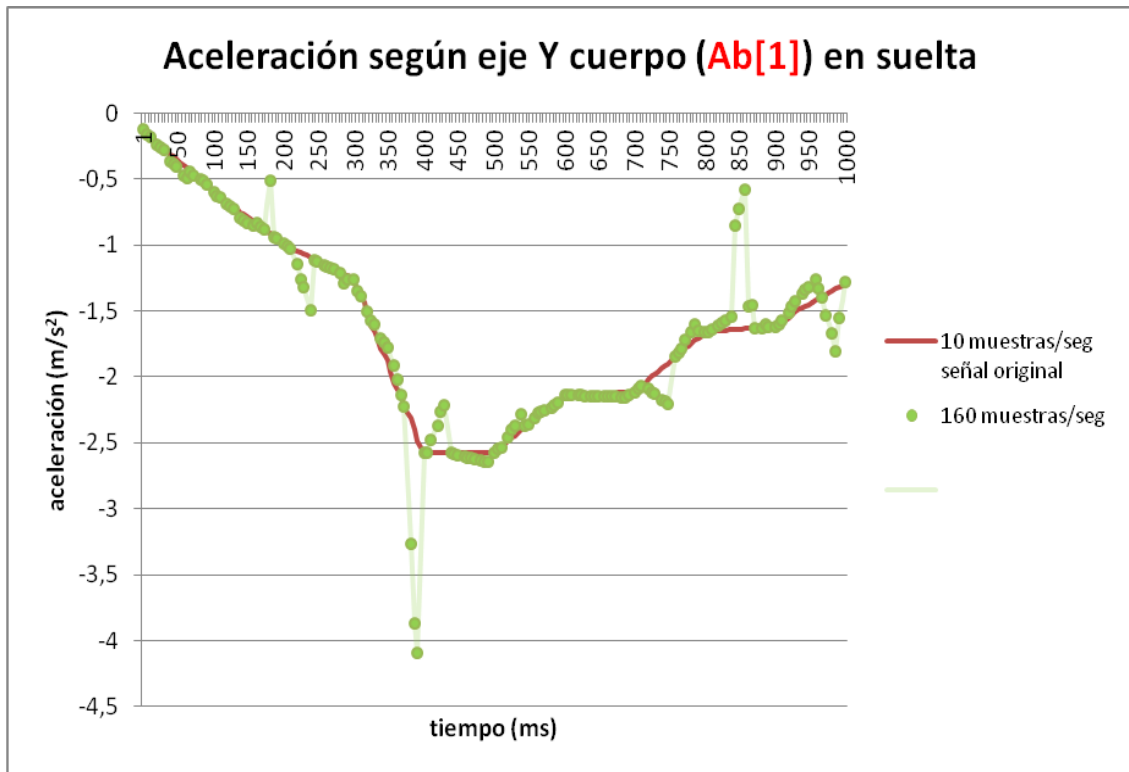


Ilustración 80: Ab[1] en suelta a 160 muestras por segundo

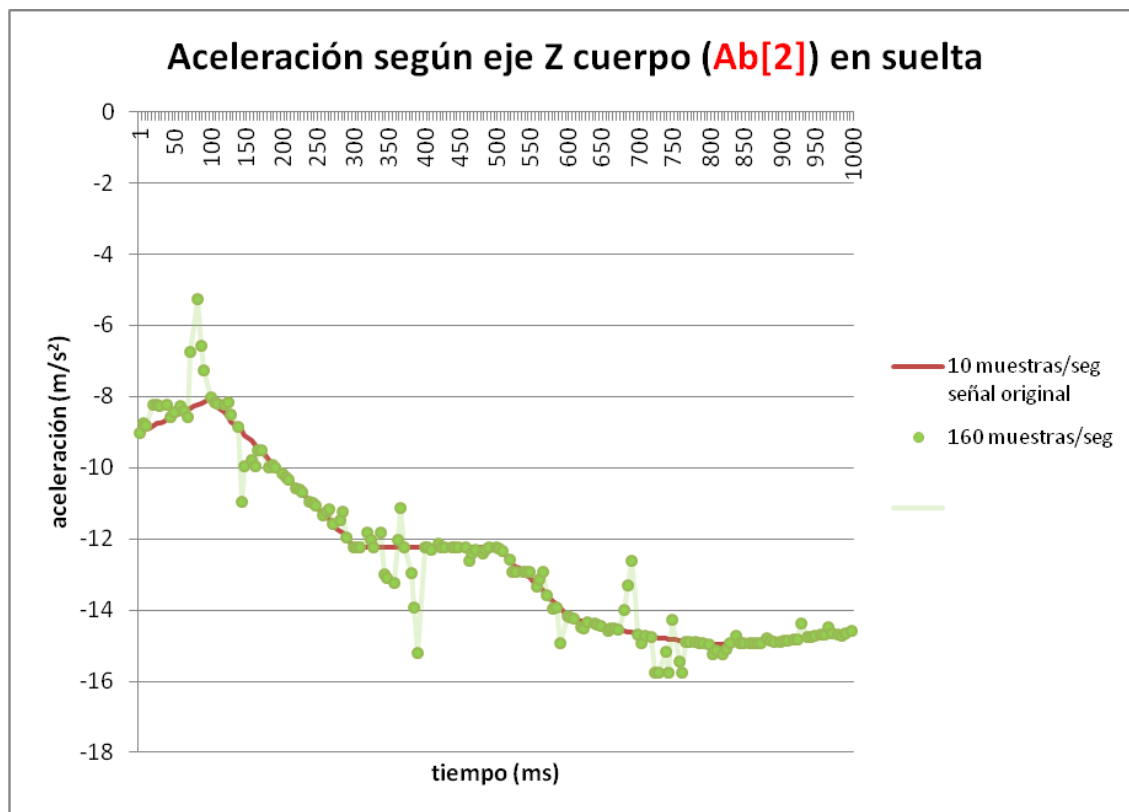


Ilustración 81: Ab[2] en suelta a 160 muestras por segundo

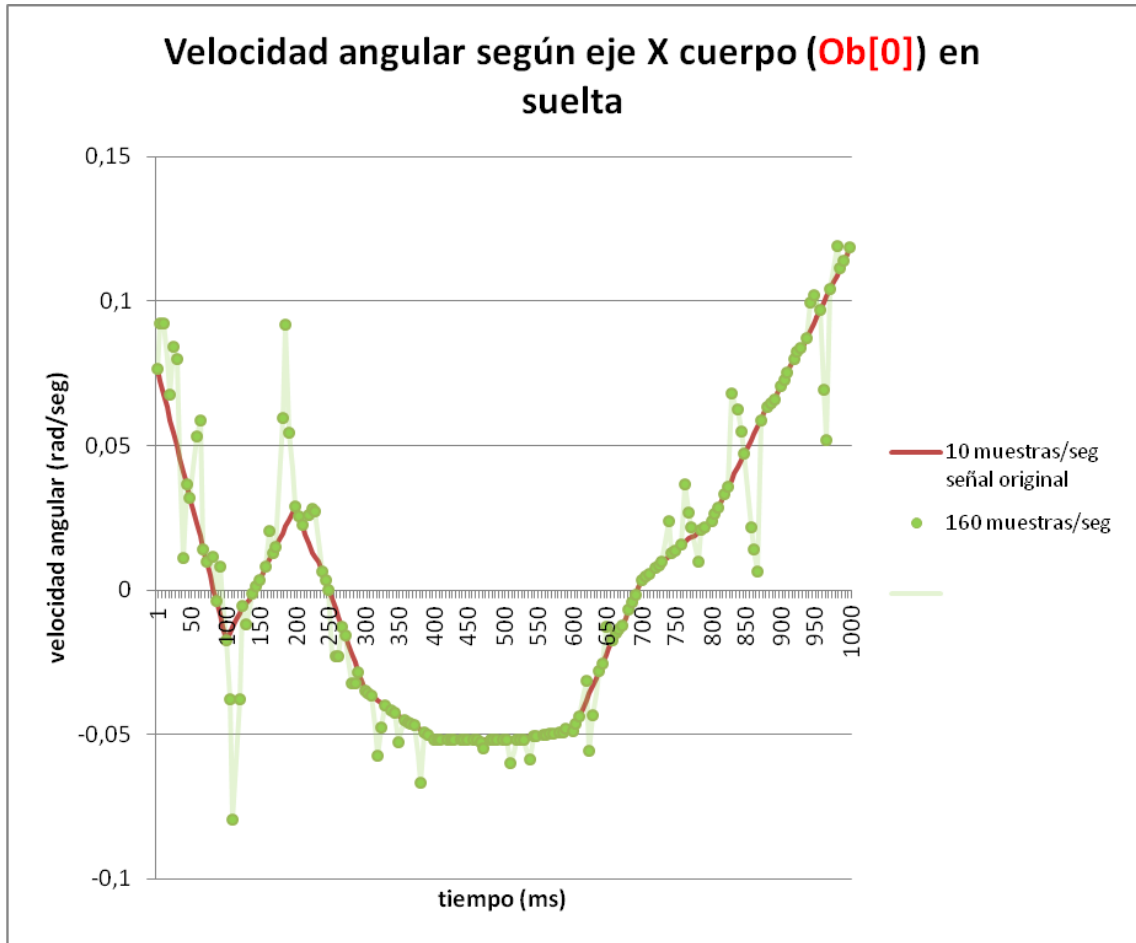


Ilustración 82: Ob[0] en suelta a 160 muestras por segundo

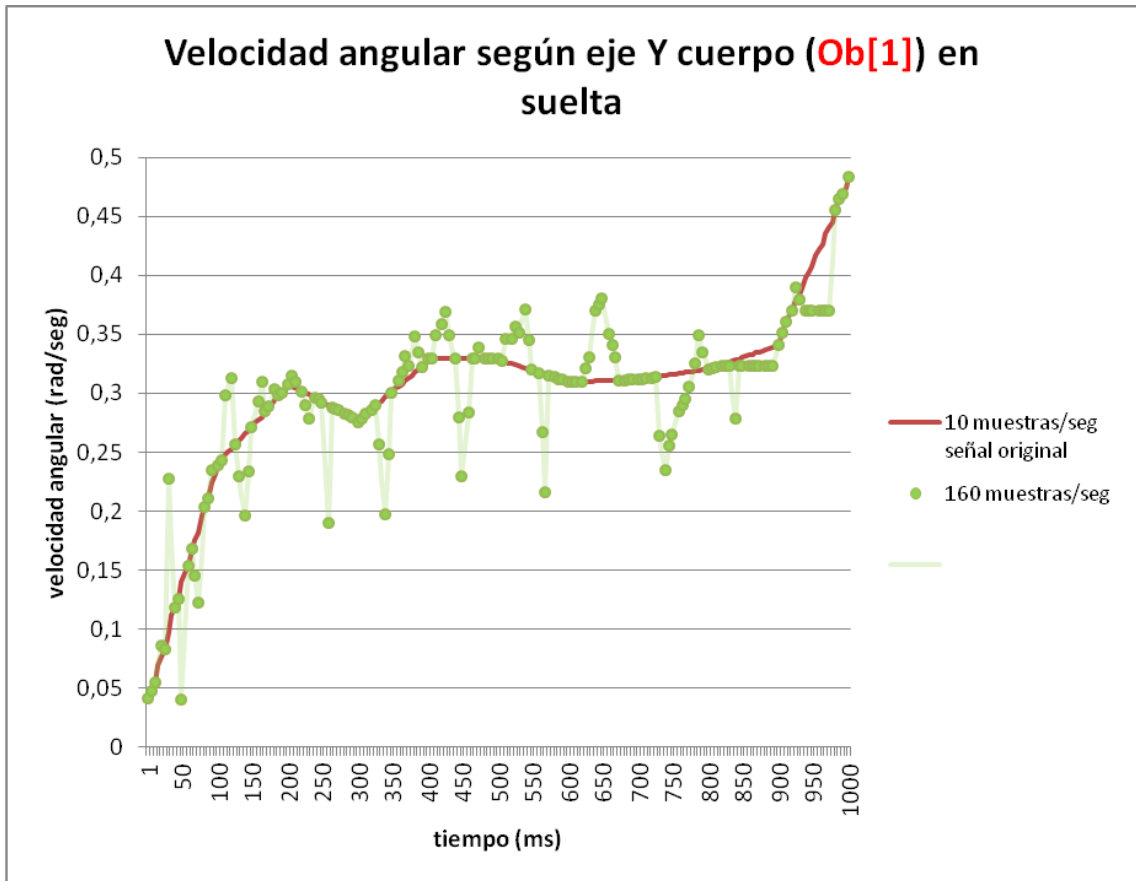


Ilustración 83: Ob[1] en suelta a 160 muestras por segundo

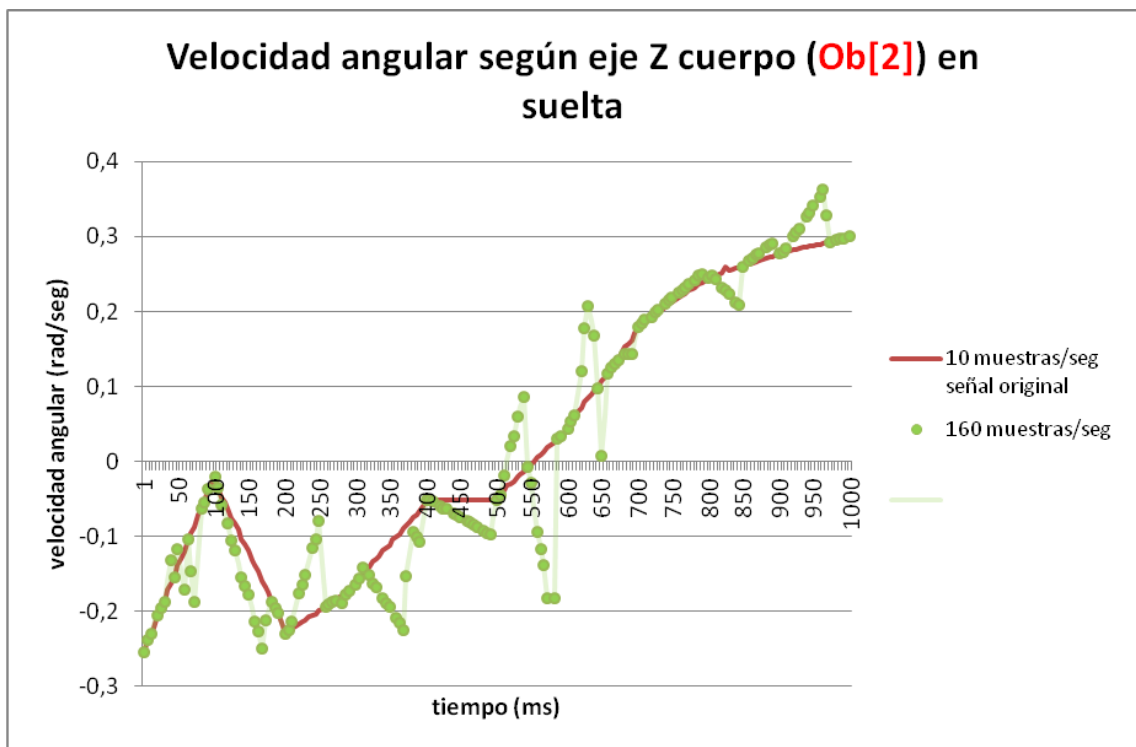


Ilustración 84: Ob[2] en suelta a 160 muestras por segundo

3.5. Cuarta aportación

Este método aporta dos variaciones a estudiar con respecto a la última aportación, por un lado, controla si el valor que ha llegado es igual al último valor, si es así, no se envía este último. Es muy efectivo para parámetros con baja variación, pero al estudiar momentos críticos, estas variaciones se harán inevitables. También resulta muy eficaz en momentos que no sean críticos del vuelo, en maniobras sencillas o sencillamente cuando realice una misión, el poder almacenar el valor del último valor y dar opción a no enviarlo se hace muy interesante en cuanto a la optimización del ancho de banda del Radio Módem. Concretar que ya no el valor exacto repetido pues esto es bastante complicado, habría que implementar en el ordenador embarcado unos “márgenes de valores similares” para establecer y determinar que ese valor es prácticamente el mismo que el anterior, puesto que las curvas de calibración de cada sensor hace que una pequeña variación en unidades del entorno a milivoltios hacen que el valor sea distinto por la ecuación de la recta de carga.

La siguiente variación es mucho más importante, y se trata de volver a enviar el valor de los sensores en 12 bits., como originalmente se hacía. Con esto el ahorro es muy considerable y hablaríamos de superar la barrera de las 200 muestras por segundo de cada sensor, pero hay que estudiar si estos 12 bits tienen la capacidad de mostrar los incrementos o decrementos con toda validez. Esto es lo que se denomina error por sobrecarga de pendiente (Pallas, R. 2001 y Jerolim, Balaban & Shanhugan 1994)

Como se ha mencionado anteriormente, se utilizan valores diferenciales siendo el primer valor de cada parámetro enviado en 32 bits y el resto en 12, así como el concepto de etiqueta identificativa de cada parámetro. Se sabe de las aportaciones anteriores que la forma de implementar esta etiqueta está realizada con una reserva de 6 bits para la identificación de cada parámetro.

3.5.1. Estimaciones teóricas

Partimos de 38.400 bits por segundo como ancho de banda (3840 en una décima de segundo). Se parte de la premisa de que usan 6 bits para las etiquetas identificativas de cada parámetro, todas las de reloj son de 32 bits, las de valor de parámetro viene cuantificada en 12. Lo que si hay que hacer es una estimación lo más parecida a la real en cuanto a los valores repetidos o similares en un margen estrecho para considerar el hecho de no enviar el valor. En un principio, se suponen iguales un 20% de valores en parámetros de bajo muestreo, un 10% de valores en parámetros de muestreo medio, y 0% en valores de alto muestreo (siempre en

momentos críticos), ya hemos mencionado anteriormente, que en vuelo de crucero, las condiciones cambian de forma muy sustancial. Como valores diferenciales los primeros valores de cada parámetro viaja en una etiqueta de 32 bits.

Los cálculos que vienen a continuación se estiman para un segundo; 100 valores de reloj de 32 bits, respecto a los parámetros de bajo muestreo se establecen en 10 muestras por segundo de 32 bits para 20 parámetros, teniendo en cuenta que el índice de valores iguales se establece en un 20% el valor total de bits por segundo es de 3232. Respecto a los parámetros de muestreo medio, que son 7, se establecen en 50 muestras por segundo, la primera de ellas de 32 bits y las otras 49 de 12 bits, sabiendo que el 10 % de estos valores se suponen repetidos, asciende a un total de 5557 bits. Para alto muestreo disponemos del total de bits en un segundo menos la suma de todas las cantidades anteriores (un total de 26155 bits para 6 parámetros), y esto hace unas estimaciones superiores a 240 muestras por segundo.

Por tanto el resumen de los muestreos de parámetros queda de la siguiente manera:

BAJO MUESTREO	10 MUESTRAS/SEG.
MUESTREO MEDIO	50 MUESTRAS/SEG.
ALTO MUESTREO	241 MUESTRAS/SEG.

3.5.2. Curvas en lanzamiento

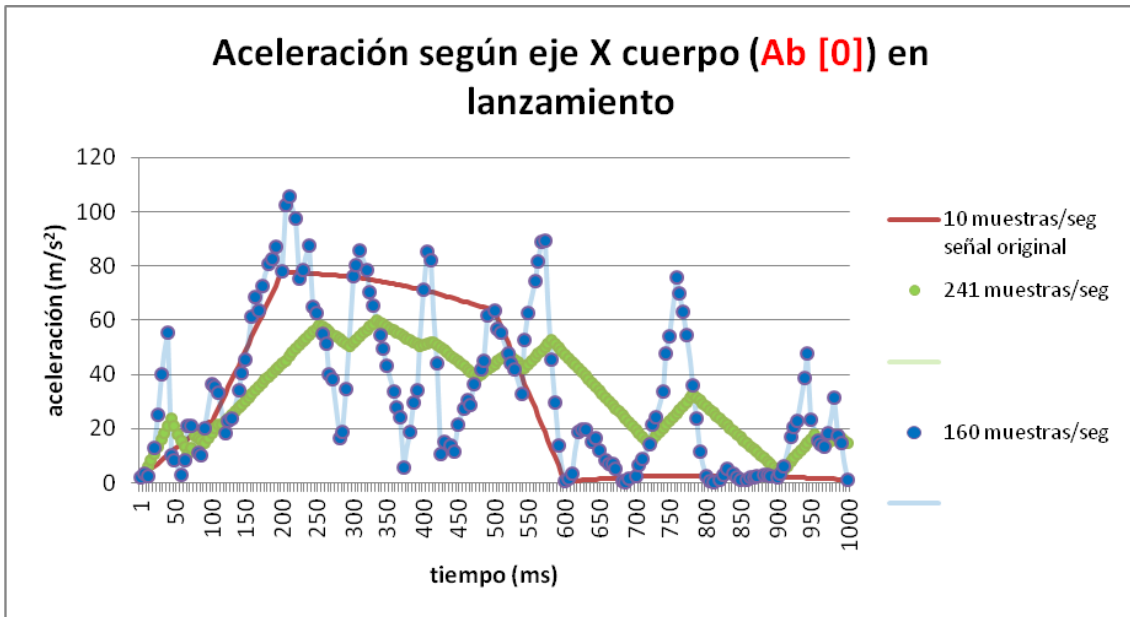


Ilustración 85: $Ab[0]$ en lanzamiento a 241 muestras por segundo

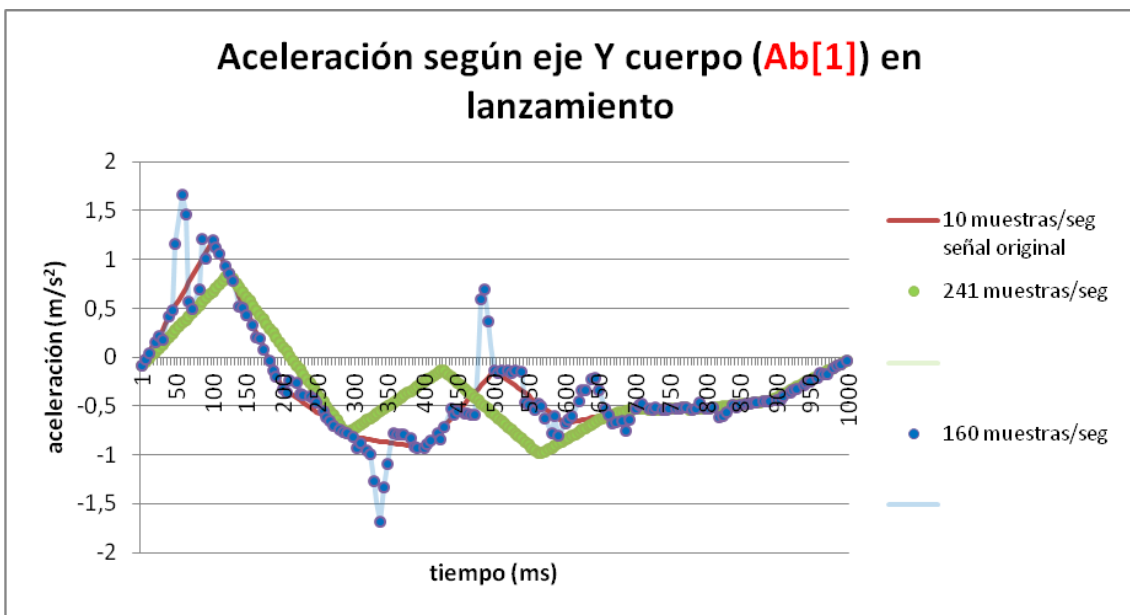


Ilustración 86: $Ab[1]$ en lanzamiento a 241 muestras por segundo

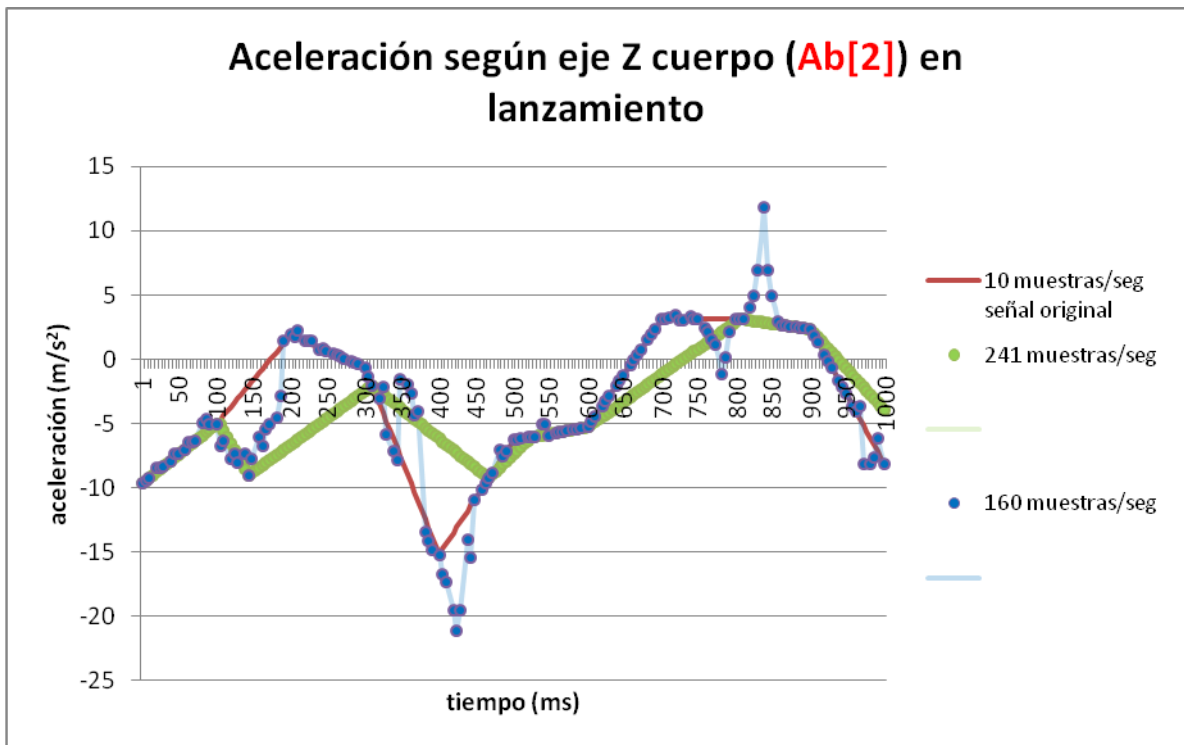


Ilustración 87: Ab[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

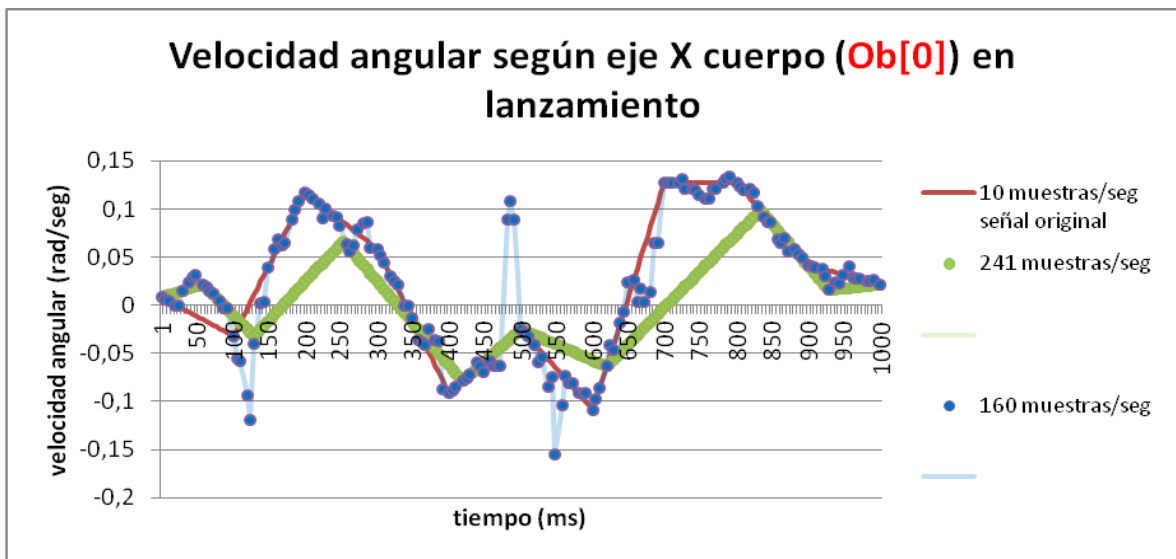


Ilustración 88: Ob[0] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

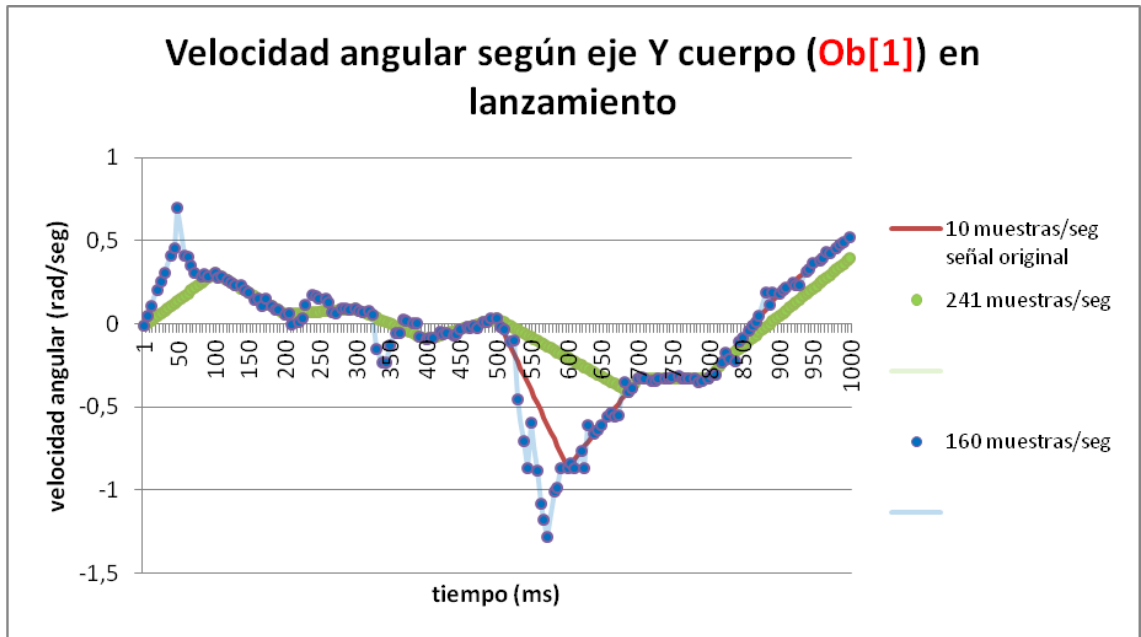


Ilustración 89: Ob[1] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

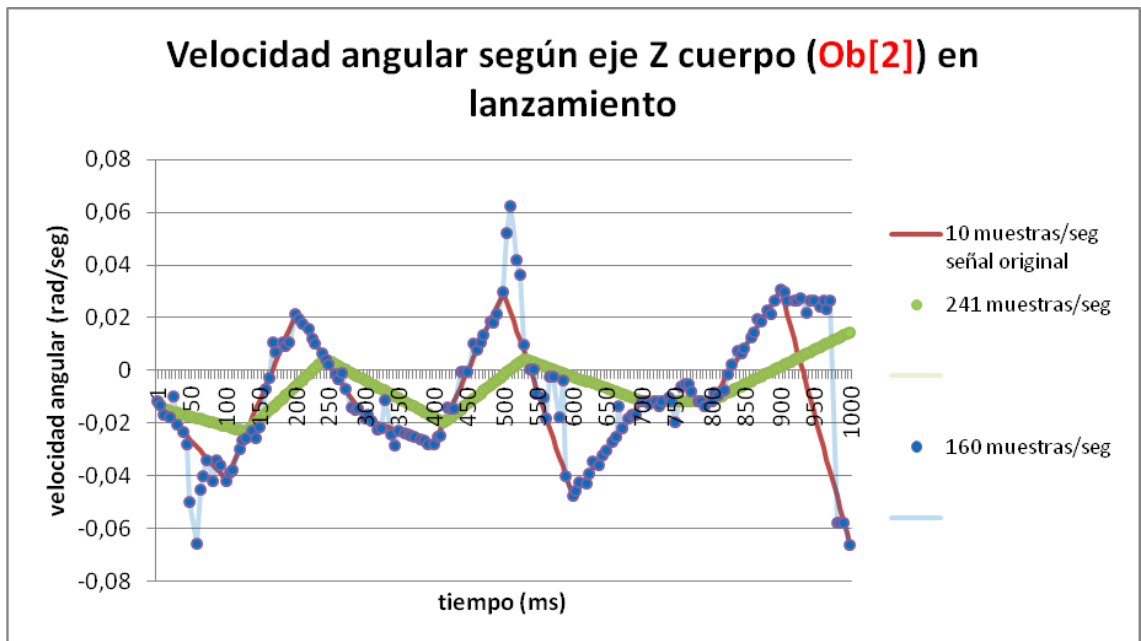


Ilustración 90: Ob[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

3.5.3. Curvas en suelta

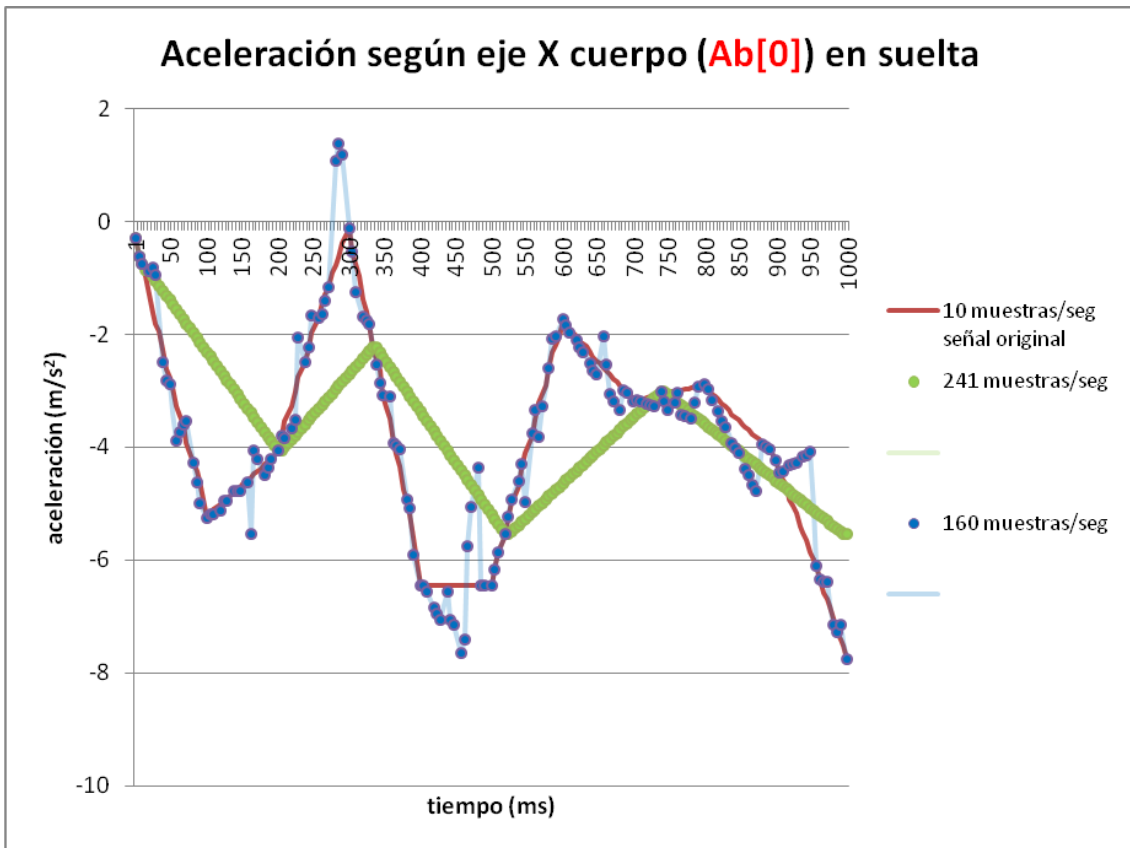


Ilustración 91: $Ab[0]$ en suelta a 241 muestras por segundo

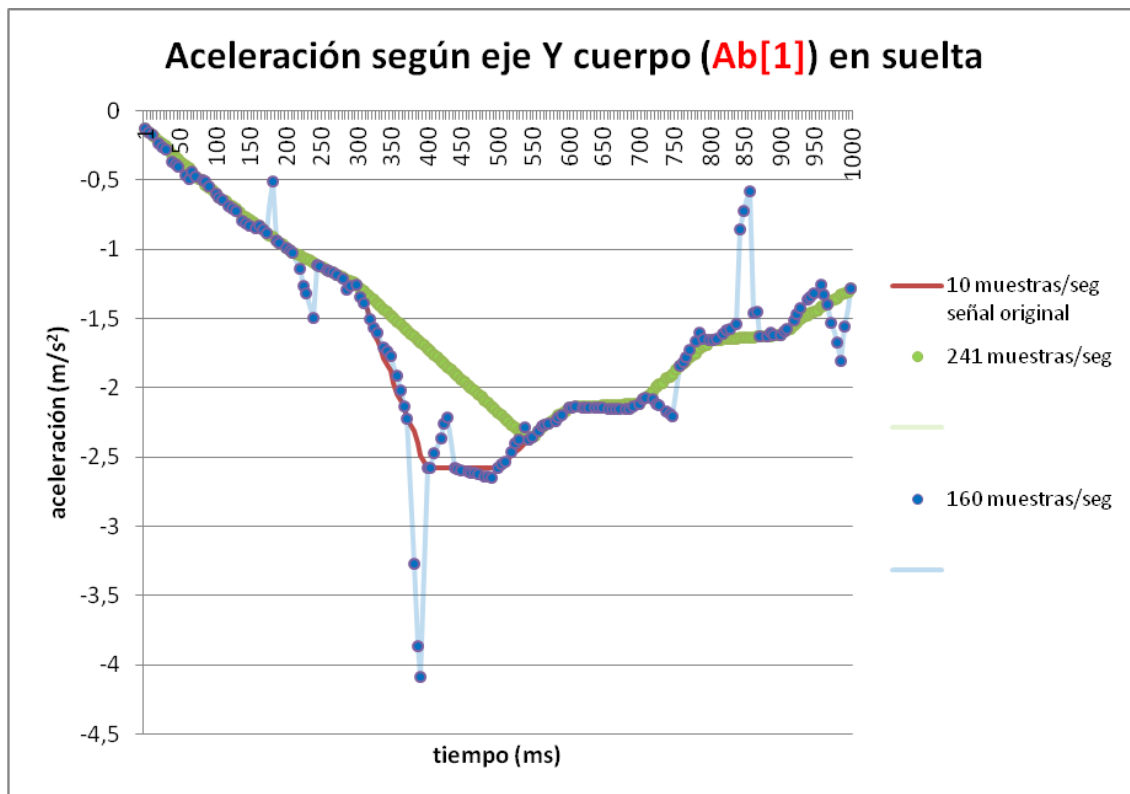


Ilustración 92: $Ab[1]$ en suelta a 241 muestras por segundo

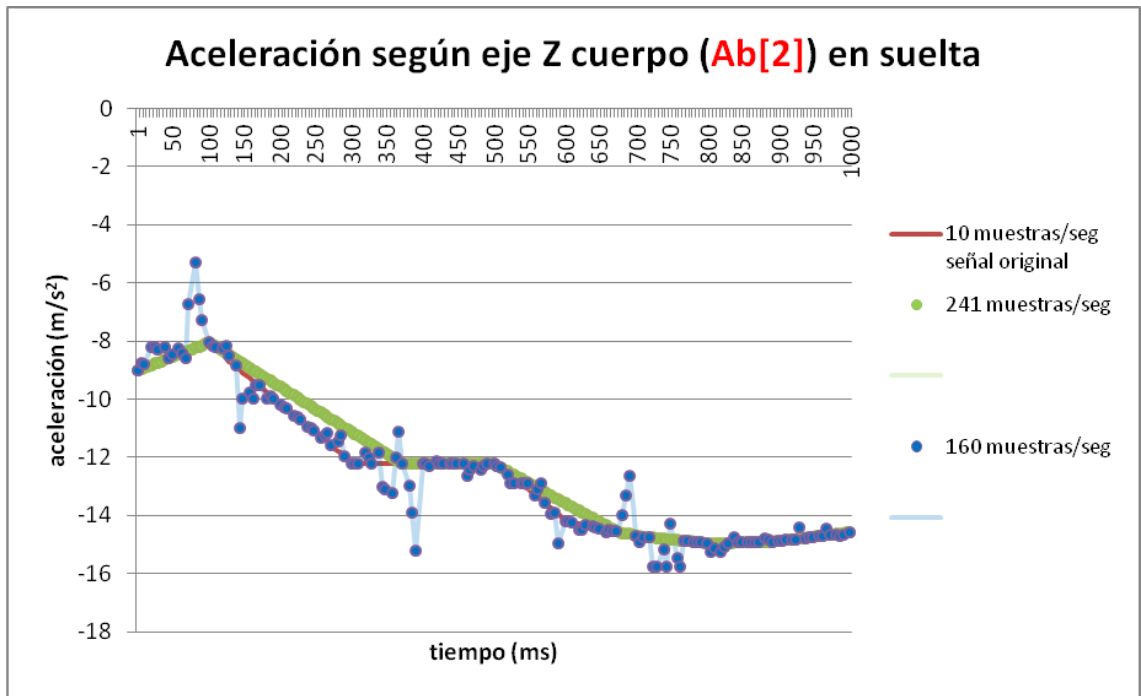


Ilustración 93: **Ab[2]** en suelta a 241 muestras por segundo

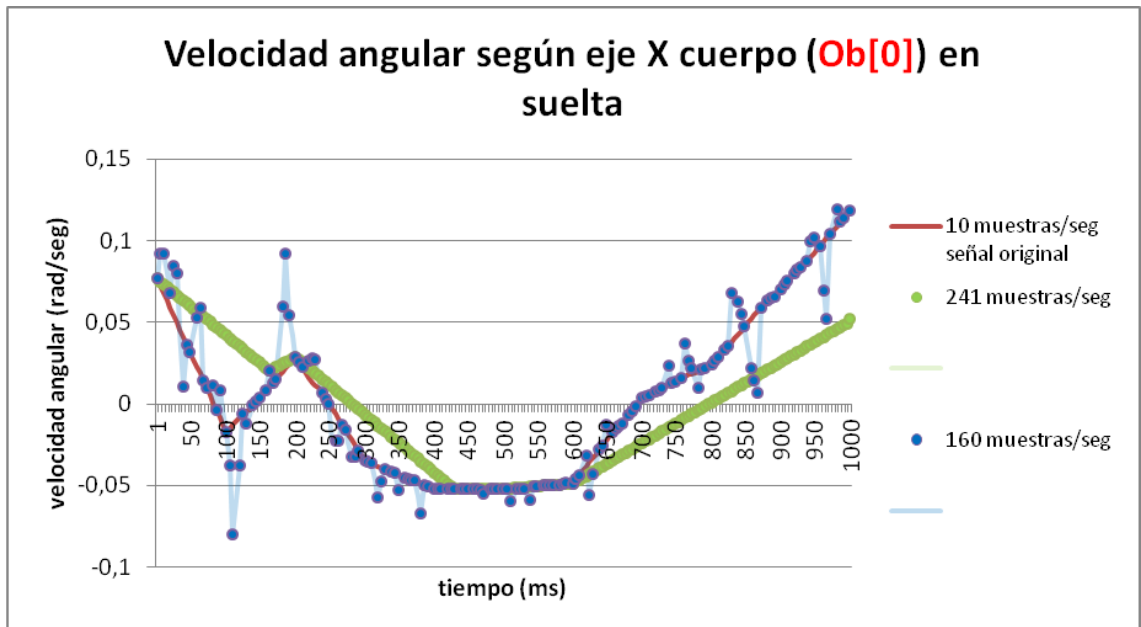


Ilustración 94: **Ob[0]** en suelta a 241 muestras por segundo

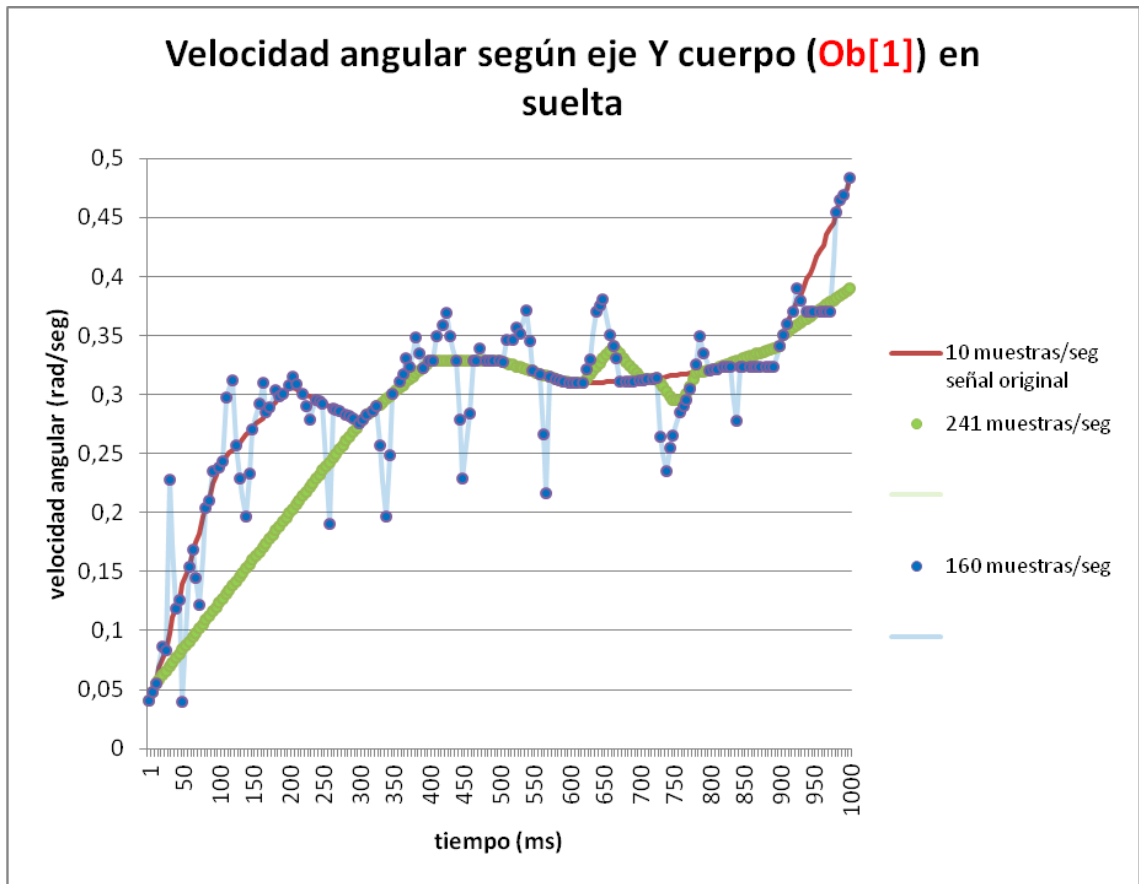


Ilustración 95: Ob[1] en suelta a 241 muestras por segundo

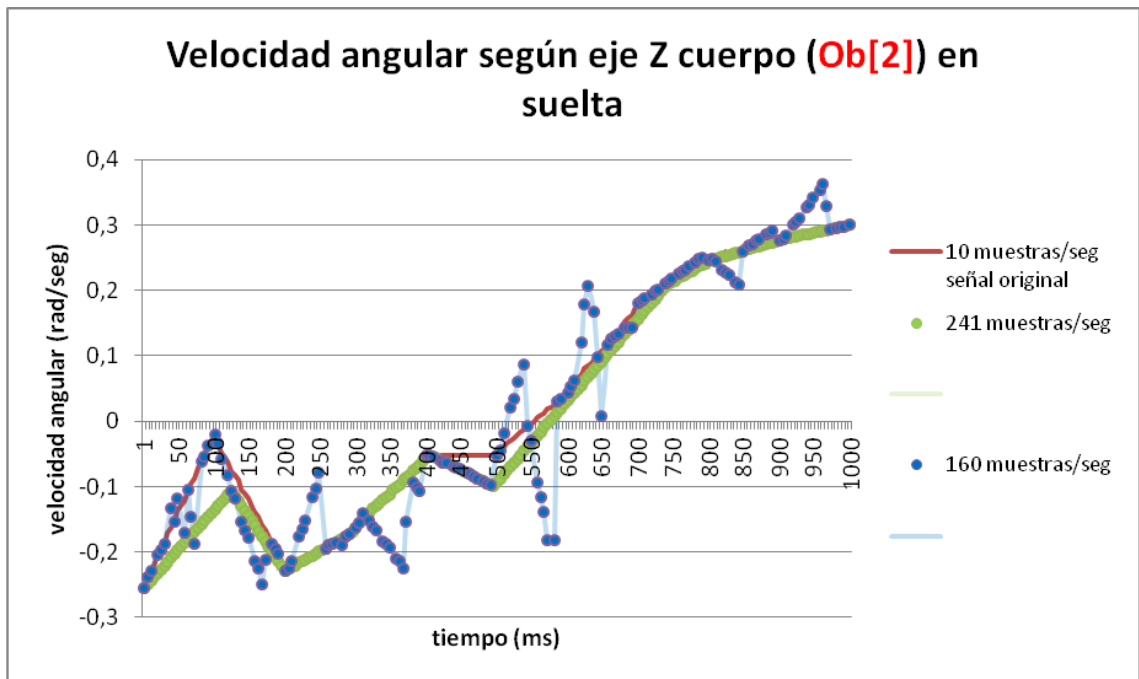


Ilustración 96: Ob[2] en suelta a 241 muestras por segundo

4. Resultados

4.1. Primera aportación

A priori, mirando las gráficas de la primera aportación y pensando que nos proporciona 150 muestras por segundo respecto a las 10 iniciales que tiene la señal original, podemos pensar que es cuantitativamente hablando un avance importante, y lo es, solo con esas 150 muestras, conocemos que la aceleración que sufre la aeronave en el eje x durante el lanzamiento, no es de un máximo de 78 m/s², si no que se detecta un pico que llega a los 104 m/s², (ver ilustraciones 97 y 98). Esta aportación al conocimiento, sabiendo la relación entre G's y m/s² (1G = 9.80665 m/s²) obtenemos que en la curva inicial del lanzamiento se detectaban 7,95 G's y en la gráfica realizada a 150 muestras por segundo se detectan 10,605 G's. Sabiendo que la aeronave sufre una aceleración mayor de la conocida, nos permite mejorar en varios aspectos.

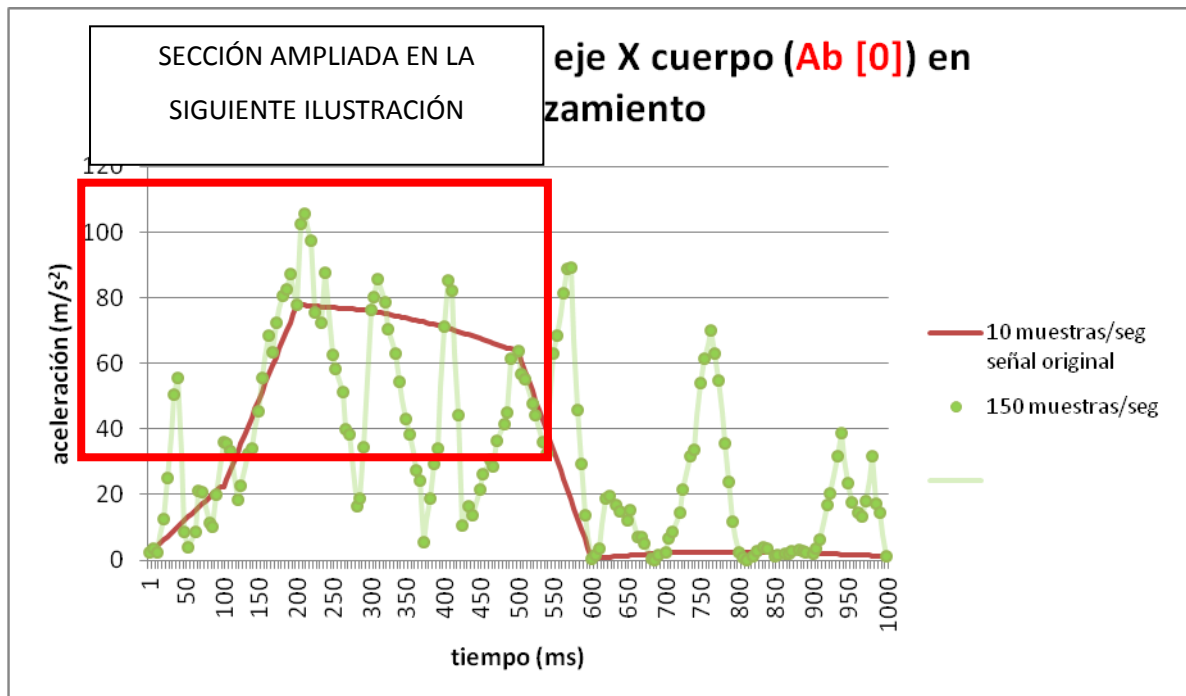


Ilustración 97: Ob[2] en suelta a 240 muestras por segundo con marca de sección ampliada



Ilustración 98: Sección ampliada de la ilustración 134

El primero de estos aspectos, es poder adquirir hardware embarcado con la capacidad de admitir esas aceleraciones, de otro modo, el ordenador embarcado y/o demás hardware adicional pudieran quedar inservibles a partir del lanzamiento. Por tanto requisito de obligado cumplimiento es adquirir hardware donde se marque en las especificaciones que soporten esa aceleración.

Saber el comportamiento del lanzador con la aeronave y poder caracterizar de una forma más aproximada a éste. Cuando se adquiere el lanzador se marcan unas especificaciones en función de las características de la aeronave (longitud, peso...etc.) y de esta forma podemos caracterizarlo, eso sí, se hará con todas las variaciones detectadas en las aceleraciones y velocidades angulares en todos los ejes, no solo en el x. Como se puede ver en la siguiente figura (ilustración 99), la aceleración en el eje z también sufre cambios considerables. Pero sobre todo, la gran aportación es saber más acerca de la dinámica de la aeronave y del estudio del comportamiento que tiene para poder controlarlo.

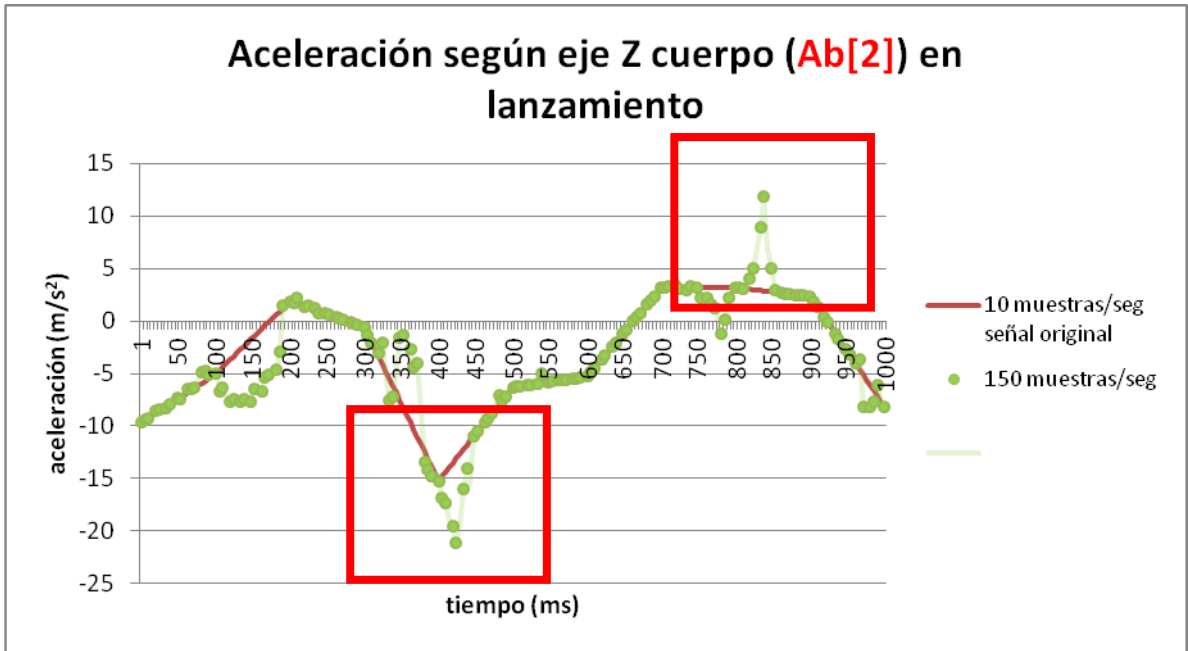


Ilustración 99: Secciones ampliadas de picos de aceleraciones en el eje z

En cuanto a las velocidades angulares, es tan sencillo como que estas se deben convertir en un ángulo, y esto es muy importante, porque son parámetros fundamentales para la navegación de la aeronave, el “¿dónde estoy?”, y el “¿a dónde voy?” que se cita en el apartado cuarto. Recordar que los sistemas GPS no tienen efecto a partir de determinadas aceleraciones que sufre la aeronave en momentos críticos como el despegue, y tiene que haber alguna manera de saber a dónde se va, y esa ausencia de conocimiento que tiene GPS (hasta que el avión está estabilizado) puede provocar la caída del mismo. Las velocidades angulares proporcionan información de posicionamiento, y por tanto la capacidad de decidir del ordenador embarcado de ir al rumbo programado. En las gráficas de lanzamiento, en cuanto a velocidades angulares se refiere es muy descriptivo ver la referente al eje x, donde puede ver que la posición del avión, difiere bastante de la mostrada en las curvas a diez muestras por segundo (ver ilustración 100)

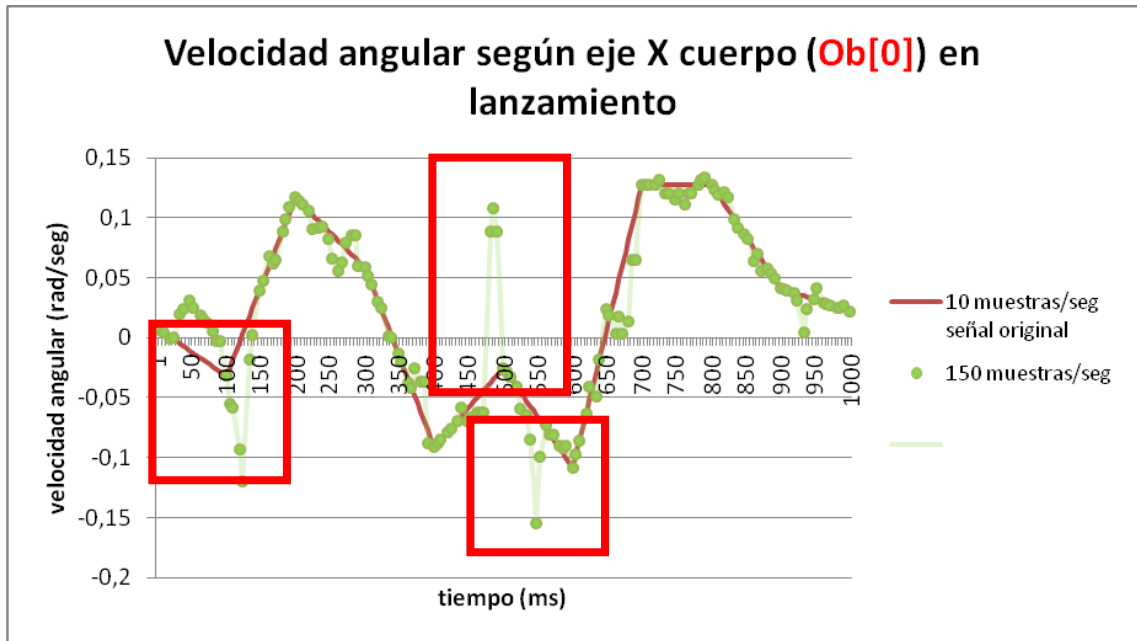


Ilustración 100: Secciones ampliadas de picos de velocidades angulares en el eje x

Estas mejoras de aprendizaje mencionadas anteriormente han sido expuestas para el lanzamiento de la aeronave, pero es de igual aplicación para la suelta, tanto para aceleraciones como para velocidades angulares, en el primero de los casos destacar la gráfica en el eje y (ver ilustración 101) como aprendizaje del aumento de aceleración.

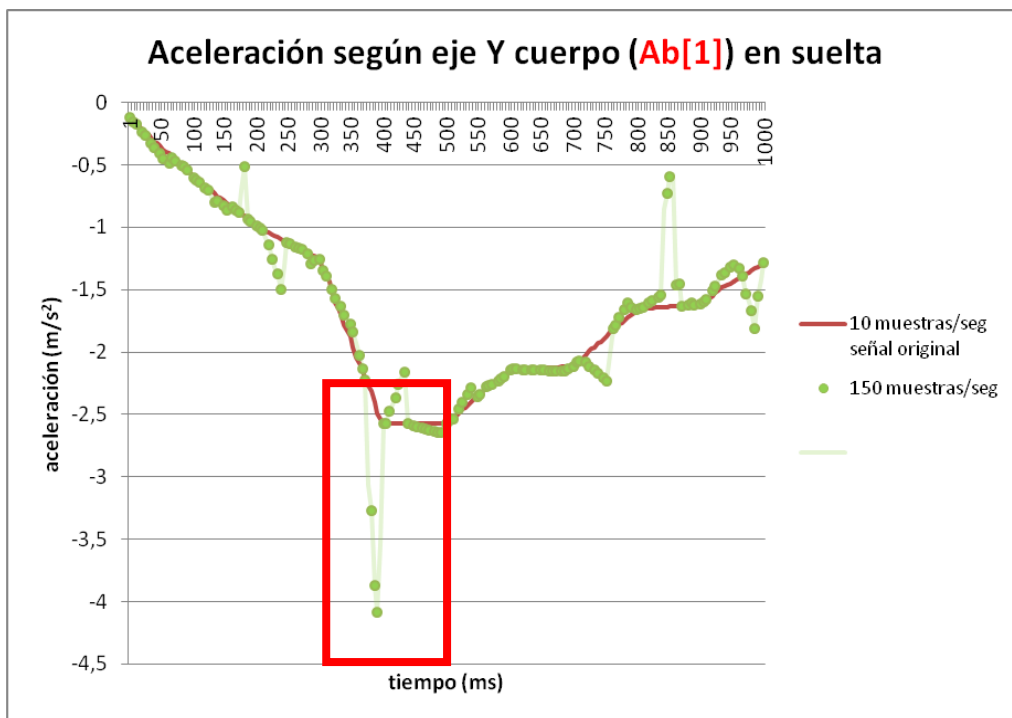


Ilustración 101: Sección ampliada de pico de aceleración en el eje y

En cuanto a velocidades angulares en suelta, y por extensión a lo aprendido con 150 muestras por segundo, la más significativa es la del eje x, donde se puede observar que la posición difiere bastante entre la estimada y la aproximada (ver ilustración 102).

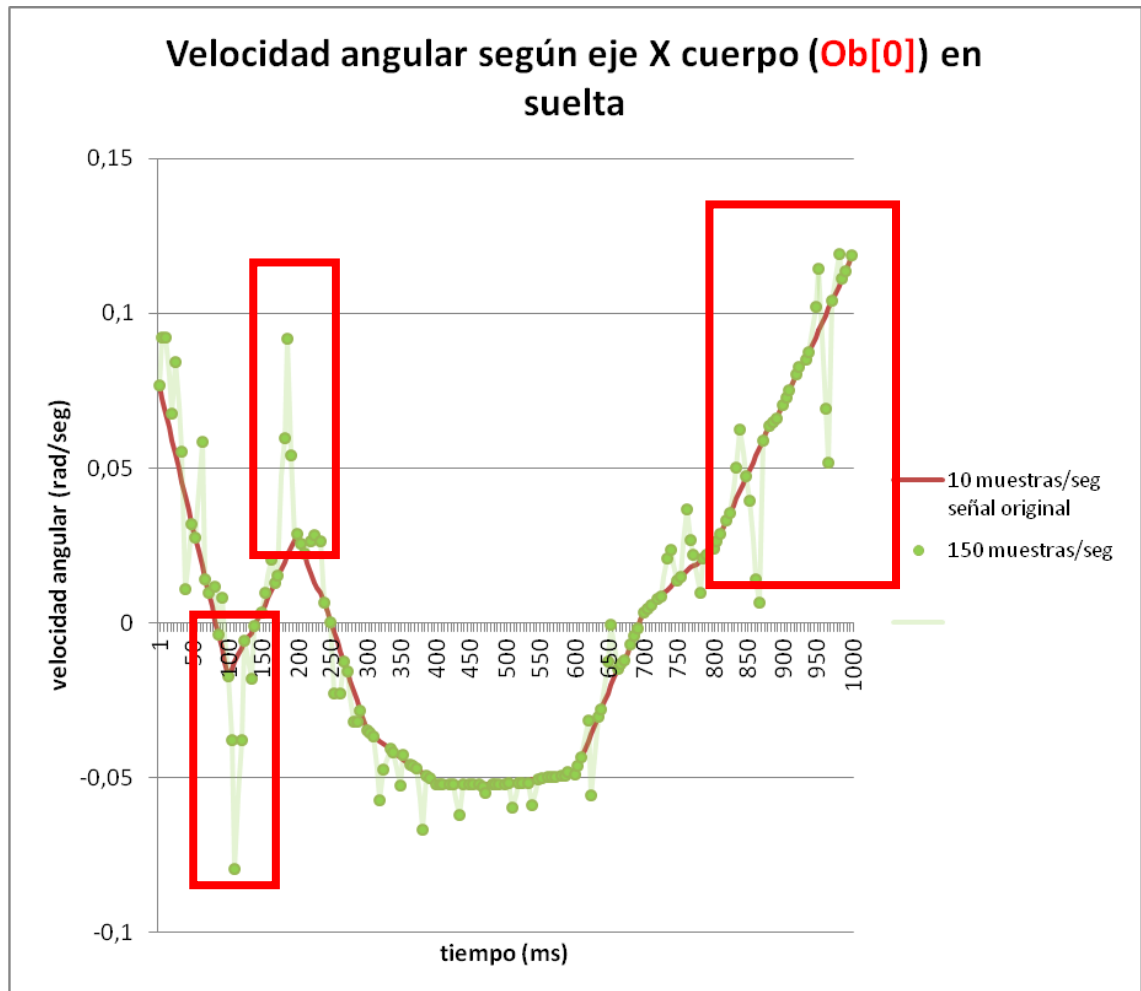


Ilustración 102: Sección ampliada de picos de velocidades angulares en el eje x

Al inicio de este apartado, hablábamos que cuantitativamente hablando, estas curvas a 150 muestras por segundo es un gran avance en el aprendizaje del comportamiento de la aeronave, pero cualitativamente hablando tenemos un problema bastante importante; no existe una referencia del tiempo, no existe un parámetro que llegue a Tierra con una referencia temporal, algo que nos pueda dar una referencia. Los valores que hay dentro no sabemos si son equidistantes en el tiempo o si los valores de un mismo parámetro no tienen equidistancia alguna, por lo cual mete un error de *posicionamiento* de ese valor en el eje tiempo. Se pueden poner dos ejemplos, el primero de ellos, ver cómo afecta esta ausencia de tiempo en las gráficas de lanzamiento para los parámetros de aceleración en los ejes x, y z.

En este caso concreto, el desconocimiento de donde se ubica exactamente la señal, respecto a si tiene desplazamientos a izquierda o derecha (ver ilustraciones 103, 104 y 105) se pueda deducir para cualquiera de las tres gráficas, que gracias a las 150 muestras por segundo, sabemos que las aceleraciones sufridas en la aeronave son superiores a 80 m/s^2 , en concreto 104 m/s^2 .

Si estas curvas correspondieran a velocidades angulares, y por tanto a ángulos, de los cuales se necesita saber su valor para poder corregir los actuadores del avión, y hacer que el avión vaya desde donde se cree que está hasta donde está planificado que esté, marcarían un error muy importante, porque en cualquier instante t de tiempo, no se puede saber con exactitud o al menos con un mínimo margen donde está la aeronave, por tanto hacerla llegar a un punto conocido desde un punto desconocido o poco aproximado es bastante complejo.

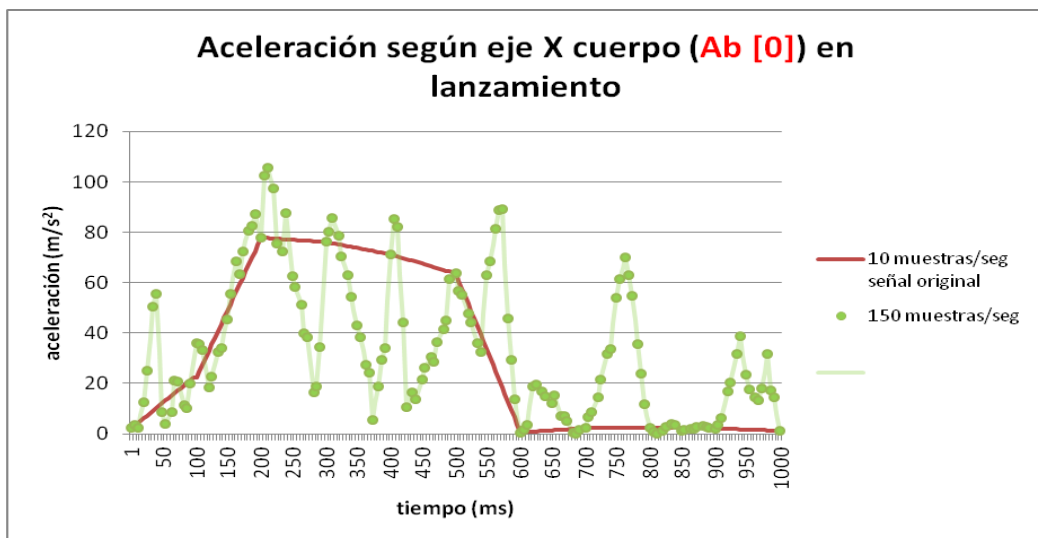


Ilustración 103: $Ab[0]$ en lanzamiento a 150 muestras por segundo (centrada)

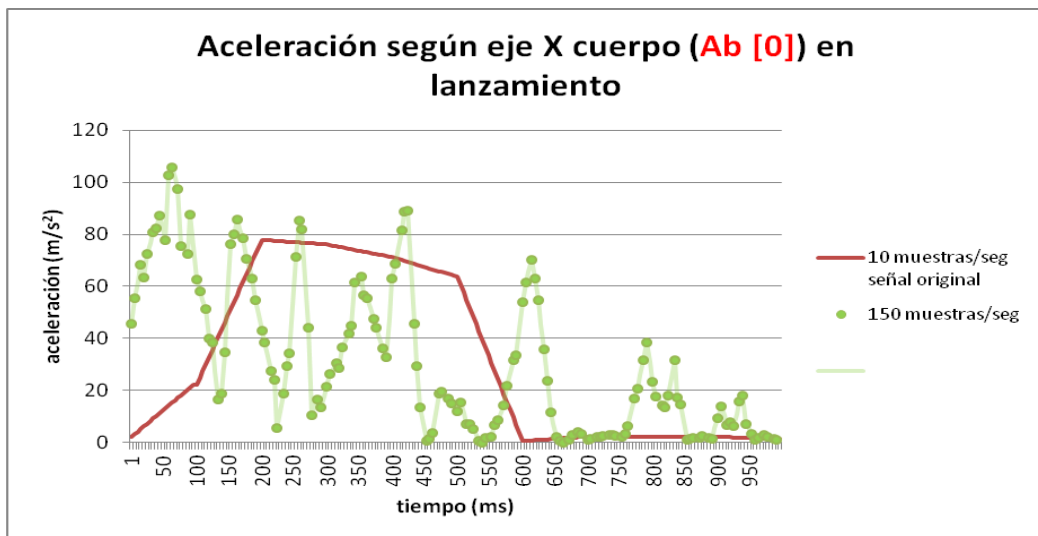


Ilustración 104: $Ab[0]$ en lanzamiento a 150 muestras por segundo (izquierda)

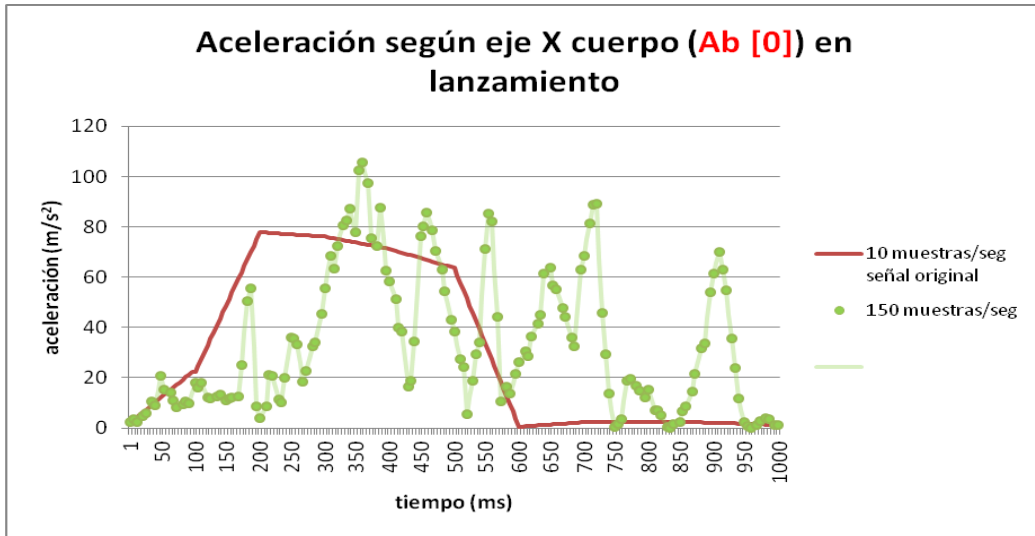


Ilustración 105: $A_b[0]$ en lanzamiento a 150 muestras por segundo (derecha)

4.2. Segunda aportación

Esta segunda aportación incluye etiquetas para ubicar con más precisión el valor enviado del sensor. Todos los valores de reloj son de 32 bits, y el número de etiquetas de reloj a enviar por segundo es de 50, por tanto estamos hablando que cada 20 milisegundos se envía una etiqueta de reloj.

En las conclusiones de la primera aportación, hablábamos que si las curvas correspondieran a velocidades angulares, marcarían un error muy importante, porque para cualquier instante t de tiempo no podríamos deducir donde está la aeronave. En esta aportación la deducción de la posición de la aeronave, está supeditada a un máximo de 20 milisegundos. Teniendo en cuenta que el valor de retardo máximo en ensayos en vuelo es de unos 100 milisegundos, los datos son francamente buenos.

Como ejemplo de la gran aportación que nos proporciona un reloj a esa frecuencia, podemos ver en dos figuras (ver ilustración 106 y 107) correspondientes a una velocidad angular (recordar que es donde el desfase es mucho más crítico), la señal obtenida es muy similar a la señal original.

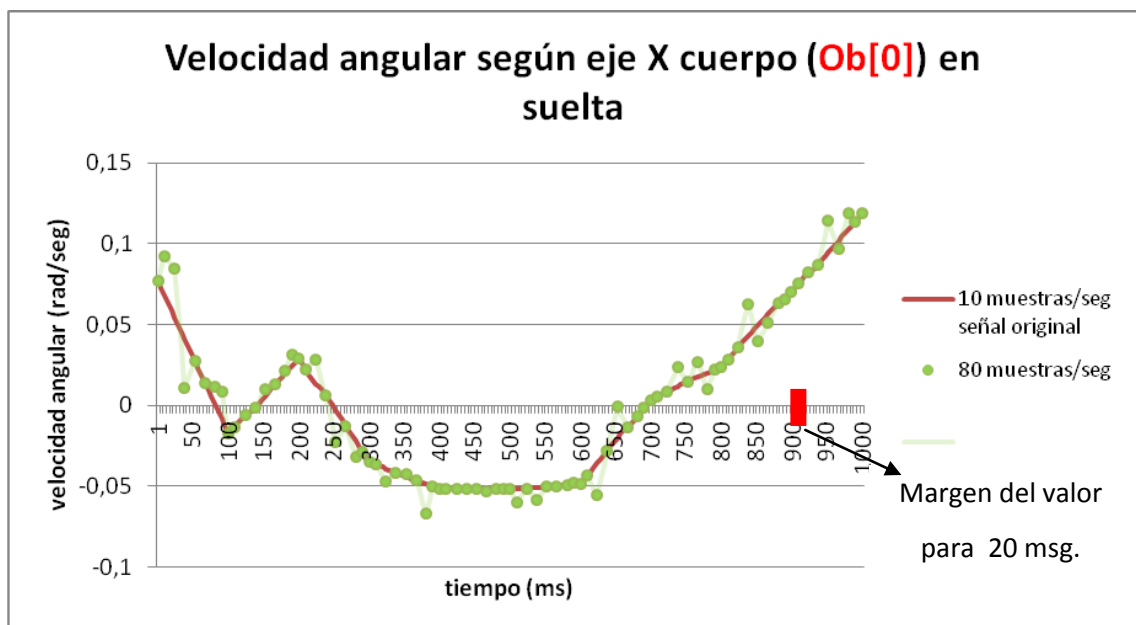


Ilustración 106: Ob[0] en suelta a 80 muestras por segundo con margen de 20 msg.

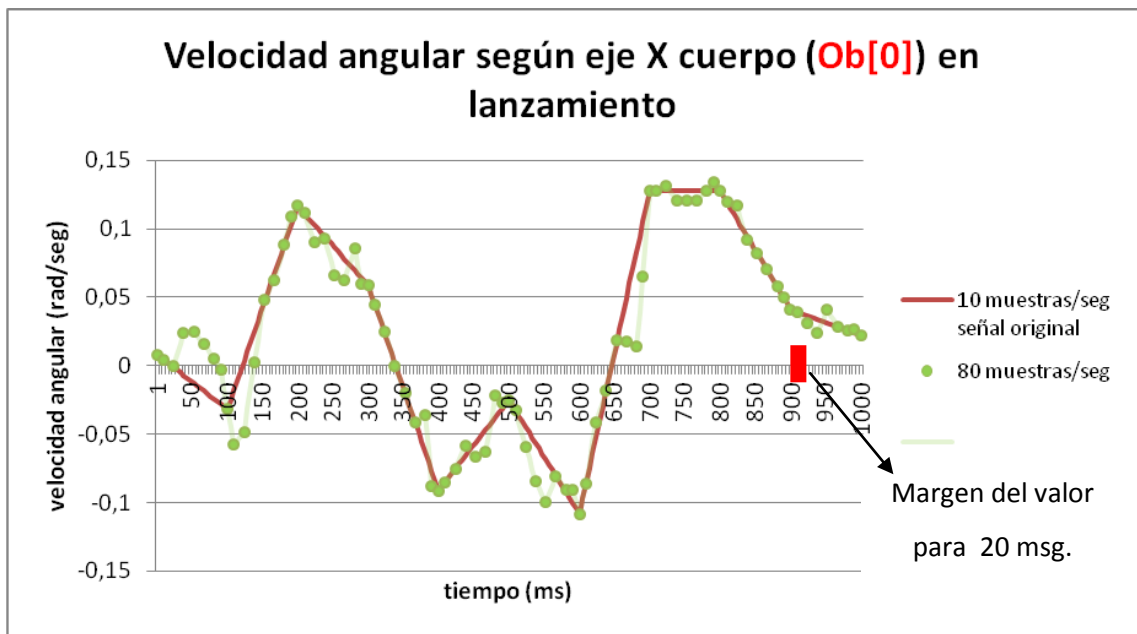


Ilustración 107: Ob[0] en lanzamiento a 80 muestras por segundo con margen de 20 msg.

Ahora bien, la aportación tiene un claro inconveniente, y es el número de parámetros que envía a Tierra por segundo, si en la primera aportación el número de muestras por segundo en los parámetros de alto muestreo era de 150, en esta segunda aportación llega a 80. En un principio es un número de muestras bastante interesante, pero habiendo conocido las 150 de la primera aportación, y, sobre todo, el aprendizaje que hemos obtenido, en cuanto a las aceleraciones máximas que soporta la aeronave tanto en lanzamiento como en suelta.

En las siguientes ilustraciones se muestran dos gráficas relacionadas con las aceleraciones correspondientes a esta misma aportación, comparadas con las mismas obtenidas en la primera aportación de 150 muestras por segundo. Podemos ver en la comparativa como se pueden detectar en estas últimas una serie de picos tanto positivos como negativos indicando que las aceleraciones sufridas son mayores para las estimadas en la aportación inicial, e incluso bastante más de las que detecta éste segunda aproximación.

Ver la comparativa en las secciones 1 y 2 dentro de las ilustraciones 108 y 109

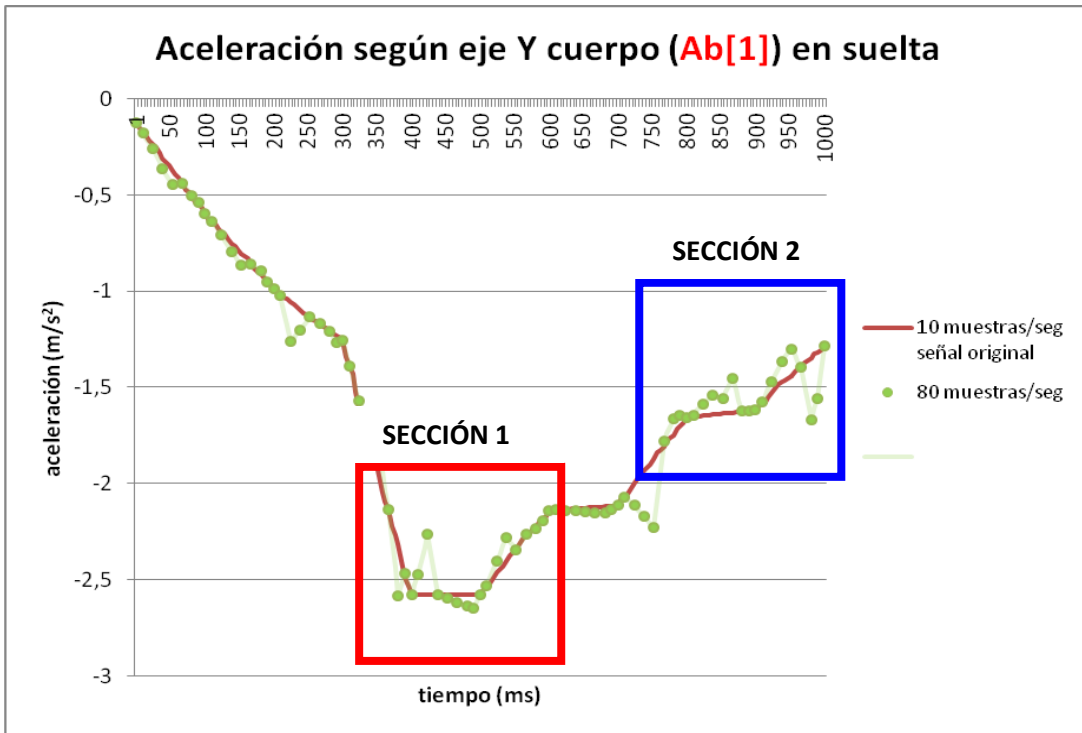


Ilustración 108: $Ab[1]$ en suelta a 80 muestras por segundo

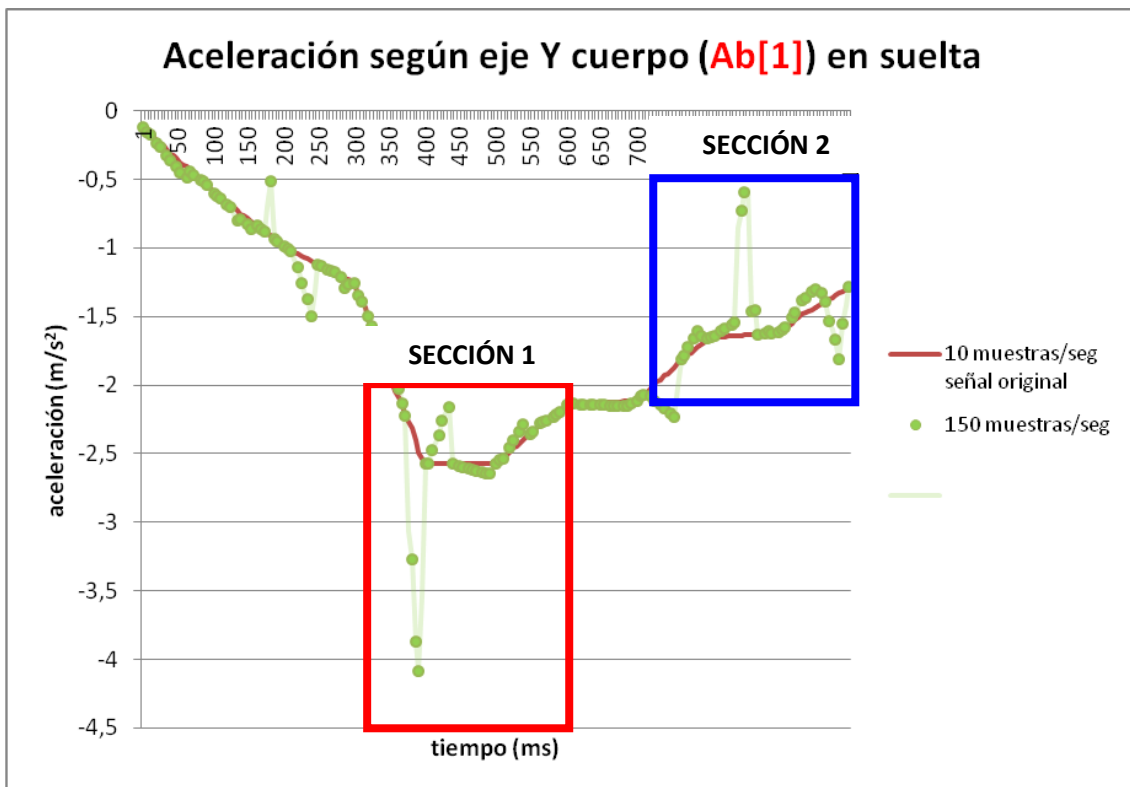


Ilustración 109: $Ab[1]$ en suelta a 150 muestras por segundo

4.3. Tercera aportación

Esta tercera aportación contiene elementos incluidos en la primera (valores diferenciales), elementos incluidos en la segunda (inclusión de marcas de reloj), y elementos nuevos; implementa una etiqueta que identifica a cada parámetro. Aporta más carga software al ordenador embarcado, pero los resultados son extraordinarios.

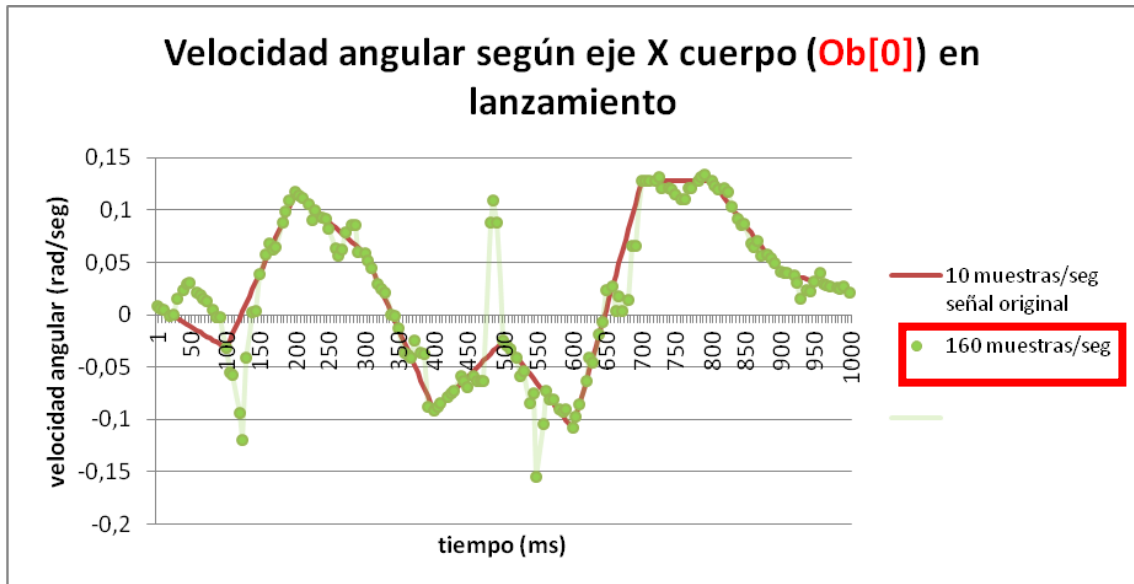


Ilustración 110: Ob[0] en lanzamiento a 160 muestras por segundo

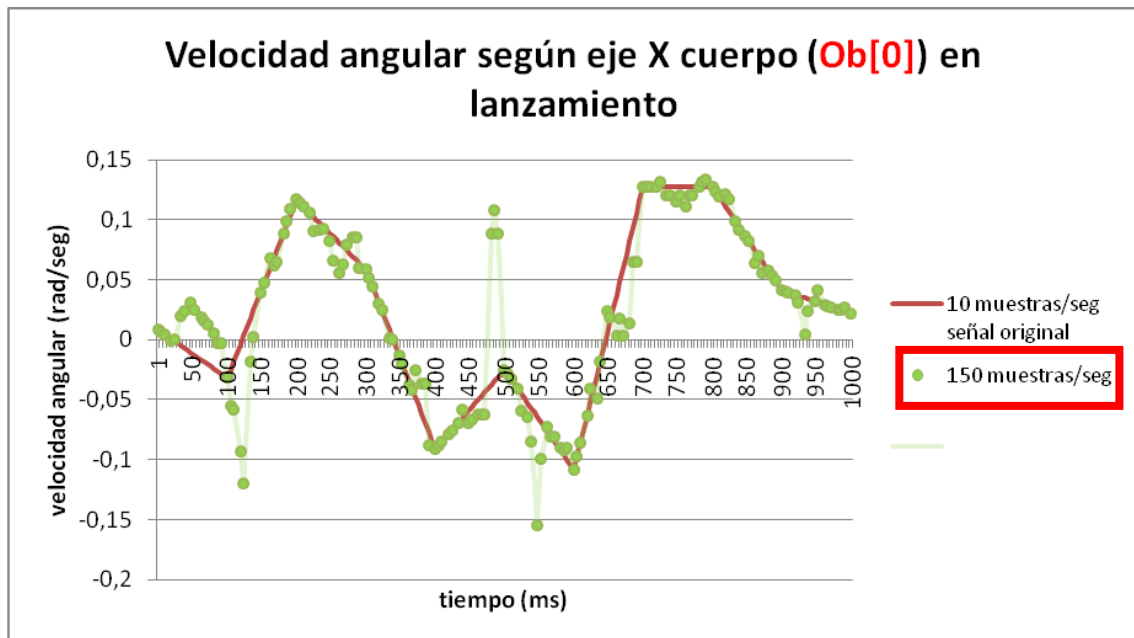


Ilustración 111: Ob[0] en lanzamiento a 150 muestras por segundo

Como se ve en las dos ilustraciones anteriores (ver ilustración 110 y 111), las curvas son prácticamente iguales, e incluso aporta diez muestras más, que eso sí, no aporta un conocimiento mayor. Sin duda en esta aportación se ha encontrado el equilibrio con los valores diferenciales, etiquetas de reloj e identificación de parámetros. Este equilibrio es referente a las aceleraciones y a las velocidades angulares. Si hay una diferencia en cuanto al número de muestras en los otros parámetros, tenemos en los de bajo muestreo en la primera aportación 20 muestras por segundo, y en la tercera 10 (un 100% más en la primera), y en medio muestreo, 60 en la primera aportación y 40 en la tercera (un 50% más en la primera).

La única duda que quedaba por descifrar era si esta aportación proporcionaba un retardo inasumible para el concepto de tiempo real en ensayos en vuelo, dada la carga que hay que añadir al ordenador embarcado, pero los tiempos de respuesta han sido altamente satisfactorios.

4.4. Cuarta aportación

Cualquier aportación que llegara a partir de la tercera implicaba buscar los límites por algunos de los parámetros que nos daban pie a jugar con los bits elegidos, ya fuera en las etiquetas, en los bits asignados para almacenar el valor, o en el número de muestras por segundo, tanto de valores como de reloj.

Esta cuarta aportación, decidido que el número de parámetros de reloj, era adecuado en cuanto a número y bits por valor, así como los bits elegidos para las etiquetas, muestra como son las curvas empleando menos bits para portar los valores, pasando estos de 16 a 12.

Observando las curvas se ve que hay un problema de sobrecarga de pendiente (ver ilustración 112). Recordar que se trata de un error producido cuando la velocidad de cambio es muy grande. Bien es cierto que puede reducirse aumentando la altura de los escalones puesto que la escalera aproximada es reconstruida, pasando la secuencia de pulsos producidos a la salida del decodificador a través de un acumulador,

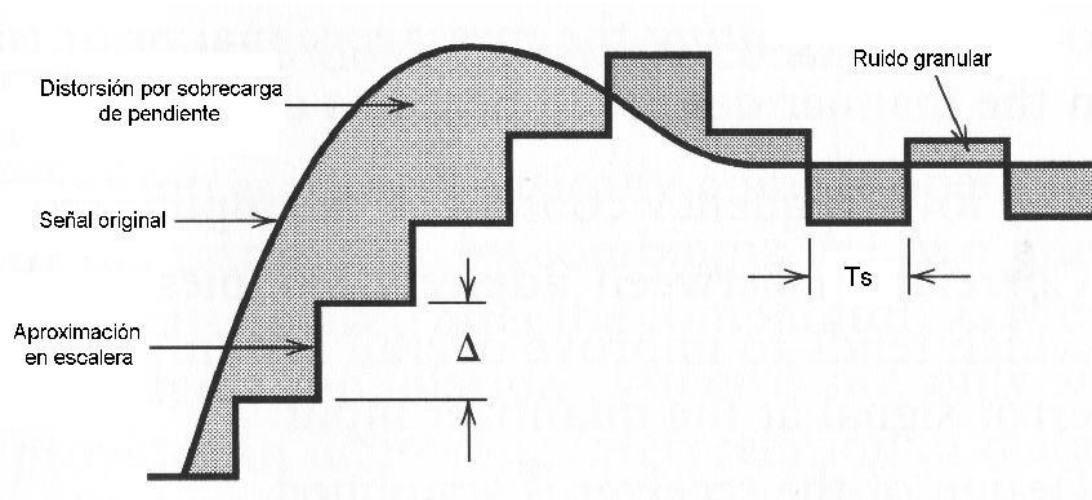


Ilustración 112: Error de sobrecarga de pendiente (extraída de Pérez et al. 2007)

Para variaciones muy rápidas de la información, el sistema no es capaz de responder adecuadamente, a menos que se aumente el tamaño del escalón: esto aumentará el error de aproximación o se aumente la frecuencia de los pulsos; esto aumentará la velocidad de transmisión necesaria (mayor ancho de banda).

A continuación se muestran algunas curvas obtenidas con el error de sobrecarga de pendiente (ver ilustración 113 y 114), al menos aquellas más evidentes, porque en todas existe ese problema.

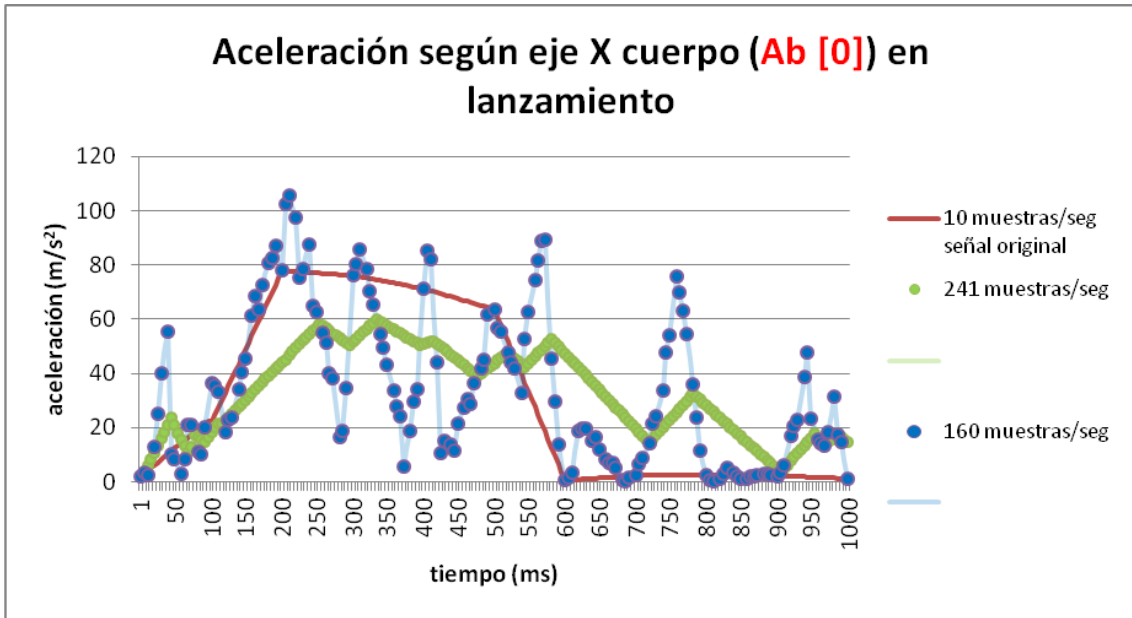


Ilustración 113: Ab[0] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

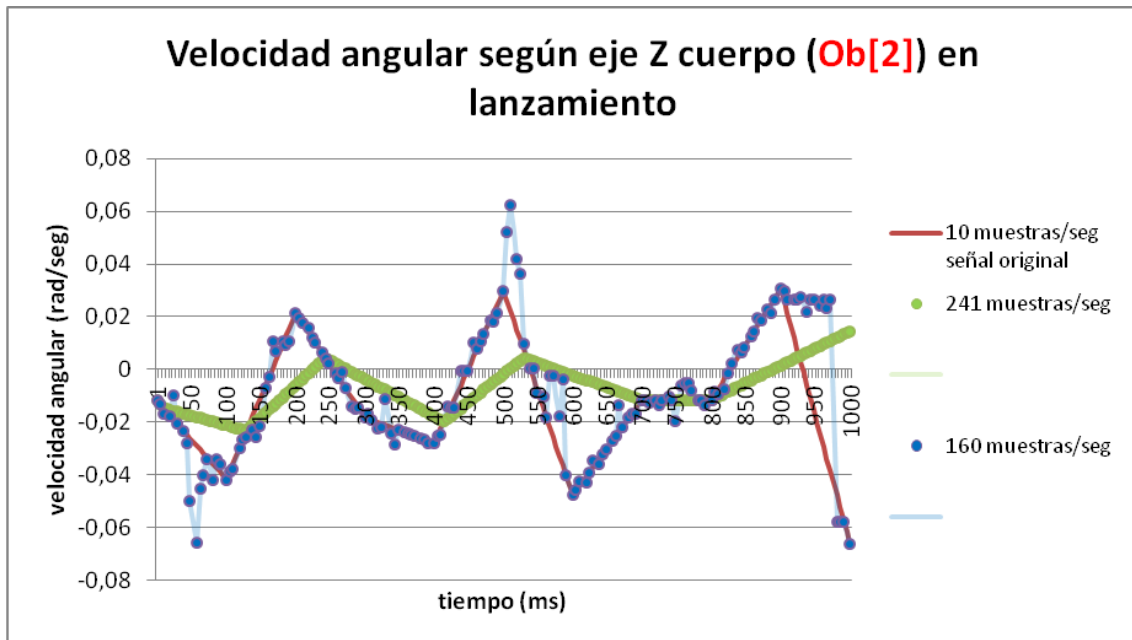


Ilustración 114: Ob[2] en lanzamiento a 241 muestras por segundo

5. Conclusiones y Futuro trabajo

5.1. Conclusiones

Parece especialmente interesante diseñar mecanismos que nos aporten conocimiento sobre el sistema de navegación, guiado y control de aeronaves no tripuladas de pequeño tamaño, que carecen de un Sistema de Adquisición de Datos. Éste conocimiento, no solo aporta datos sobre estas aeronaves, sino que pueden servir de gran referencia para aportar conocimiento en los grandes UAV's que posee el ejército español.

Actualmente este tipo de aeronaves tiene un gran mercado, debido al bajo costo y alta fiabilidad que aportan, en sistemas de adquisición de imágenes aéreas, civiles y militares de corto alcance, en tareas de reconocimiento, vigilancia y adquisición de blancos.

El conocimiento de la caracterización de la aeronave está directamente relacionado con la programación del sistema de navegación, guiado y control, y esta caracterización es viable cuanto más información se sepa del mismo. Se debe conocer el comportamiento de la aeronave, saber "donde está" y "donde quiere ir", activando los actuadores del avión (aleros, elevones, motor...etc.).

La caracterización de las aeronaves no tripuladas de pequeño tamaño, hechas con datos recibidos a la velocidad de diez muestras por segundo, permitían adquirir unos conocimientos básicos, y pasar a tener unos conocimientos exhaustivos sobre todo en los momentos críticos, ha permitido ampliar mucho el comportamiento de estas aeronaves.

Entre las contribuciones de esta tesis destacan las distintas aportaciones en forma de optimización del envío de información por parte de los sensores, una gestión más avanzada del *buffer* de recepción de información del ordenador embarcado, y un envío de información a Tierra con un etiquetado inequívoco, y una precisión mayor de la ubicación del dato en el tiempo, así como un mayor volumen de información. Cada propuesta ha permitido obtener un conocimiento concreto; así en la primera aportación se ha visto que es bastante óptima para aumentar el conocimiento del número de G's que soporta una aeronave, o al menos detectar unos picos de aceleraciones que no habían sido detectados hasta ahora, además, todo esto se puede optimizar variando la longitud de los parámetros, añadiendo o quitando etiquetas o utilizando un número variable de etiquetas de reloj (incluso la eliminación de éstas puesto que

no se considera necesario saber el instante de tiempo donde ha ocurrido el pico, sino solo saber de su valor). Estos valores se consideran muy importantes para la adquisición de cualquier hardware embarcado, donde uno de los parámetros más importantes de este tipo de hardware es la aceleración que puede sufrir.

Esta misma aportación trasladada a las velocidades angulares, nos permiten conocer con más exactitud la posición exacta de la aeronave en esos momentos críticos, donde recordemos los sistemas de posicionamiento (GPS) no tienen cabida. Conocimiento que nos aportará información necesaria sobre donde actuar para poder ir al nuevo punto de destino, si bien es cierto, que estas dos aportaciones, son excluyentes entre sí en cuanto a la limitación del ancho de banda dedicado, aunque se podría realizar ensayos independientes para calcular el máximo en cada uno de los dos bloques de parámetros (aceleraciones y velocidades angulares).

En la segunda propuesta se ha aprendido a ubicar los datos en el tiempo con mayor precisión. En esta aportación la deducción de la posición de la aeronave, está supeditada a un máximo de tiempo inferior a lo estimado como límite del tiempo real en ensayos en vuelo, si bien es cierto que esto ha sido a costa de reducir el número de muestras por segundo sustancialmente.

Una aportación más estable en cuanto al reparto de los datos ha sido la tercera, en ella, se ha encontrado el equilibrio entre los parámetros, tiempos y etiquetas. No puede alcanzar los grados de precisión de la primera, ni ubicar los datos con tanta exactitud en el tiempo como la segunda, pero es una solución de compromiso para vuelos considerados convencionales, teniendo a las dos primeras aportaciones para ensayos de más riesgo o ensayos iniciales donde la caracterización es más importante que el equilibrio entre los datos manejados. La última aportación no ha buscado más que demostrar que llevar a un límite superior a cualquiera de las variables con las que se ha intervenido no conlleva más que a errores, ya sean de cuantificación, de sobrecarga de pendiente cuando los bits utilizados son escasos, y de validez nula, cuando los datos usan una gran cantidad de bits para lograr mayor precisión.

5.2. Futuro Trabajo

El trabajo desarrollado no implica dar fin a la investigación en este campo, sino que deja abierta grandes líneas de trabajo en un futuro cercano.

Una primera línea de trabajo será adaptar nuevo hardware y software que permitan aumentar las prestaciones del sistema y por consiguiente obtener más muestras por segundo de cada parámetro, ampliación de la capacidad del canal, aumento de las frecuencias de uso de los Radio Módem, también si las nuevas tendencias en hardware pudieran permitir nuevos ordenadores embarcados que impliquen un consumo menor de ciclos de reloj, o la utilización de nuevos patrones de compresión de datos. Cualquier nueva innovación en alguno de estos campos, tendrá una influencia muy importante en la optimización de las comunicaciones. Las premisas de las que se parte antes de realizar la presente tesis doctoral, son de diez muestras por segundos, con Radio Módem con capacidad de enviar a 56.000 kbps, y en unas bandas muy concretas, con parámetros de 32 bits, estas premisas con el paso del tiempo dejaron abierto el campo del ancho de banda y de la capacidad de proceso en el ordenador embarcado. Con esta misma idea la primera línea de trabajo e investigación siempre estará abierta.

Otra línea de investigación es la de creación de nuevas plataformas de desarrollo con microcontroladores para UAV's ultrapequeños. Estos pequeños ordenadores embarcados, están en auge al ser embarcados con pequeñas tarjetas fácilmente configurables (uso doméstico o para UAV ultrapequeños), poseen muy pocos parámetros, pero con funcionalidades básicas. Es un piloto automático totalmente programable que requiere de un módulo GPS y de sensores XYZ infrarrojos para crear un UAV.

Este microcontrolador maneja tanto estabilización como navegación, eliminando la necesidad de un sistema separado para mantener la estabilidad. Y claro está, la estabilización está basada en la caracterización de un modelo que será necesario investigar. Actualmente este tipo de hardware y software son *open source*, permitiendo adaptarnos al entorno deseado en cuanto a tiempo real.

Otra línea de investigación sería la implementación de algoritmos de compresión de datos añadidos a los analizados, y su compatibilidad en entornos de aeronaves no tripuladas en sistemas embarcados de tiempo real. Pudiera ser viable y muy interesante saber que se

pueden contraer más los datos con técnicas de compresión, pero sobre todo en ver cómo afecta al concepto de tiempo real donde los tiempos de respuesta en tierra no deben ser superior a los 100 ms., es cierto que en la parte de postproceso de datos estos tiempos de respuesta no tienen lugar dado que el análisis de los datos se realizarán una vez finalizado el ensayo, pero visualizar los datos recibidos en tiempo real, sin demoras importantes ni pérdida de datos, es una interesante línea de investigación.

Referencias

ACHA, S. & CASTRO, M (2002), *Electrónica digital. Introducción a la lógica digital*, Segunda Edición. Ed. RA-MA. Madrid, España.

ADSUAR, J. (2003), *Conocimiento general de la aeronave, performance y planificación de vuelo*, Segunda Edición, Ed. Thomson – Paraninfo, Madrid, España.

ASTROM, M. & WITTENMARK, B. (1988), *Sistemas controlados por computador*, Ed. Paraninfo, Madrid, España.

BANKS, J. (1998), *Handbook of simulation*, Ed. Wiley. California, USA.

BARRIENTOS, A., DEL CERRO, J., GUTIÉRREZ, P., SAN MARTIN, R., MARTINEZ, A. Y ROSSI, C. (2007), 'Vehículos aéreos no tripulados para uso civil. Tecnología y aplicaciones', Parte del Congreso Español de Informática CEDI 2007, I Workshop Español de Robótica, Septiembre 2007, Zaragoza, España.

BRIAN, L. & STEVENS, F. (1992), *Aircraft Control and Simulation*, Ed. John Wiley and Sons. New Mexico. USA.

BUCKREUSS, S. (1994), 'Motion compensation for airborne SAR based on inertial data, RDM and GPS', *International Geoscience and Remote Sensing Symposium, IGARSS '94*, Pasadena, California, USA, Volume 4, pp. 1971 – 1973.

CAMBONE, S.A., KRIEG, K.J., PACE, P. & WELLS II, L. (2005), 'Unmanned Aircraft Systems (UAS) Roadmap, 2005-2030', U.S. Department of Defense, United States of America. Washington D.C., USA.

COFFEY, T. & MONTGOMERY, J. A. (2002), 'The Emergence of Mini UAVs for Military Applications', *Defense Horizons*, December 2002, New York., USA. No. 22, pp. 1-8.

DALLY, J., RILEY, W. & MCCONNELL, K. (1983), *Instrumentation for engineering measurements*, Ed. Wiley. California, USA.

DE LA PARRA, S. & ÁNGEL, F.J. (2002), “*Interfaz del NGFCS con la GCS*”. SIV/SPE/51CO/028/INTA/02, Instituto Nacional de Técnica aeroespacial. Madrid, España, (pp. 8-12).

DE LA PARRA, S. & ANGEL, F.J. (2005), Low cost navigation system for UAV's. *Aerospace Science and Technology*, Madrid, España, , Volume 9 pp.504–516.

ELECTRONIC INDUSTRIES ASSOCIATION (1991), *EIA232-E*, Electronic Industries Association, Engineering Publications Office, Arlington, Virginia, USA.

EVANS, J., INALHAN, G., JANG, J.S., TEO, R. & TOMLIN, C.F. (2001), ‘Dragonfly: A Versatile UAV platform for the advancement of aircraft navigation and control’, *Digital Avionics Systems 2001. DASC. 20th Conference*, Daytona Beach, Florida, USA, Volume 1 pp. 116-127.

FAHLSTROM, P. & GLEASON, T. (2012), *Introduction to UAV Systems*, Ed. Wiley. California, USA.

FREEMAN TECHNOLOGIES (2005), *Spread Spectrum Wireless Data Transceiver*, First Edition. Colorado, USA.

FRENZEL, W (2003), *Electrónica aplicada a los sistemas de las comunicaciones*, Third Edition. Ed Alfaomega. Pennsylvania. USA.

FOLLET R.F. (2001), ‘Unhabited aerial vehicle research at Ohio University and Mississippi State University’, *System Theory 33rd. Southeastern Symposium on*, Athens, Ohio, USA, pp: 13-16.

GONZÁLEZ, R., MILLET, V. & LEON, R. (1994), ‘Mobile telemetry acquisitions system’, International Telemetry Conference, San Diego, California, USA, pp. 443-453.

GONZÁLEZ, R. & WINTZ, P. (1987), *Digital image processing*, Second Edition, Ed. Addison-Wesley. Redwood City, California, USA.

GRUEMBERG, E. L. (1967), *Handbook of telemetry and remote control*, Ed. McGraw Hill. Kansas City, Missouri, USA.

GUO-DONG, J., LIANG- XIAN, G. & LI-BIN, L. (2009), 'UAV Simulator-Based Simulation of Flight Control System', *International Workshop on Intelligent Systems and Applications 2009, ISA 2009*, Wuhán, China, pp. 1-4

HANG LEE, Y. & KRISHNO, C.M. (1992), *Sistemas en tiempo real*, Ed. IEEE Computer Society Press. California, USA.

HELD, G. (1996), *Data and image compression*, Fourth Edition, Ed. Wiley & Sons. California, USA.

HERRERA, A. & DE LA PARRA, S. (2010) "Descripción del hardware del ordenador embarcado" SIV/TNO/51CO/018/INTA/10, Instituto Nacional de Técnica Aeroespacial. Madrid, España.

ISIDORO, A. (1980), *Aerodinámica y actuaciones del avión*, Cuarta Edición, Ed. Paraninfo, Madrid, España.

JEROCHIM, M. BALABAN, P & SHANHUGAN, K (1994), *Simulation of communication systems*, Ed. Plenum press. New York, USA.

KANK, Y. & MEI, Y. (2009), 'Software design for mini-type ground control station of UAV', *9th International Conference on Electronic Measurement & Instruments, 2009, ICEMI 2009*, Beijing, China, pp 4-737 – 4-740

KENNEDY, T.A. (1988), 'Strapdown Inertial Measurements Units For Motion Compensation For SAR', *IEEE Aerospace and Electronics Systems Magazine*, October 1988, Volume 3, No. 10, pp. 32 – 35. Los Ángeles, California, USA.

KIRK, J.C. (1975), 'Motion Compensation for synthetic aperture radar', *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, May 1975, Volume AES-11, No. 3, pp. 338-348. Maryland, USA.

McKINLEY, J., BENT, R. (1972), *Basic science for aerospace vehicle*, Fourth Edition, Ed. McGraw – Hill. Colorado, USA.

MERHAV, S. (1998), *Aerospace sensor system and applications*, Ed. Springer. Haifa, Israel.

MEYROWITZ, A. L., BLIDBERG, D. R. & MICHELSON, R. C. (1996), 'Autonomous Vehicles', *Proceedings of the IEEE*, Volume 84, No. 8, pp. 1147–1164. Massachusetts, USA.

MILLIGAN, T. (2005), *Modern antenna design*, Second Edition, ed. Wiley & Sons. California, USA.

MINISTERIO DE DEFENSA, España (2002), *Vehículos aéreos no tripulados*, Primera Edición, Centro de guerra aérea. Madrid, España

MUNSON, K. (2002), *Jane's Unmanned Aerial Vehicles and Targets*, Ed. Jane's Information Group. Virginia, USA.

NELSON, R. (1998), *Flight stability and automatic control*, Second Edition, Ed. McGraw – Hill. California, USA.

OÑATE, A. (2003), *Conocimientos del avión*, Cuarta Edición, Ed. Thomson – Paraninfo. Madrid, España

PALLÁS, R. (2001), *Sensores y acondicionadores de señal*, Fourth Edition, Ed. Marcombo. Barcelona, España.

PÉREZ GARCÍA. & M.A. ,ÁLVAREZ ANTÓN, J. (2004), *Instrumentación electrónica*, Ed. Thomson. Madrid, España.

PÉREZ, C., ZAMANILLO, J.M. & CASANUEVA, A (2007), *Sistemas de Telecomunicación*, Ed. Servicio de Publicaciones de la Universidad de Cantabria. Santander, España.

PHILLIPS, W. (2009), *Mechanics of flight*, Second Edition, Ed. Wiley & Sons, California, USA.

PRESS, W. H. & TEUKOLSKY, S. (1992), *Numerical recipes in C*, Second Edition, Ed. Cambridge University Press. UK.

RAGO, C., PRASANTH, R., MEHRA, R.K. & FORTENBAUGH R. (1998) 'Failure detection and identification and fault tolerant control using the IMM-KF with applications to Eagle-Eye UAV', *Decision and Control 37th IEEE Conference on*, Tampa, Florida, USA, Volume 4 pp. 4208-4213.

RUBINSON, K. & RUBINSON, J. (2003) *Análisis instrumental*, Ed. Prentice Hall. New York, USA.

RUSKAM, J. (1995a), *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, Volume I, Ed. Darcor, Lawrence, Kansas, USA.

RUSKAM, J. (1995b), *Airplane flight dynamics and automatic flight controls*, Volume II, Ed. Darcor, Lawrence, Kansas, USA.

SÁNCHEZ, M., DE MARCOS, L. & MARTÍNEZ, J.J. (2011), 'Proposal for Ground Shipping High Volume of Data Parameter in Supersampling Unmanned Aircraft Through Radio Modem', ICSEA 2011: The Sixth International Conference on Software Engineering Advances, Barcelona, Spain, pp. 202 - 205

SPIZZER, C. (2001), *Digital Avionics Systems: Principles and Practice*, Second Edition, Blackburn Press. California, USA.

STALLINGS, W. (2000), *Comunicaciones y redes de computadores*, Segunda Edición, Ed. Prentice Hall. Madrid, España.

STOCK, O. (1983), *Telemetry Computer Systems*, First Edition, Ed. Instruments Society of America., Florida, USA.

TORENBEEK, E. (2010), *Synthesis of subsonic airplane design*, 1st edition Softcover of orig. ed. 1982, Ed. Springer. Florida, USA.

Telemetry Applications Handbook (2007), IRIG Standard 119-06, U.S. Army White Sands Missile Range, New Mexico, USA.

Telemetry Standard Appendix C (2007), IRIG Standard 106-86, U.S. Army White Sands Missile Range, New Mexico, USA.

U.S. Department of Defense (1994), *Global Positioning System*, U.S. Department of Defense, Arlington, Virginia, USA

VALAVANIS, K. P., GRACANIN, D., MATIJASEVIC, M., KOLLURU, R. & DEMETRIOU, G. A. (1997), 'Control Architectures for Autonomous Underwater Vehicles', *IEEE Control Systems Magazine*, December 1997, Volume 17, No. 6, pp. 48–64. Atenas, Grecia.

VELASCO, J. & GARCÍA-NIETO, S. (2012), 'Desarrollo y evaluación de una estación de control de tierra para vehículos aéreos no tripulados', *XXXIII Jornadas de Automática*, Vigo, España, pp. 451 – 456.

WEBSTER, J. (1999), *The measurement, instrumentation and sensors handbook*, Ed. IEEE Computer Society Press. Ohio, USA.

WEZEMAN, S. & QUILLE, G. (2007), 'UAVs and UCAVs: Developments in the European Union', *Directorate General External Policies of de Union, European Parliament Brussels*, October 2007. Bruselas, Bélgica.

ZAUGG, E. C. & LONG, D. G. (2008), 'Theory and application of motion compensation LFM-CW SAR', *IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing*, October 2008, Volume 46, No. 10, pp. 2990 - 2998. Florida, USA.