

# Trabajo Fin de Grado

## Ingeniería Aeroespacial

### Estudio, Modelado y Simulación del Sistema de Navegación Aérea TACAN

Autor: Fco. Javier Roldán Malpartida

Tutor: Joaquín Granado Romero

Dep. Ingeniería Electrónica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016





Trabajo Fin de Grado  
Ingeniería Aeroespacial

# **Estudio, Modelado y Simulación del Sistema de Navegación Aérea TACAN**

Autor:

Fco. Javier Roldán Malpartida

Tutor:

Joaquín Granado Romero

Profesor Contratado Doctor

Departamento de Ingeniería Electrónica  
Escuela Técnica Superior de Ingeniería  
Universidad de Sevilla

Sevilla, 2016



Trabajo Fin de Grado: Estudio, Modelado y Simulación del Sistema de Navegación Aérea TACAN

Autor: Fco. Javier Roldán Malpartida

Tutor: Joaquín Granado Romero

El tribunal nombrado para juzgar el Proyecto arriba indicado, compuesto por los siguientes miembros:

Presidente:

Vocales:

Secretario:

Acuerdan otorgarle la calificación de:

Sevilla, 2016

El Secretario del Tribunal



*A mis padres,  
A la “tita Mari”.*





**T**ACAN (Tactical Air Navigation System) es un sistema de navegación aérea militar que a menudo se emplea en combinación con el sistema DME, de uso tanto civil como militar, para determinar la posición de la aeronave respecto de una estación TACAN/DME. En la actualidad no sólo se emplea el sistema TACAN para la determinación de la posición de la aeronave o su desviación respecto de la ruta preestablecida, sino que con la introducción masiva de UAVs (Unmanned Aerial Vehicles) de uso militar, la red de estaciones TACAN/DME permiten el guiado de dichas aeronaves de manera autónoma permitiéndoles realizar rutas previamente definidas. A diferencia de sistemas como el GPS (Global Positioning System), los niveles de potencia de la señal TACAN son elevados, lo cual le supone menor vulnerabilidad. Este aspecto es especialmente destacable en UAVs militares.

En el presente trabajo se exponen las características del sistema TACAN, cuyas fuentes de información siguen siendo escasas en la actualidad al tratarse de un sistema militar. Se propone una arquitectura de receptor digital que puede ser fácilmente implementado, por ejemplo, en un SDR (Software Defined Radio), y se evalúan sus prestaciones mediante simulaciones. Adicionalmente se propone una mejora del receptor mediante un filtro de Kalman.

En el primer capítulo se expone la motivación para haber realizado el Trabajo Fin de Grado sobre este sistema, y los objetivos a cumplir que se plantean al realizar el presente trabajo.

En el segundo capítulo se realiza el estudio de las características del sistema, así como un comentario histórico del mismo. Exponiéndose el porqué de la necesidad de crear este sistema militar de navegación aérea basado en radioayudas, y sus similitudes y diferencias con el sistema predecesor. En cuanto a las características se analizan los principios de su funcionamiento y se estudia y expone a fondo el que probablemente es el elemento más importante de los que componen el sistema: la señal.

El tercer capítulo está centrado en el modelo del receptor que se plantea. Detallándose su arquitectura, la cual permite a partir de la señal TACAN recibida a frecuencia intermedia FI, obtener la estimación de azimuth de la aeronave. Como consecuencia de la dificultad de procesar señales muy rápidas y muy lentas, como son los pulsos y las envolventes que componen la señal, y para optimizar el tratamiento de las mismas, la arquitectura se basa en dos cadenas paralelas de procesamiento que trabajan a frecuencias de muestreo diferentes. Una de las cadenas procesa los pulsos de referencia, mientras que la otra las envolventes. Para finalizar el capítulo se analiza de manera independiente el funcionamiento de cada uno de los subsistemas más importantes que componen el receptor.

Para mejorar la precisión del sistema se añade al receptor un filtro de Kalman. Este filtro de Kalman será objeto de análisis en el cuarto capítulo, donde además de hacerse una introducción general al mismo, se expondrá el tipo de filtro utilizado y las dos particularizaciones realizadas para probarlo en diferentes configuraciones. La primera particularización integra las medidas de azimuth obtenidas por el receptor a partir de las componentes de 15Hz y de 135Hz, para proporcionar una medida final de azimuth. La segunda integra la medida de azimuth proporcionada por el receptor con la medida de azimuth que proporciona otro sistema de navegación, VOR en este caso.

El quinto capítulo está enfocado al análisis de los resultados de las simulaciones, así como al comentario de los subsistemas auxiliares modelados para poder realizar dichas simulaciones. En la primera parte del capítulo se comentarán las principales características de estos sistemas auxiliares, mientras que en la segunda parte se mostrarán los resultados de simulaciones de distintos tipos de trayectorias, en cuanto a la estimación de la posición y su error, con y sin filtro de Kalman. Analizando cuánto preciso es el receptor, y la mejora en sus prestaciones al incluir el mencionado filtro. Así se verá que el receptor sin filtro de Kalman tiene un error de  $0.5^\circ$  para trayectorias lineales a radial constante, y de aproximadamente  $1^\circ$  cuando la trayectoria de la aeronave es a radial variable o con velocidad angular. Tras implementar el filtro el error para todo tipo de trayectorias es inferior a  $0.3^\circ$ .

El último capítulo está dedicado a las conclusiones a las que se llega tras la realización del trabajo así como a indicar líneas futuras de trabajo y mejora.

Finalmente y a modo de anexo, se han incluido tanto las tablas de los canales TACAN con las distintas frecuencias de interrogación y réplica, como los códigos programados durante el trabajo.

**T**ACAN (Tactical Air Navigation System) is a military air navigation system which is used in combination with a civil/military system DME. Together are able to provide the position of the aircraft regarding a TACAN/DME station. Nowadays UAVs (Unmanned Aerial Vehicle) are widely used for military purposes, so TACAN system is not only used to provide the position and error respect the path established previously, in addition, TACAN/DME allows the auto-guidance of the unmanned aerial vehicles. The TACAN signal power level is higher than other systems as GPS (Global Positioning System), so the TACAN signal is less vulnerable. This point is particularly important for military UAVs.

In this project a global study of the features of this military system is made. As its origin is military, there are very few information available and very few sources too. A digital on-board receiver architecture is proposed, whose implementation is easy, for example in a SDR (Software Defined Radio). The architecture has been tested in different conditions and for different paths. In addition, a Kalman filter that improves the receiver features is proposed.

In chapter 1 the motivations to make this project about this system are described, and also the objectives to get.

In chapter 2 the study of the system features is made, furthermore it appears an historical review. In the review it is explained why air forces needed to develop a new air radio navigation system, and also it is included an examination of the similarities and the differences between TACAN and the previous systems. Respect to the features, it is analyzed the operating principles and in particular the most important component of the system: the signal.

The third chapter focuses on the architecture of aircraft receiver, developing its global operation. This receiver enable to know the aircraft azimuth by means of intermediate frequency (IF) TACAN signal received. The difficulty of working at the same time with fast and slow signals, as reference pulses and the signal envelope, has conditioned the architecture. For this reason the receiver operates using two different sampling frequencies, the first one to filter the reference pulses, and the second one to filter the signal envelope. In addition, it is analyzed each sub-system receiver independently: its inputs and outputs and its interactions with the rest of receiver sub-systems.

In chapter 4, Kalman filter is the main system element studied. This filter has been used to improve the accuracy of receiver, so it has been necessary to make a theoretical study of the filter before developing a filter for the particular case of the receiver. Both, the theoretical study and the filter developed are discussed with some detail. Two specifics filters has been developed, the first one integrates the 15Hz and 135Hz azimuth measures, while the second one integrates the TACAN azimuth measure with other azimuth measure providing by a difference navigation system, in this case VOR system.

The fifth chapter is focused on the results and the auxiliary sub-systems, which are necessary to do for the different simulations. In the first part of the chapter, the main technical features of the auxiliary sub-systems are explained. In the second one, it shows the simulation results according to the estimated position for different kind of paths in several conditions, with and without Kalman filter configuration, to compare both

results and to determinate the improvements with the use of the filter. Before Kalman filter is added, the error of the receiver is around  $0.5^\circ$  for constant azimuth paths, and around  $1^\circ$  for variables azimuth paths. After the addition of Kalman filter, the error rate of the receiver is below  $0.3^\circ$ .

In the last chapter, the conclusions reached along the project and future works to improve it are presented.

Two annexes are the final part of the document. In the first one, tables with question and answer frequencies of all TACAN channels are included, while in the second one, the codes of the most important MatLab® functions used have been written.

Resumen .....	ix
Abstract .....	xi
Índice .....	xiii
Índice de Tablas .....	xv
Índice de Figuras .....	xvi
<b>1 Motivación y Objetivos .....</b>	<b>1</b>
1.1 Motivación .....	1
1.2 Objetivos.....	1
<b>2 El Sistema Tacan .....</b>	<b>4</b>
2.1 Reseña Histórica .....	4
2.2 Principios de Funcionamiento .....	6
2.3 La Señal TACAN.....	9
2.3.1 Estructura de la Señal TACAN.....	9
2.3.2 Envoltente de la Señal TACAN .....	9
2.3.3 Pulsos TACAN .....	10
2.3.3.1 Componente de Identificación Estación.....	11
2.3.3.2 Componente de Distancia .....	12
2.3.3.3 Componente Pseudo-Aleatoria .....	13
2.3.3.4 Componente de Rumbo de 15Hz.....	14
2.3.3.4.1 Componente de Rumbo de 15Hz. Canales X .....	14
2.3.3.4.2 Componente de Rumbo de 15Hz. Canales Y .....	15
2.3.3.5 Componente de Rumbo de 135Hz .....	15
2.3.3.5.1 Componente de Rumbo de 135Hz. Canales X .....	16
2.3.3.5.2 Componente de Rumbo de 135Hz. Canales Y .....	16
2.3.3.6 Prioridad de Emisión .....	17
2.3.4 Equipos de Generación TACAN .....	18
<b>3 Receptor Tacan Digital .....</b>	<b>22</b>
3.1 Arquitectura del Receptor .....	22
3.2 Cadena de Procesamiento de Pulsos.....	23
3.3 Cadena de Procesamiento de Envoltentes .....	24
3.4 Estimación de Desfase.....	26
3.5 Subsistemas del Receptor.....	27
3.5.1 Detector de Envoltente .....	27
3.5.2 Filtro COMB.....	30
3.5.2.1 Finite Impulse Response-FIR .....	30
3.5.2.2 Infinite Impulse Response-IIR .....	33
3.5.3 Correlador .....	36
<b>4 Filtro De Kalman .....</b>	<b>40</b>
4.1 Introducción al Filtro de Kalman.....	40
4.2 Filtro de Kalman Autónomo.....	42
4.3 Filtro de Kalman No Autónomo.....	44

<b>5</b>	<b>Resultados .....</b>	<b>47</b>
5.1	<i>Elementos Auxiliares.....</i>	47
5.1.1	Configurador Simulación.....	47
5.1.2	Generador de Trayectorias .....	48
5.1.3	Transmisor TACAN.....	50
5.1.4	Visualizador Resultados.....	52
5.2	<i>Resultados Simulación.....</i>	53
5.2.1	Trayectoria Lineal a Rumbo Constante .....	54
5.2.2	Trayectoria Lineal Rumbo Variable .....	57
5.2.3	Resultados Tras Incorporar el Filtro de Kalman .....	60
5.2.3.1	Kalman Autónomo Trayectoria Lineal Rumbo Constante .....	60
5.2.3.2	Kalman No Autónomo Trayectoria Lineal Rumbo Variable .....	61
5.2.3.3	Kalman Autónomo Trayectoria Angular.....	62
5.2.3.4	Kalman No- Autónomo Trayectoria Mixta .....	63
<b>6</b>	<b>Conclusiones y Líneas de Trabajo Futuro .....</b>	<b>67</b>
6.1	<i>Conclusiones.....</i>	67
6.2	<i>Líneas de Trabajo Futuras .....</i>	68
	<b>Glosario.....</b>	<b>70</b>
	<b>Bibliografía.....</b>	<b>71</b>
	<b>Anexo A .....</b>	<b>73</b>
	<b>Anexo B.....</b>	<b>75</b>
	<b>Anexo C.....</b>	<b>88</b>

# ÍNDICE DE TABLAS

---

<b>Tabla 2.1:</b> Valor de los parámetros de cada componente de la señal.	11
<b>Tabla 3.1:</b> Valores de los parámetros $T_{ON}$ y $T_{OFF}$ en las simulaciones.	28
<b>Tabla 5.1:</b> Parámetros que se establecen en el configurador de simulación.	48
<b>Tabla 5.2:</b> Argumentos de entrada y salida de la función generadora de trayectorias lineales.	49
<b>Tabla 5.3:</b> Argumentos de entrada y salida de la función generadora de trayectorias mixtas.	50
<b>Tabla 5.4:</b> Argumentos de entrada y salida de la función transmisor.	50
<b>Tabla 5.5:</b> Entradas y salidas del visualizador de resultados.	52
<b>Tabla 5.6:</b> Valores de los parámetros de configuración en las simulaciones.	54
<b>Tabla 5.7:</b> Valores parámetros de ajuste del filtro de Kalman.	60
<b>Tabla 5.8:</b> Resultados obtenidos mediante filtro autónomo para radial constante.	60
<b>Tabla 5.9:</b> Valores parámetros de ajuste de los tres filtros de Kalman que componen el filtro de Kalman no autónomo.	61
<b>Tabla 5.10:</b> Resultados obtenidos mediante filtro no autónomo para radial variable.	62
<b>Tabla 5.11:</b> Valores parámetros de ajuste del filtro de Kalman.	62
<b>Tabla 5.12:</b> Resultados obtenidos mediante filtro autónomo para trayectoria con velocidad angular.	63
<b>Tabla 5.13:</b> Valores parámetros de ajuste de los tres filtros de Kalman que componen el filtro de Kalman no autónomo.	64
<b>Tabla 5.14:</b> Resultados obtenidos mediante filtro no autónomo para trayectoria mixta.	64

# ÍNDICE DE FIGURAS

---

<b>Figura 2.1:</b> Aviones de la RAF que operaban con OBOE. Mosquito (izquierda). Lancaster (derecha).	4
<b>Figura 2.2:</b> Boceto determinación blanco con OBOE.	5
<b>Figura 2.3:</b> Símbolo de estación TACAN en cartas de navegación aérea.	5
<b>Figura 2.4:</b> Diferencia de tamaño estación TACAN y estación VOR.	6
<b>Figura 2.5:</b> Esquema indicador de cockpit de los primeros receptores TACAN (izquierda). Visualización de TACAN en cockpit en aviones de última generación (derecha).	7
<b>Figura 2.6:</b> Primer receptor TACAN embarcado experimental.	8
<b>Figura 2.7:</b> Estructura de la señal TACAN.	9
<b>Figura 2.8:</b> Periodo de señal TACAN.	10
<b>Figura 2.9:</b> Parámetros que determinan cada componente de la señal.	11
<b>Figura 2.10:</b> Componente de identificación.	12
<b>Figura 2.11:</b> Par de pulsos DME.	12
<b>Figura 2.12:</b> Parámetros para filtrado de pulsos con información de distancia.	13
<b>Figura 2.13:</b> Visualización del relleno con pulsos de ruido para lograr duty-cycle de emisión constante.	14
<b>Figura 2.14:</b> Tren de pulsos de referencia para componente de 15Hz y canales X.	15
<b>Figura 2.15:</b> Tren de pulsos de referencia para componente de 15Hz y canales Y	15
<b>Figura 2.16:</b> Tren de pulsos de referencia para componente de 135Hz y canales X.	16
<b>Figura 2.17:</b> Tren de pulsos de referencia componente de 135Hz y canales Y.	17
<b>Figura 2.18:</b> Alternancia trenes de pulsos de referencia de 15Hz y de 135Hz.	17
<b>Figura 2.19:</b> Patrón de radiación debido al cilindro interior (izquierda), y debido al cilindro exterior (derecha).	18
<b>Figura 2.20:</b> Antena modelo de una estación TACAN.	18
<b>Figura 2.21:</b> Envolvente de la señal compuesta.	19
<b>Figura 2.22:</b> Mecanismo generador de pulsos de referencia de las estaciones TACAN AN/URN-3 instaladas en los portaaviones clase Forrestal, clase Kitty Hawk y en los primeros de la clase Nimitz.	19
<b>Figura 2.23:</b> Esquema simplificado del mecanismo generador de pulsos de las estaciones AN/URN-3.	20
<b>Figura 2.24:</b> Antena TACAN y equipo de transmisión AN/URN-32 empleado por la Navy en la actualidad (izquierda), y estación TACAN portátil del ejército polaco (derecha).	20
<b>Figura 3.1:</b> Esquema de funcionamiento del receptor digital.	22
<b>Figura 3.2:</b> Arquitectura de la cadena de procesamiento de pulsos.	24
<b>Figura 3.3:</b> Arquitectura de la cadena de procesamiento de envolventes.	25
<b>Figura 3.4:</b> Esquema señales intervienen en la estimación del retraso.	26
<b>Figura 3.5:</b> Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente calibrado.	28
<b>Figura 3.6:</b> Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente mal calibrado.	29
<b>Figura 3.7:</b> Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente mal calibrado.	29
<b>Figura 3.8:</b> Interferencia constructiva en señales.	30
<b>Figura 3.9:</b> Interferencia destructiva en señales.	30
<b>Figura 3.10:</b> Esquema Finite Impulse Response.	31
<b>Figura 3.11:</b> Efecto del parámetro A en filtro COMB-FIR	31



<b>Figura 3.12:</b> Filtrado señal mediante COMB-FIR.	33
<b>Figura 3.13:</b> Esquema Infinite Impulse Response.	33
<b>Figura 3.14:</b> Efecto del parámetro A en filtro COMB-IIR.	34
<b>Figura 3.15:</b> Filtrado señal mediante COMB-IIR.	36
<b>Figura 3.16:</b> Salida del correlador de pulsos de referencia del bucle rápido del receptor.	37
<b>Figura 3.17:</b> Salida del correlador de envolvente del bucle lento del receptor.	38
<b>Figura 4.1:</b> Esquema funciones MatLab para filtro autónomo.	42
<b>Figura 4.2:</b> Esquema funciones MatLab para filtro no autónomo.	44
<b>Figura 5.1:</b> Funciones que intervienen en el modelado del sistema TACAN.	47
<b>Figura 5.2:</b> Esquema generación señal TACAN.	51
<b>Figura 5.3:</b> Periodo de señal TACAN a frecuencia IF generada por el transmisor.	52
<b>Figura 5.4:</b> Gráfica comparación estimación por componente de 15Hz frente a referencia (arriba). Comparación estimación por componente de 135Hz frente a referencia (abajo).	55
<b>Figura 5.5:</b> Gráficas comparación errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (arriba). Histograma de errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (abajo).	56
<b>Figura 5.6:</b> Representación gráfica de la trayectoria real, frente a las trayectorias estimadas por 15Hz y 135Hz.	57
<b>Figura 5.7:</b> Gráfica comparación estimación por componente de 15Hz frente a referencia (arriba). Comparación estimación por componente de 135Hz frente a referencia (abajo).	58
<b>Figura 5.8:</b> Gráficas comparación errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (arriba). Histograma de errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (abajo).	59
<b>Figura 5.9:</b> Representación gráfica de la trayectoria real, frente a las trayectorias estimadas por 15Hz y 135Hz.	59
<b>Figura 5.10:</b> Comparación de estimaciones y errores para filtro autónomo y trayectoria a radial constante.	61
<b>Figura 5.11:</b> Comparación de estimaciones y errores para filtro no autónomo y trayectoria lineal a azimuth variable.	62
<b>Figura 5.12:</b> Comparación de estimaciones y errores para filtro autónomo y trayectoria con velocidad angular.	63
<b>Figura 5.13:</b> Comparación de estimaciones y errores para filtro no autónomo y trayectoria mixta.	65



# 1 MOTIVACIÓN Y OBJETIVOS

---

*Si no conozco una cosa, la investigaré.*

*- Louis Pasteur -*

## 1.1 Motivación

Con una alta probabilidad si se le pregunta a cualquier persona relacionada con el mundo aeronáutico qué es el sistema TACAN, responderá que “TACAN es el VOR militar”. He aquí la primera y principal motivación para la realización de este proyecto, lo poco conocido de este sistema a pesar de que ya lleva operativo muchas décadas.

Como sistema militar siempre ha estado, y sigue estando, sujeto a cuestiones estrictas de confidencialidad y en general a cierto misterio. Debido a esto, la documentación disponible se reduce a muy pocas publicaciones realizadas durante el desarrollo del propio sistema, y desclasificadas por el Departamento de Defensa de los EEUU al ser ya muy obsoletas y no revelar información utilizable industrialmente. Además de en estas publicaciones, tanto en Internet como en la bibliografía que trata los sistemas de navegación aérea, la información que se puede encontrar se limita a generalidades. Esto supone la posibilidad de poder crear algo nuevo, desde cero, sin los condicionamientos que siempre implica el disponer de trabajos parecidos en cuanto a la temática y a los objetivos. Pero esta posibilidad a su vez conlleva el riesgo de trabajar sin conocer, hasta el momento en el que se prueba, cómo de acertado es lo que se está desarrollando

Agregar también que otro motivo importante en cuanto a la decisión de abordar este trabajo es la intención de con él, generar la base para que en el futuro pueda desarrollarse físicamente un receptor TACAN experimental que permita poder estudiar más en profundidad el sistema e incluso poder implementarlo en pequeños drones.

## 1.2 Objetivos

Los objetivos que se plantean en el presente trabajo son tres, tanto teóricos como prácticos:

1. Realización de un estudio teórico del sistema, de sus estaciones, de su señal, con el fin de plantear las bases mínimas para poder realizar la parte práctica del proyecto. Además, crear un documento en el que de manera concisa y tratada acordemente, se concentre la información disponible sobre el sistema, generando algo similar a una guía teórica sobre los principios y funcionamiento del mismo, se ha considerado interesante tanto académica como divulgativamente.
2. A partir de la parte teórica del trabajo, como objetivo práctico se plantea el modelado de un receptor

embarcado TACAN en banda base, y la prueba de su funcionamiento mediante simulaciones en MatLab® de diferentes tipos de trayectorias. Este receptor es íntegramente digital, ya que se considera que no tiene sentido desde un punto de vista tecnológico plantearlo analógico, y porque así se tiene también en cuenta la necesidad de que ocupe el menor espacio y tenga la menor masa posible en vistas a en un futuro hacerlo realidad e instalarlo en algún pequeño dron. Los requisitos en cuanto a prestaciones que se plantean para el receptor es que cumpla con la normativa relativa al error especificada en [1], error máximo inferior a  $0.3^\circ$ .

3. Mejorar las prestaciones del receptor mediante la implementación del filtro de Kalman. Filtro de Kalman que se plantea desde dos perspectivas diferentes: como elemento de mejora autónomo del propio receptor, y como elemento integrador del receptor TACAN con otro equipo de navegación aérea.



# 2 EL SISTEMA TACAN

## 2.1 Reseña Histórica

El sistema TACAN se comienza a desarrollar en EEUU al final de la década de 1950 a partir del concepto de radionavegación con transpondedor inventado e implementado en sus aviones por la Royal Air Force británica durante la Segunda Guerra Mundial.



**Figura 2.1:** Aviones de la RAF que operaban con OBOE. Mosquito (izquierda). Lancaster (derecha). Imágenes obtenidas de [12] y [13] respectivamente.

Este sistema británico de la segunda gran guerra denominado “OBOE” entró en servicio en 1942 con el objetivo de proveer a los bombarderos de un método relativamente eficaz y preciso para bombardear posiciones enemigas sin necesidad de que los pilotos tuvieran visión directa de los mismos. Con OBOE se calculaba el momento preciso para el lanzamiento de las bombas sobre un blanco, es decir, supuso el primer sistema de bombardeo a ciegas de la historia. Esto se lograba a partir de dos estaciones radio, de forma que los bombarderos debían volar sobre un arco circular centrado en una estación terrestre denominada “Cat” situada en el Reino Unido, y lanzar sus bombas cuando volando sobre ese arco circular alcanzaran una distancia determinada respecto de una segunda estación radio que se le denominaba “Mouse”.

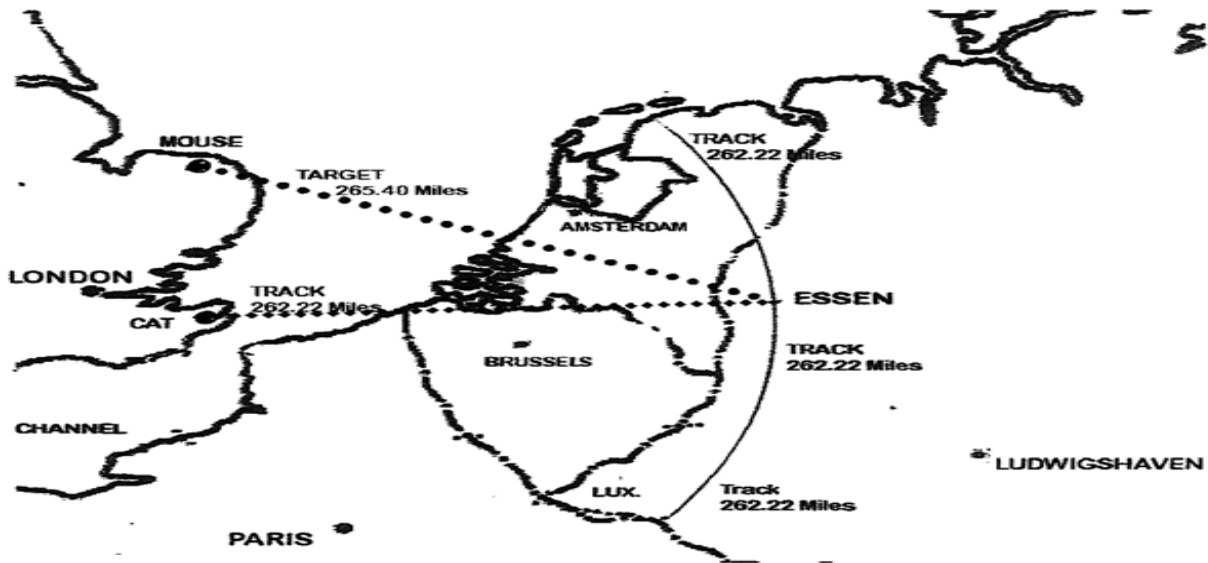


Figura 2.2: Boceto determinación blanco con OBOE. Imagen obtenida de [14].

Para determinar si el avión se encontraba sobre el arco circular se utilizaba la técnica de medida de tiempos de retorno de señal, de forma que la estación terrestre enviaba una señal que era recibida y devuelta por el transpondedor embarcado. Conociendo el tiempo que la señal había tardado en llegar al avión se podía determinar de una manera más o menos sencilla y precisa la distancia a la que la aeronave se encontraba de la estación terrestre (conocida la altitud de vuelo), de esta forma se era capaz de determinar si el bombardero se encontraba sobrevolando una circunferencia imaginaria con centro en la estación “Cat”. En caso de que el avión no se encontrara sobre dicha circunferencia, se le guiaba hasta situarlo sobre la circunferencia que contenía el arco circular que previamente al vuelo se había calculado que pasaba sobre el objetivo. El problema era que no se podía determinar en qué posición de la circunferencia se encontraba exactamente el avión, es por esto por lo que era necesaria una segunda estación, la “Mouse”.

Previamente a la misión se debía determinar la distancia respecto de la segunda estación a la que se encontraba el blanco, por lo que una vez se conseguía que el bombardero volara sobre la circunferencia respecto de la primera estación, el navegante del bombardero debía centrarse en la señal que le llegaba desde la segunda estación y esperar a que la distancia (la distancia se obtenía con el transpondedor de manera análoga a como se obtenía respecto de la primera estación) respecto de esa segunda estación terrestre fuera la precisa para soltar las bombas. En definitiva todo se basaba en la intersección de dos circunferencias, aunque el sistema en sí era mucho más complejo ya que la estación “Mouse” era capaz de proporcionar al piloto del bombardero indicaciones, a partir de códigos Morse, hasta del tiempo que faltaba para el momento del lanzamiento, para lo cual realizaba cálculos teniendo en cuenta más factores como los meteorológicos, de manera que se podía corregir sobre la marcha el punto de lanzamiento. Posiblemente el mayor problema que tenía este sistema es que sólo podía guiar simultáneamente a un avión.

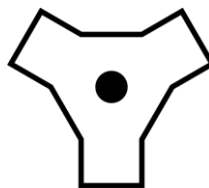
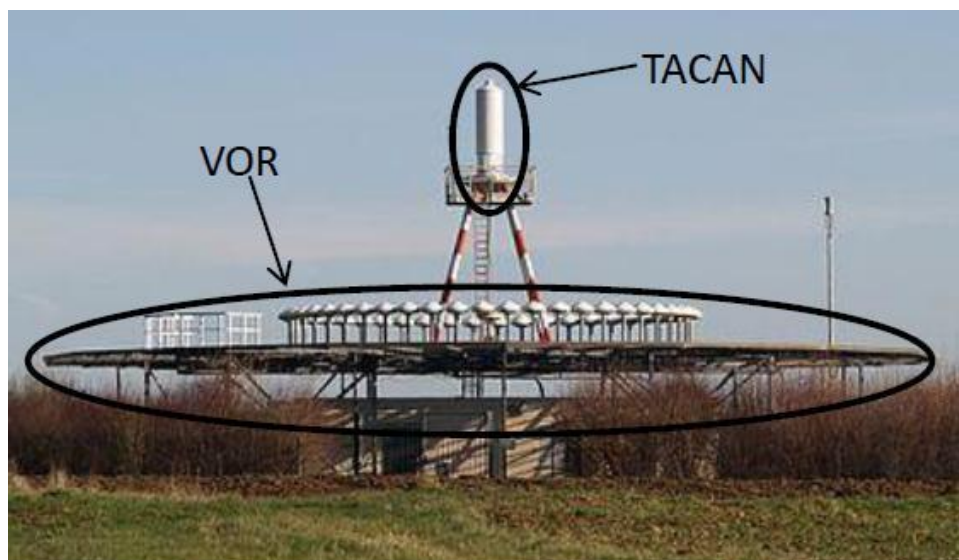


Figura 2.3: Símbolo de estación TACAN en cartas de navegación aérea. Imagen obtenida de [11].

Utilizando los conocimientos y la experiencia adquirida durante las operaciones de la II Guerra Mundial, junto a la evolución de la tecnología, los norteamericanos decidieron crear un nuevo sistema para uso

militar que a diferencia de OBOE sirviera para dar servicio a más de una aeronave simultáneamente, y en el cuál, una única estación terrestre permitiera determinar completamente la posición de la aeronave. Además se planteó que fuera portátil, sirviera para la navegación aérea básica militar (y no sólo para operaciones de ataque a suelo) y fuese más seguro y preciso.

Fue la Navy la que más insistió en el desarrollo de un nuevo sistema de radionavegación que pudiera ser instalado en sus portaaviones para dar servicio a las aeronaves embarcadas en ellos, ya que los sistemas hasta entonces desarrollados en VHF no podían ser instalados en barcos debido al gran espacio que era requerido para su instalación, por lo que el mayor condicionante para este nuevo sistema era que sus estaciones ocuparan tan poco espacio que pudieran ser portátiles. Además, la Air Force también reconoció las ventajas de disponer de un sistema de radionavegación que pudiera ser montado en un camión y transportado e instalado de una manera rápida en el campo, de manera que les proporcionaba mayor libertad operacional, ya que podían disponer de estaciones en el lugar que necesitaran para cada misión, y a la vez suplir a las estaciones permanentes ante cualquier imprevisto. Además, tanto la Navy como la Air Force coincidieron en que el nuevo sistema proveyera también la indicación de distancia. Como resultado de todas estas necesidades y requerimientos el Departamento de Defensa de EEUU seleccionó a un grupo de empresas para crear un sistema que cumpliera con todos los requisitos que se acaban de mencionar. Empresas que encabezada por Hoffman Electronics-Military Products Division desarrollaron el entonces nuevo sistema de radionavegación aérea militar: el sistema TACAN. [3][11]

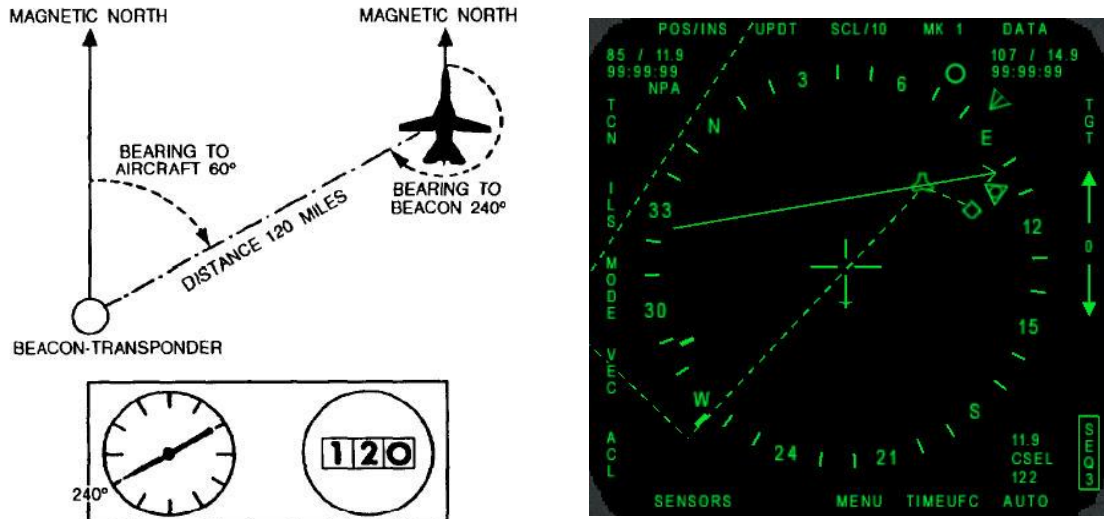


**Figura 2.4:** Diferencia de tamaño estación TACAN y estación VOR. Imagen obtenida de [11].

## 2.2 Principios de Funcionamiento

TACAN es un sistema de radionavegación aérea capaz de proporcionar a una aeronave su posición respecto de una estación terrestre, basándose en un sistema de coordenadas polares, ya que el sistema proporciona una indicación en grados del rumbo en el que se encuentra la aeronave respecto de la estación que se tenga sintonizada. Además se usa asociado a otro sistema que proporciona una medida de la distancia a la estación, a este sistema se le conoce como DME y es comúnmente utilizado por prácticamente la totalidad de las aeronaves civiles y militares. Por lo que conociendo el rumbo y la distancia se puede determinar la posición del avión en el espacio.





**Figura 2.5:** Esquema indicador de cockpit de los primeros receptores TACAN (izquierda), imagen obtenida de [3]. Visualización de TACAN en cockpit en aviones de última generación (derecha), imagen obtenida de [15].

La parte del sistema que proporciona la indicación de rumbo requiere de un transmisor direccional en la estación transmisora y un receptor multicanal embarcado, las características de ambos se verán más adelante. Mientras que para la parte del sistema que proporciona la indicación de distancia se requiere de una estación que emita omnidireccionalmente y un transpondedor multicanal capaz tanto de transmitir como de recibir, que ejerce el papel de interrogador de las estaciones.

Se utilizan pulsos gaussianos de unas determinadas características como fuente de información tanto para el rumbo como para la distancia. Las características de estos pulsos así como una exposición minuciosa de las diferentes componentes que forman la señal total transmitida por las estaciones TACAN serán vistas en la siguiente sección de este trabajo.

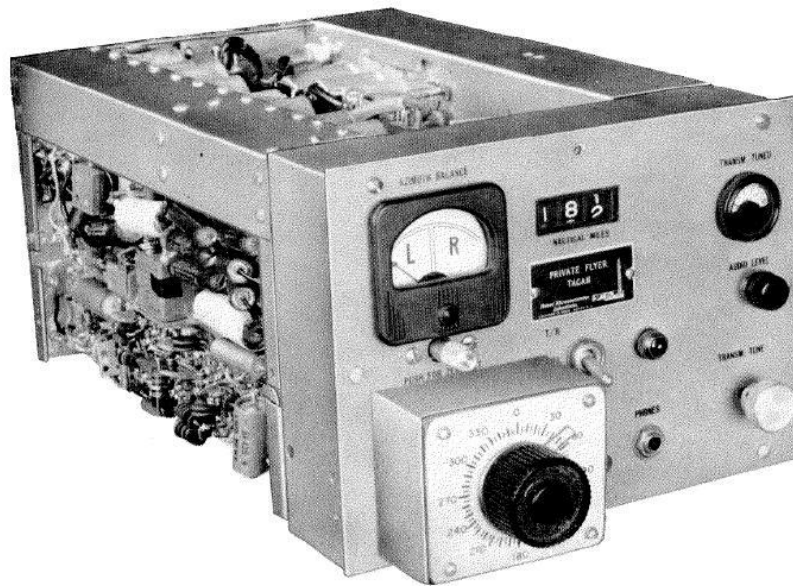
Otra de las características más importantes de este sistema es que puede operar en 252 canales diferentes, y cada canal tiene asociada una frecuencia determinada de interrogación y una frecuencia determinada de réplica por la estación. Todos los canales se encuentran en la banda de UHF y van de 1025MHz a 1150MHz (espaciados 1MHz) para los de interrogación, y de 962 a 1213MHz para los de réplica.

Estos 252 canales, se dividen a su vez en 126 canales tipo "X", y 126 canales tipo "Y". Además existe la reserva de otros 126 canales para comunicaciones aire-aire. Las diferencias entre los canales tipo "X" y los canales tipo "Y" se basa fundamentalmente en el espaciado entre los pulsos, ya que la información transmitida es la misma en todos los canales, dicho espaciado también se detalla en el apartado 2.3.

Es importante indicar que los canales de réplica no están distribuidos uniformemente en el intervalo de frecuencias especificado anteriormente. Los canales "X" están distribuidos de la siguiente forma: del 1X al 63X entre 962 y 1024MHz, y del 64X al 126X entre 1151 y 1213MHz. Los canales "Y", por su parte, se encuentran distribuidos de la siguiente manera: del 1Y al 63Y entre 1088 y 1150MHz, del 64Y al 126Y entre 1025 y 1087MHz. Ver Anexo A para consultar la frecuencia de cada canal.

A pesar de existir tal variedad de canales, se debe señalar que no es posible obtener la información de rumbo de una estación por un canal y la de distancia de otra estación por otro canal, ni siquiera

obtenerlas de la misma estación pero en canales separados, es decir, queda excluida cualquier combinación de estaciones y canales que no sea obtener rumbo y distancia de la misma estación y mismo canal.



**Figura 2.6:** Primer receptor TACAN embarcado experimental. Imagen obtenida de [3].

Para obtener la medida de distancia, el sistema utiliza exactamente el mismo fundamento que OBOE, la diferencia principal es que en el DME de TACAN es la aeronave la que interroga a la estación terrestre, y ésta última la que responde con una señal de réplica siendo el equipo embarcado el que directamente calcula la distancia en línea de mira.

En cuanto a la obtención del radial en el que se encuentra la aeronave respecto de la estación, la filosofía utilizada se basa en la obtención del desfase entre dos señales, por ejemplo entre el máximo en amplitud de una señal modulada AM y unos pulsos de referencia. El receptor embarcado convierte dicha diferencia temporal, o desfase, en la medida de rumbo. Para esto las estaciones emiten dos señales direccionales a diferentes frecuencias: a 15 y a 135Hz. Dichas señales se procesan en el receptor de manera independiente y proporcionan dos medidas del radial del avión por separado, por lo que es necesario combinarlas de la manera precisa para obtener la indicación definitiva del radial. Esta integración puede ser realizada de multitud de formas, quedando a criterio de cada fabricante de equipos. El hecho de ser un aspecto fundamental en cuanto a la precisión final del receptor hace que no se disponga de información sobre la manera de hacerlo de cada fabricante. Una de las opciones más probables que puede estar siendo utilizada es la integración de ambas señales mediante filtros integradores autónomos, como por ejemplo algún filtro de Kalman específicamente desarrollado para ello.

La razón por la que se tienen dos señales aparentemente redundantes para determinar el azimuth, es que se emiten a frecuencias suficientemente diferentes como para limitar o eliminar posibles fenómenos de multitrayecto<sup>1</sup>.

Respecto a la visualización de la información por parte de la tripulación, aunque sin duda esto sea lo menos importante desde un punto de vista técnico, comentar que en los primeros receptores se limitaba a un contador para dar la distancia, y a un reloj para dar el rumbo, como se puede ver en las figuras 2.5 y 2.6. En la actualidad la información TACAN se muestra en pantallas multimodos digitales que combinan la visualización de diferentes sistemas complementarios tal y como se puede ver en la figura 2.5.

---

<sup>1</sup> Multitrayecto: Fenómeno que se produce en telecomunicaciones y que consiste en la propagación de una onda por varios caminos diferentes.

## 2.3 La Señal TACAN

Este apartado se ha dividido en cuatro sub-apartados. En el primero de ellos se describe de manera global la estructura de la señal TACAN. En el segundo se entra en más detalle respecto de la envolvente de la señal. En el tercero se profundiza en los pulsos y las características de cada componente. Y finalmente se trata la antena que genera dicha señal.

### 2.3.1 Estructura de la Señal TACAN

Como ya se ha mencionado, la señal emitida por una estación TACAN permite a la aeronave obtener dos parámetros de vital importancia para determinar su posición: la distancia en línea de mira a la estación emisora de la señal, y el rumbo respecto de dicha estación.

Dicha señal puede considerarse como una composición de diferentes señales, que se combinan de la manera adecuada para proporcionar a la aeronave militar la información necesaria para poder llevar a cabo una radionavegación aérea precisa y segura.

Atendiendo a la figura 2.7 dónde se ha esquematizado la estructura de la señal transmitida, se puede apreciar que la señal TACAN se compone de una señal  $P(t)$  que contiene los pulsos gaussianos de las diferentes componentes que forman la señal total, esta señal a su vez se combina con  $S_1(t)$  que es una senoidal cuya envolvente es la combinación de dos senoidales de 15Hz y de 135Hz respectivamente, y como resultado de ambas señales se genera la señal TACAN en banda base,  $S_{BB}$ .

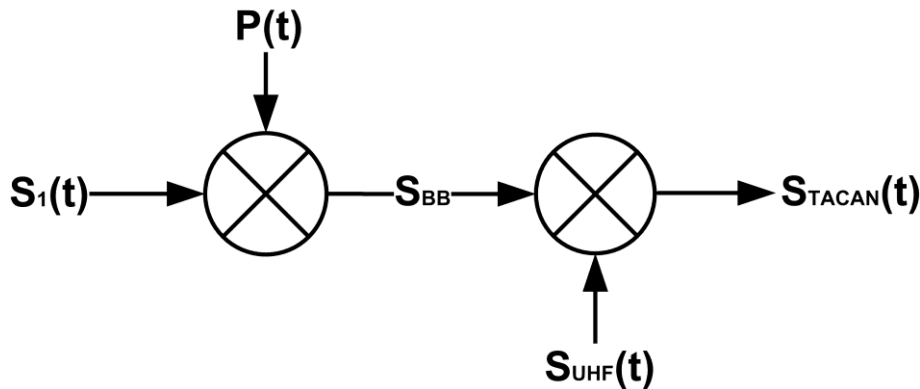


Figura 2.7: Estructura de la señal TACAN.

Antes de ser emitida, la señal en banda base se modula a partir de una portadora  $S_{UHF}(t)$ , que es la encargada de mover la señal al intervalo de frecuencia asignado para el sistema TACAN (960-1215 Mhz).

### 2.3.2 Envolvente de la Señal TACAN

La envolvente de la señal en banda base que modula a los pulsos de las diferentes componentes es, como ya se ha mencionado, una composición de senoidales de 15Hz y de 135Hz cuya expresión general se presenta en (1),

$$S_{TACAN} = A \sin(2\pi f_1 t \pm \theta - \gamma) + B \sin(2\pi f_2 t \pm \phi - 9\gamma) \quad (1)$$

Donde,

A representa el coeficiente de modulación de la componente de 15Hz

B representa el coeficiente de modulación de la componente de 135Hz

$\theta$  representa el desfase de calibración entre la modulación de la señal de 15Hz y sus pulsos de referencia

$\Phi$  representa el desfase de calibración entre la modulación de la señal de 135Hz y sus pulsos de referencia

$\gamma$  representa el azimut de la aeronave respecto de la estación TACAN

$f_1$  es la frecuencia de 15Hz

$f_2$  es la frecuencia de 135Hz.

En la figura 2.8 se ha representado un periodo de la señal TACAN generada para ser transmitida al receptor embarcado. En ella se puede apreciar con claridad la existencia de dos senoidales, una 9 veces más rápida que la otra, cuya suma modula en amplitud a los pulsos de las distintas componentes.

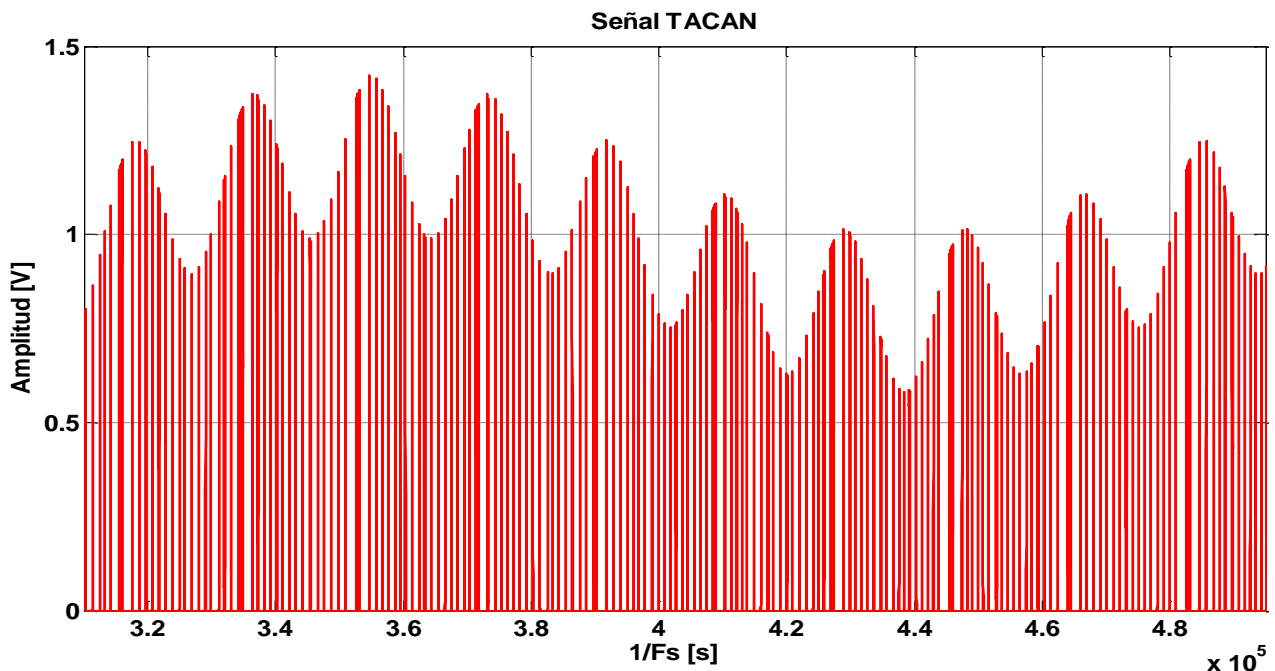
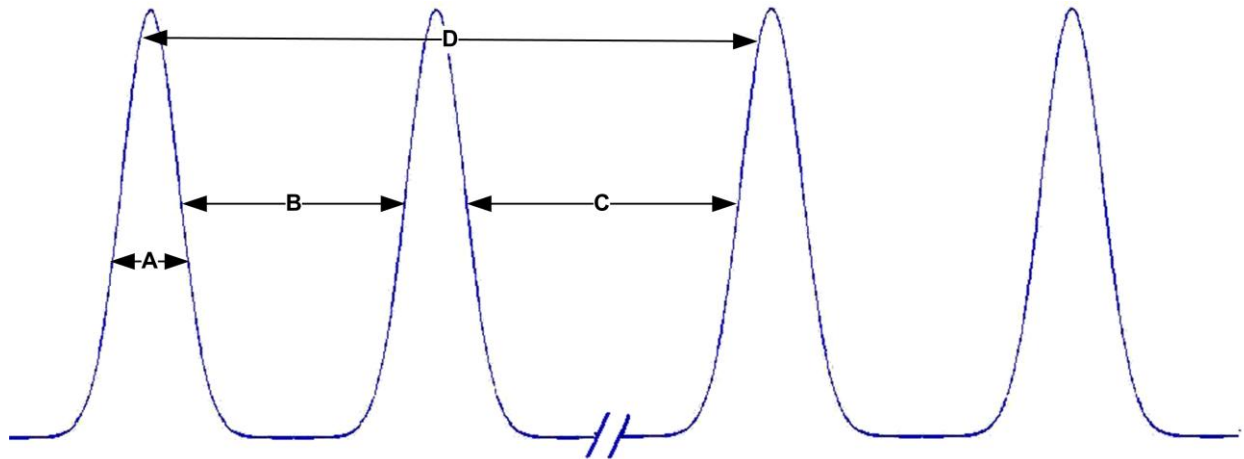


Figura 2.8: Periodo de señal TACAN.

### 2.3.3 Pulsos TACAN

Antes de pasar a exponer cada una de las diferentes componentes de la señal  $P(t)$ , y con ayuda de la figura 2.9, se presenta en la tabla 2.1 un resumen de los valores que caracterizan a cada una de ellas.



**Figura 2.9:** Parámetros que determinan cada componente de la señal.

Resulta necesario precisar que los valores C y D de la figura y de la tabla son redundantes, pero que se han incluido ambos ya que dependiendo de la componente es más sencillo definir sus propiedades utilizando uno u otro. Indicar también, que en el presente trabajo se han modelado todas las componentes a excepción de la de identificación.

	<b>A</b>	<b>B</b>	<b>C</b>	<b>D</b>
<b>Identificación</b>	12 $\mu$ s	100 $\mu$ s	N/A	740 $\mu$ s
<b>Distancia</b>	3.5 $\mu$ s	12 $\mu$ s	N/A	Variable
<b>Pseudo-Aleatoria</b>	3.5 $\mu$ s	Variable	N/A	Variable
<b>Ref 15Hz X</b>	3.5 $\mu$ s	12 $\mu$ s	12 $\mu$ s	N/A
<b>Ref 15Hz Y</b>	3.5 $\mu$ s	N/A	30 $\mu$ s	N/A
<b>Ref 135Hz X</b>	3.5 $\mu$ s	12 $\mu$ s	24 $\mu$ s	N/A
<b>Ref 135Hz Y</b>	3.5 $\mu$ s	N/A	15 $\mu$ s	N/A

**Tabla 2.1:** Valor de los parámetros de cada componente de la señal.

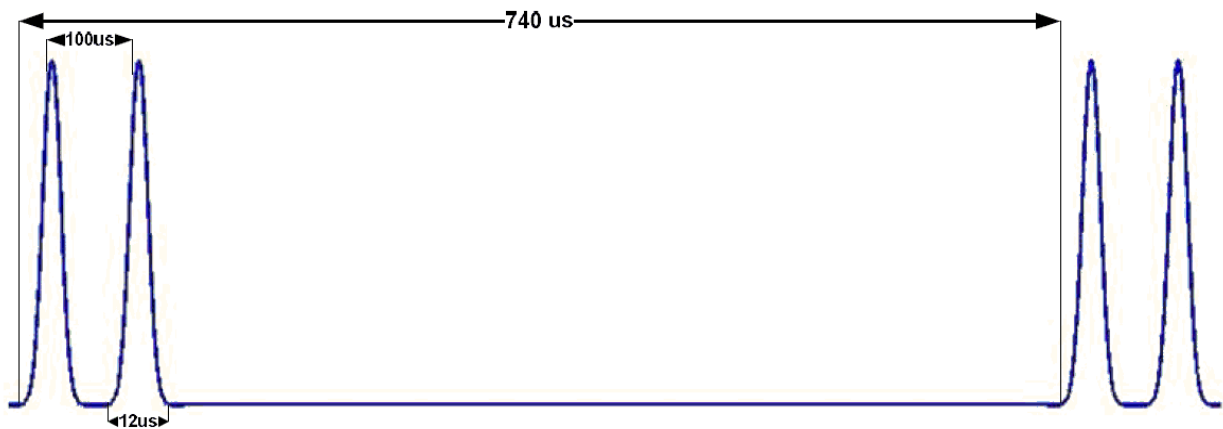
Señalar, por último, que todas las figuras que se muestran en este sub-apartado han sido obtenidas de la señal TACAN que se ha generado en este trabajo para realizar las simulaciones.

### 2.3.3.1 Componente de Identificación Estación

Esta componente sirve para identificar a la estación TACAN que emite la señal que el equipo embarcado está recibiendo, y aunque es prescindible en cuanto a determinar los parámetros de navegación por parte del receptor (distancia y rumbo), es imprescindible en cuanto a poder determinar en términos absolutos la posición de la aeronave, ya que el identificar de qué estación llega la señal implica conocer las coordenadas de la misma.

La componente de la señal que identifica la estación se emite cada medio minuto aproximadamente, y durante su emisión se suspende la transmisión del resto de componentes. La información que va codificada en esta componente se corresponde con un código Morse de tres letras que identifica a la estación. Por tanto, la duración de la componente de identificación variará dependiendo del código de la estación, ya que la

codificación se realiza a partir de repeticiones de un patrón formado por parejas de pulsos de duración  $12\mu\text{s}$  separados entre ellos  $100\mu\text{s}$ , y cada pareja separada de la siguiente  $740\mu\text{s}$  (se emiten pulsos con una tasa de  $1350\text{pulsos/segundo}$ ).

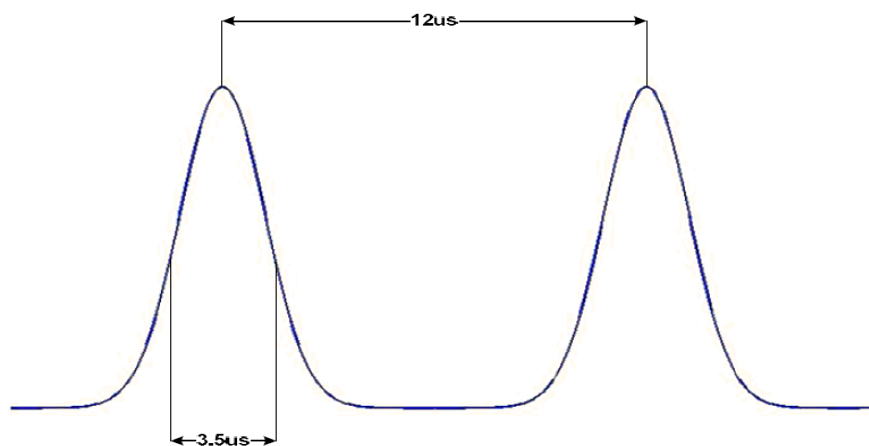


**Figura 2.10:** Componente de identificación.

La componente de identificación de estación no ha sido modelada ni tratada en el presente trabajo ya que no resultaba de interés pues se ha trabajado con una única estación.

### 2.3.3.2 Componente de Distancia

La medida de distancia se obtiene utilizando una técnica similar a la que se utiliza en los radares: midiendo el tiempo de ida y vuelta de los pulsos emitidos. La diferencia con los radares estriba en que el sistema TACAN no depende de la reflexión natural de las ondas sobre un objeto, ya que el transpondedor situado en la estación genera réplicas artificialmente.

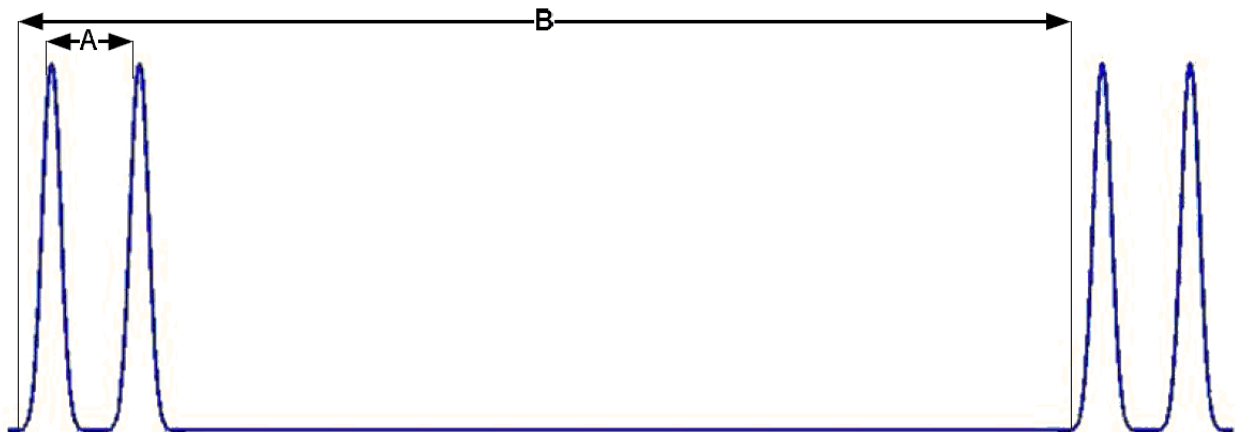


**Figura 2.11:** Par de pulsos DME.

Para estimar la distancia, el equipo embarcado emite pulsos de interrogación (del mismo tipo de los de la figura 2.11) que son recibidos, decodificados, retenidos durante  $50\mu\text{s}$  (canales X) o  $56\mu\text{s}$  (canales Y) y replicados por la estación TACAN.

Los transpondedores TACAN en las estaciones terrestres usan decodificadores de parejas de pulsos para seleccionar los pares de pulsos que están espaciados correctamente. Se filtran a partir de los tiempos indicados como A y B en la figura 2.12, excluyéndose aquellos pares de pulsos cuyos tiempos coincidan con los de otra de las componentes (tiempos indicados en la tabla 2.1), de esta forma se reduce la posibilidad de tener interferencias de señales falsas. Esto es de gran importancia ya que estas parejas de pulsos no sólo son emitidas/recibidas con el fin de determinar la distancia, sino también para otros aspectos como se ha adelantado en la tabla mencionada. Una vez decodificado los pulsos, el codificador de la estación genera el par

de pulsos de réplica que será transmitido a la aeronave.



**Figura 2.12:** Parámetros para filtrado de pulsos con información de distancia.

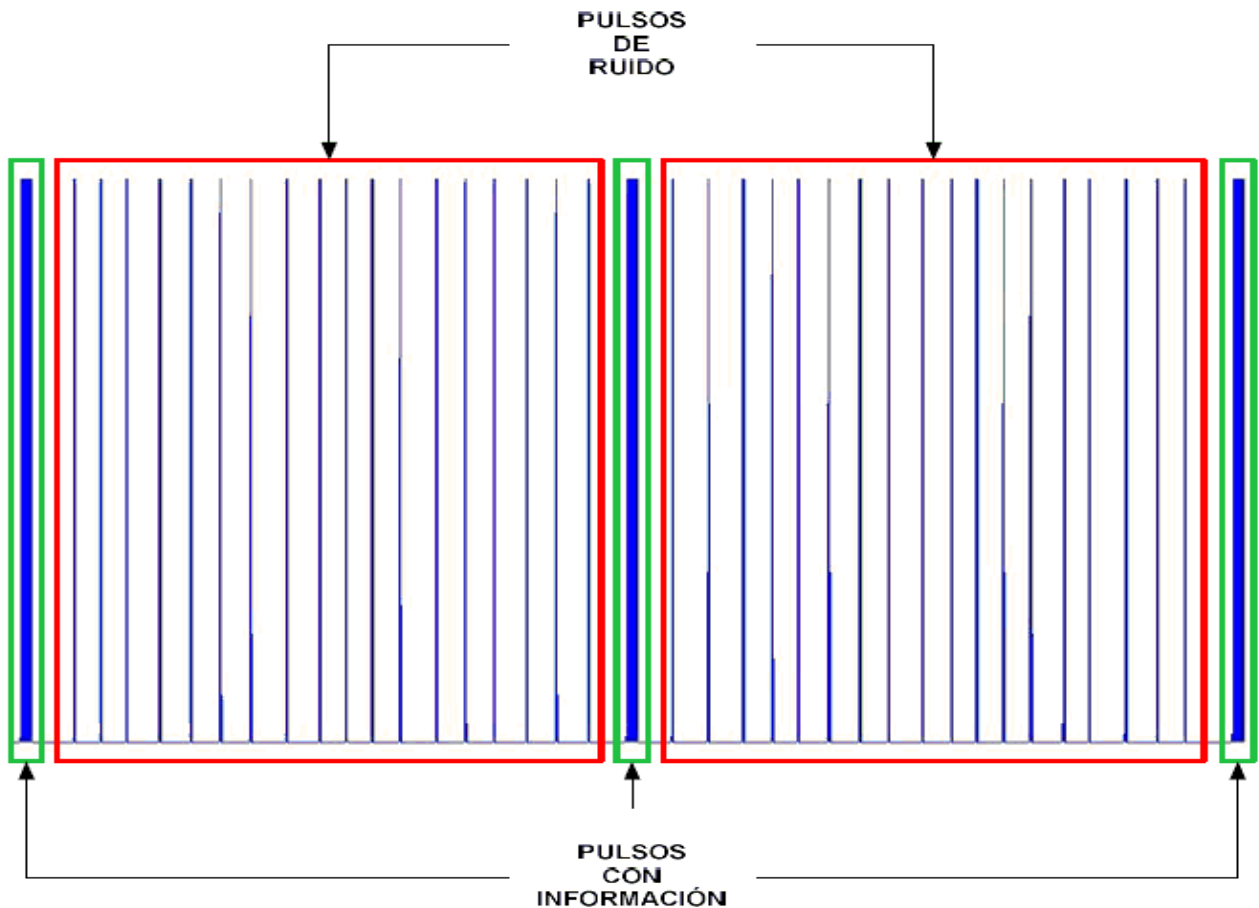
Este par de pulsos de réplica es recibido por la aeronave que calcula el tiempo total desde que envió el par de pulsos de interrogación, transformando mediante cálculos muy sencillos ese tiempo en la medida de distancia. Resulta interesante exponer cómo el receptor de la aeronave es capaz de filtrar los pulsos respuesta dirigidos a su avión, de posibles pulsos réplica que la estación TACAN esté enviando a otros aviones de su entorno. Esto se consigue generando pares de pulsos de interrogación separados por un tiempo aleatorio que queda memorizado. Al recibir los pulsos de respuesta, se van comparando con la secuencia memorizada y cuando coinciden se sabe que son los correspondientes a las interrogaciones propias.

### 2.3.3.3 Componente Pseudo-Aleatoria

La estación TACAN para proporcionar la medida de distancia necesita sólo emitir pulsos de réplica a las aeronaves que lo interrogan, con una frecuencia de 30 pares de pulsos por segundo por cada avión, por lo que el número de pulsos necesarios varía continuamente según el número de aeronaves que estén interrogando a la estación. Sin embargo, para proporcionar la información relativa al rumbo es necesario que la potencia media transmitida sea aproximadamente constante en el tiempo (mejor para el funcionamiento de los componentes de la antena tales como transistores, condensadores, etc), por lo que realmente se utilizan transpondedores emisores en las estaciones con duty-cycle<sup>2</sup> constantes a 2700pulsos/segundo.

Para lograr que el número de pulsos emitidos sea constante en el tiempo, se utiliza una técnica que consiste en añadir a los pulsos útiles en cuanto a información (rumbo, distancia, identificación), pulsos que podemos denominar como ruido, tal y como se ha representado en la figura 2.13. Por tanto, si el número de aeronaves que están interrogando a la estación aumenta, el número de pulsos de ruido que se incluye en la señal disminuye, y al contrario en el caso de que el número de aeronaves interrogadoras disminuya (teniendo en cuenta que el número de pulsos de referencia para determinar el rumbo se mantiene constante con el tiempo). Estos pulsos artificiales se incluyen en la señal con una separación entre ellos tal que el receptor pueda filtrarlos y separarlos de los útiles, siguiendo para ello el mismo principio indicado en la figura 2.12. Como ya se ha comentado, estos pulsos resultan inútiles en cuanto a poder extraer de ellos información, sin embargo sí que juegan un papel importante en cuanto a determinar la envolvente de la señal modulada, lo cual es muy importante para determinar el radial en el que se encuentra la aeronave.

<sup>2</sup> Duty-Cycle: Parte del periodo de una señal en el que la señal se encuentra activa.



**Figura 2.13:** Visualización del relleno con pulsos de ruido para lograr duty-cycle de emisión constante.

### 2.3.3.4 Componente de Rumbo de 15Hz

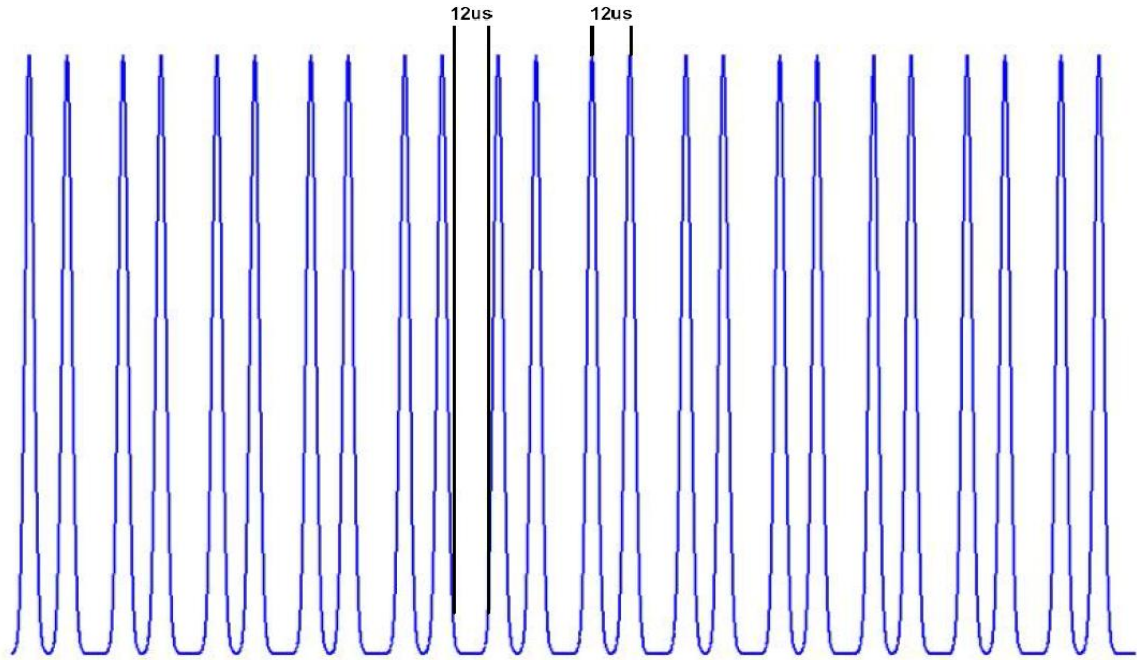
Esta componente permite obtener una primera estimación del radial en el que se encuentra la aeronave respecto de la estación emisora de la señal TACAN. Tal y como se ha expuesto en las características del sistema TACAN, se tienen canales “X” y canales “Y”. Dependiendo de que el receptor esté funcionando en un canal u otro, la componente de señal de 15Hz será diferente. A continuación se procede a describir ambas.

#### 2.3.3.4.1 Componente de Rumbo de 15Hz. Canales X

Está formada por un tren de pulsos de referencia cuyas características se verán a continuación y por una senoidal de 15Hz que es utilizada como moduladora AM.

El tren de pulsos que funciona como referencia para determinar el radial según la componente de 15Hz en los canales X está formado por 12 pares de pulsos de duración  $3.5\mu s$  cada uno y separación entre pulsos de un mismo par de  $12\mu s$  como los indicados en la figura 2.11, con separación entre pares de  $12\mu s$ . En la figura 2.14 aparece un tren de pulsos de referencia completo.



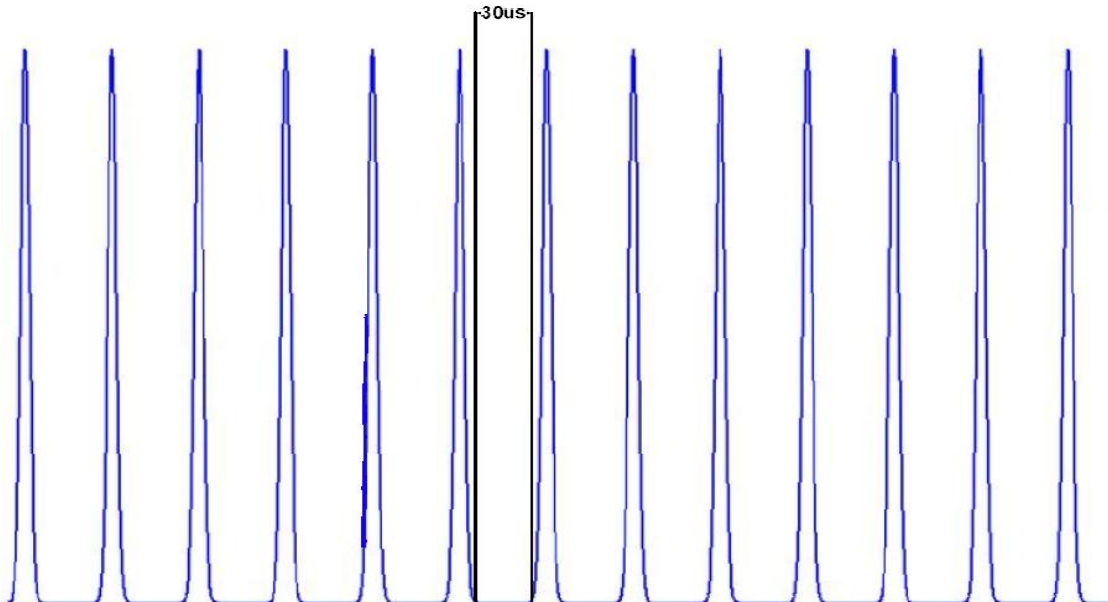


**Figura 2.14:** Tren de pulsos de referencia para componente de 15Hz y canales X.

#### 2.3.3.4.2 Componente de Rumbo de 15Hz. Canales Y

Al igual que en los canales X, está formada por un tren de pulsos de referencia cuyas características son diferentes a la de los canales X, y una senoidal de 15Hz para modular en amplitud.

El tren de pulsos de referencia en este caso está formado por 13 pulsos de duración  $3.5\mu\text{s}$  cada uno, y de separación entre ellos  $30\mu\text{s}$ . En la figura 2.15 se tiene un tren de pulsos completo.



**Figura 2.15:** Tren de pulsos de referencia para componente de 15Hz y canales Y.

#### 2.3.3.5 Componente de Rumbo de 135Hz

Esta componente permite obtener una segunda referencia en cuanto al radial en el que se encuentra la

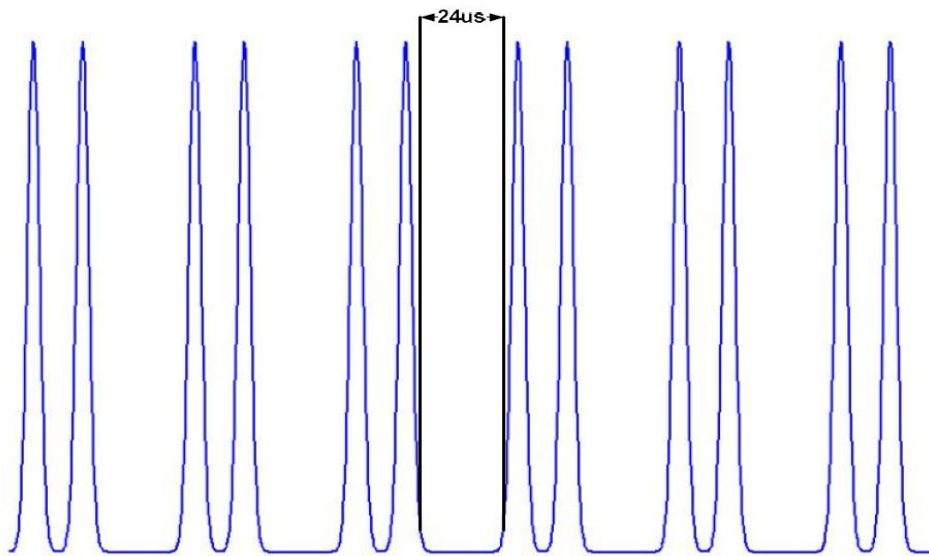
aeronave. Esta segunda referencia proporciona como ya se ha expuesto una estimación de rumbo redundante, aunque al tener mayor tasa de refresco también tendrá mayor precisión que la de 15Hz, y como también se ha indicado previamente, sirve para minimizar interferencias por multitrayecto.

De forma análoga a la componente de 15Hz, la componente de 135Hz presenta características diferentes en función de que el receptor esté funcionando en canal "X" o en canal "Y"

#### 2.3.3.5.1 Componente de Rumbo de 135Hz. Canales X

Está formada por un tren de pulsos de referencia cuyas características se ven a continuación y por una señal senoidal de 135Hz que es utilizada como moduladora AM.

El tren de pulsos que funciona como referencia para determinar el radial según la componente de 135Hz en los canales X está formado por 6 pares de pulsos de duración  $3.5\mu\text{s}$  cada uno, y separación entre pulsos de un mismo par de  $12\mu\text{s}$  como los mostrados en la figura 2.11, y a su vez cada par de pulsos a  $24\mu\text{s}$  del par siguiente como se indica en la figura 2.16.

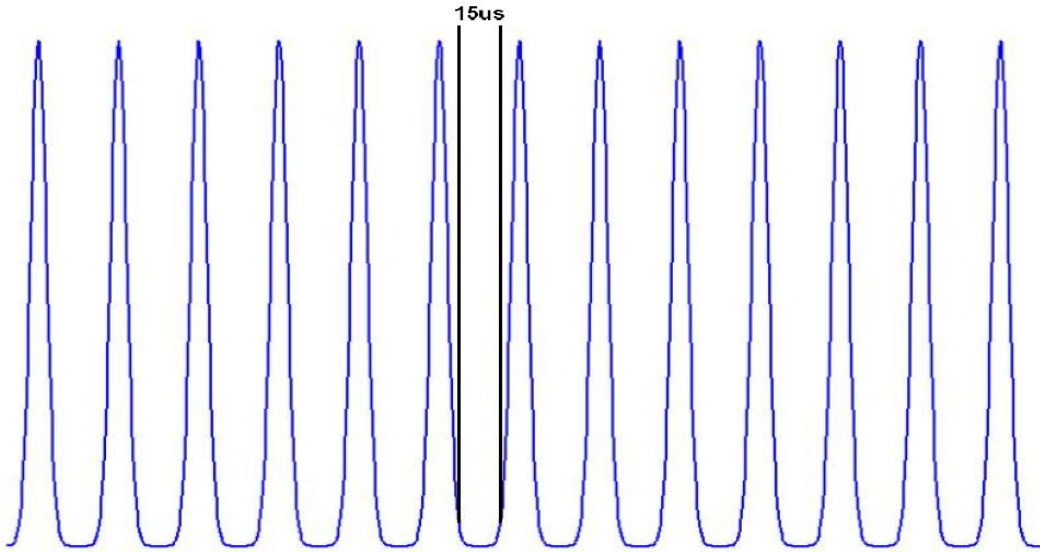


**Figura 2.16:** Tren de pulsos de referencia para componente de 135Hz y canales X.

#### 2.3.3.5.2 Componente de Rumbo de 135Hz. Canales Y

Esta componente se estructura de nuevo de manera similar a las de los canales "X" e "Y" que se han comentado, teniendo un tren de pulsos de referencia de características indicadas a continuación y una senoidal de 135Hz para la modulación en amplitud.

En este caso los pulsos de referencia son un grupo de 13 pulsos de duración  $3.5\mu\text{s}$  y separados entre ellos  $15\mu\text{s}$ , como se puede ver en la figura 2.17.



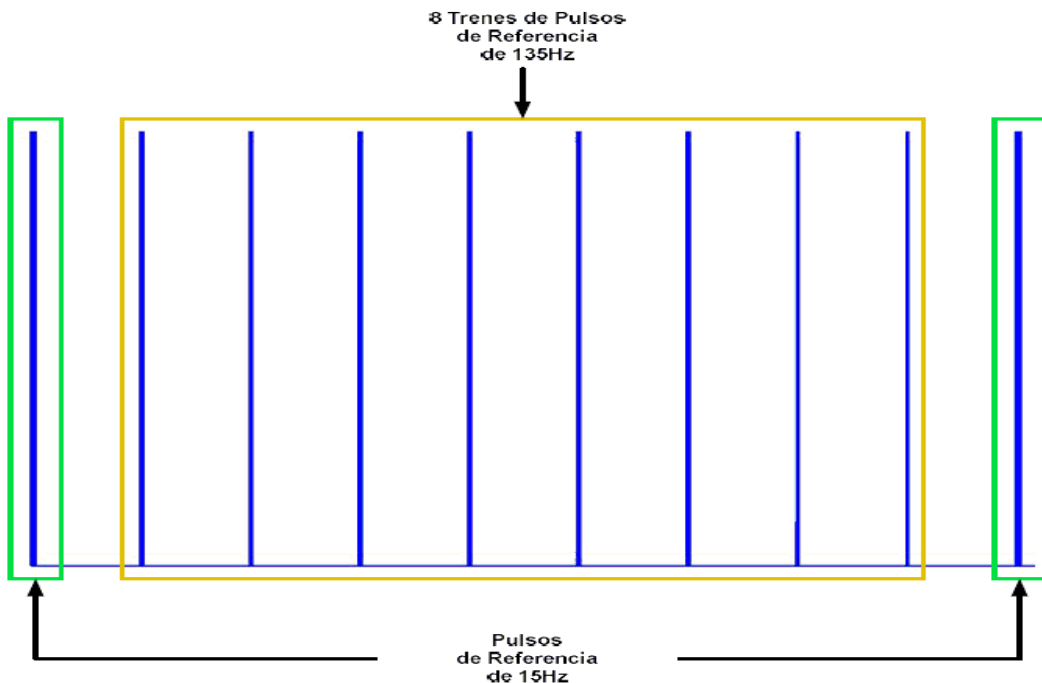
**Figura 2.17:** Tren de pulsos de referencia componente de 135Hz y canales Y.

### 2.3.3.6 Prioridad de Emisión

La estación TACAN sólo puede emitir al mismo tiempo una de las componentes que se acaban de exponer, por lo que se establece un orden de prioridad entre ellas:

- 1) Pulsos de identificación de estación TACAN.
- 2) Pulsos de referencia.
- 3) Pulsos de réplica a interrogaciones.
- 4) Pulsos de ruido.

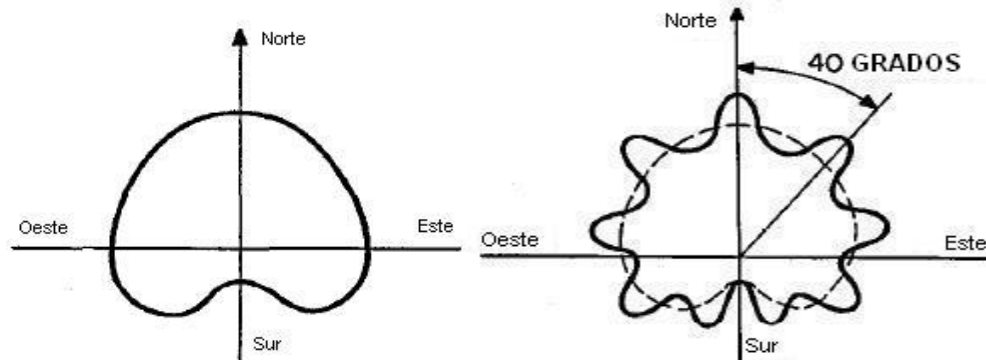
Es necesario también señalar al respecto de la prioridad de los pulsos de referencia, que los de 15Hz tiene preferencia sobre los de 135Hz, de forma que para cada periodo de 15Hz se emiten 8 trenes de pulsos de referencia de 135Hz y un tren de pulsos de 15Hz, es decir, el noveno tren de 135Hz, se sustituye por el de 15Hz, esto se puede observar en la figura 2.18, en la que se han representado únicamente los trenes de pulsos correspondientes a un periodo completo de señal de 15Hz.



**Figura 2.18:** Alternancia trenes de pulsos de referencia de 15Hz y de 135Hz.

### 2.3.4 Equipos de Generación TACAN

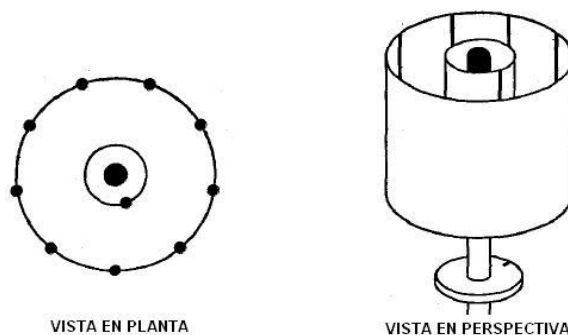
El corazón de la estación terrestre es el conjunto de elementos que forman la antena. En este caso está formada por un elemento central que es el componente al que le llega energía desde el transmisor y que radia omnidireccionalmente. Alrededor de este elemento central se sitúa un cilindro de material aislante, como por ejemplo fibra de vidrio, que se denomina cilindro interior, y en el que se sitúa verticalmente un elemento conductor (un cable) que se encuentra aislado del resto de elementos de la antena. Este cable actúa como un elemento parásito que desvía parte de la energía radiada hacia él por el elemento central, y el movimiento de dicho cable alrededor del elemento central actúa distorsionando el patrón de radiación circular que tendría la antena omnidireccional, transformándolo en uno con forma de cardioide.



**Figura 2.19:** Patrón de radiación debido al cilindro interior (izquierda), y debido al cilindro exterior (derecha).  
Imágenes obtenidas de [3].

Además del cilindro interior, se sitúa otro cilindro más de mayor diámetro que se denomina cilindro exterior, también de material aislante, y que se diferencia del interior en que en él se sitúan nueve cables. Estos cables ejercen de igual forma como elementos parásitos absorbiendo parte de la energía radiada por el elemento central, y de igual manera su movimiento modifica el patrón de radiación generando una especie de cardioide de nueve lóbulos. Por último hay una carcasa, comúnmente llamada radome, que cubre y protege el conjunto de la antena. En la figura 2.20 se puede observar la composición de los elementos de la antena que se han comentado. Las dimensiones características más habituales de dichos elementos son las siguientes:

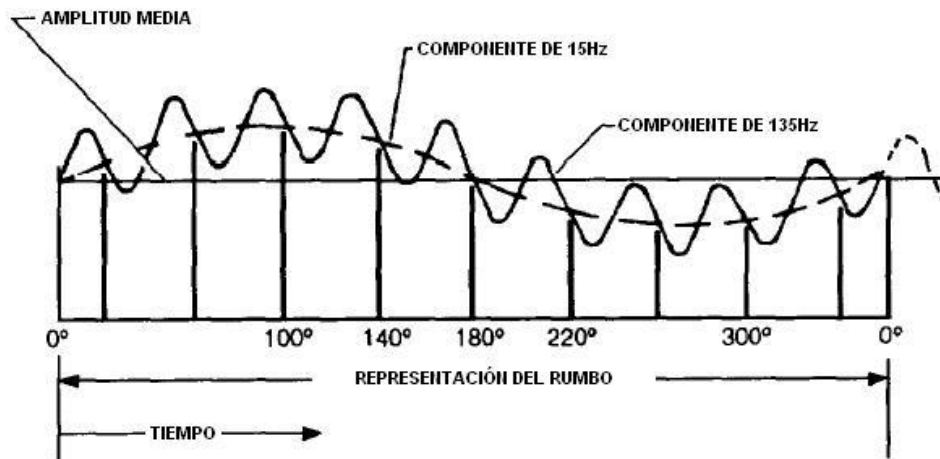
- Elemento central de 7,6 cm de diámetro.
- Cilindro interior de 12,7 cm de diámetro.
- Cilindro exterior de 84 cm de diámetro.
- Radome de 1,1m de diámetro y 1,8m de altura.



**Figura 2.20:** Antena modelo de una estación TACAN. Imágenes obtenidas de [3].

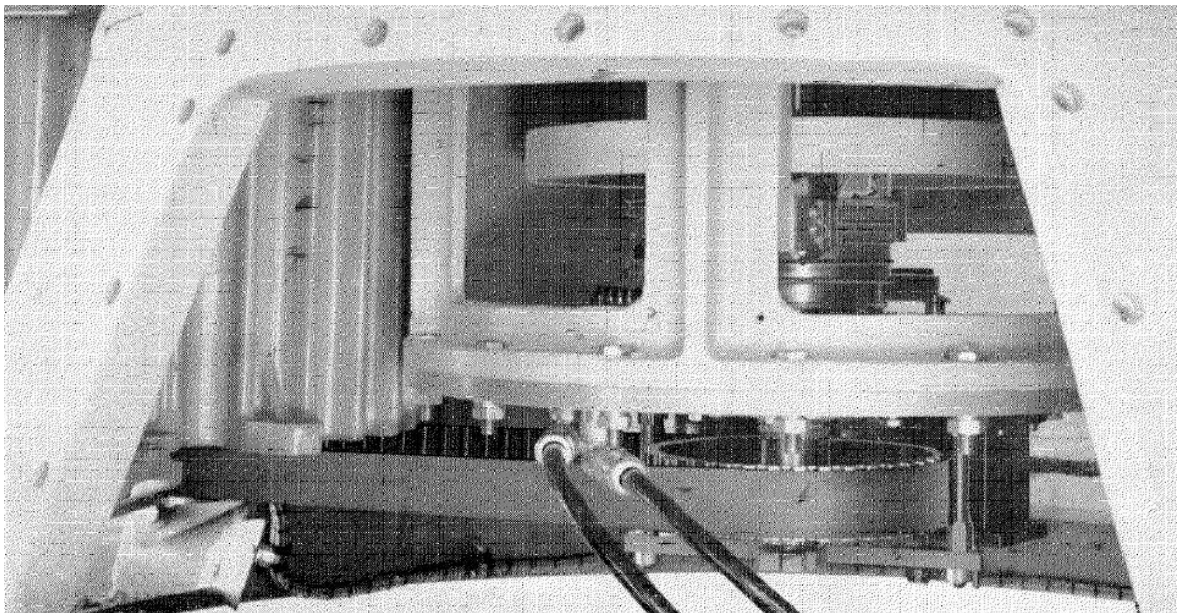
Los cilindros giran a una velocidad de 15 vueltas por segundo, y este movimiento provoca que la envolvente de la señal sea la composición de dos senoidales, una de frecuencia de 15Hz y otra de frecuencia de

135Hz, como está esquematizado en la figura 2.21.



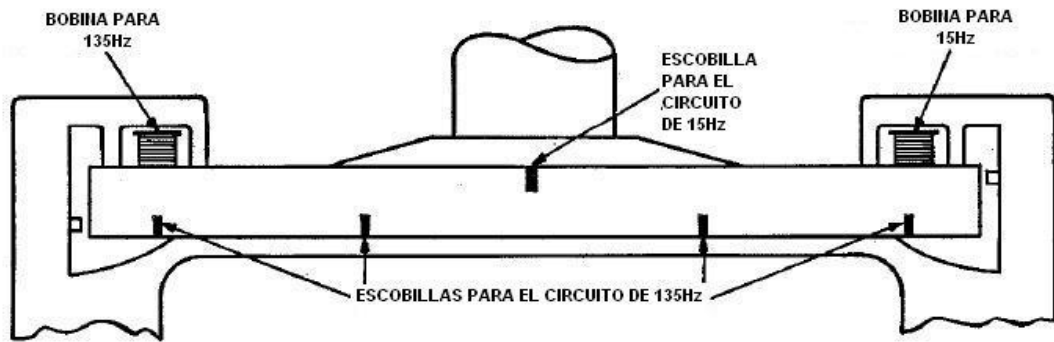
**Figura 2.21:** Envolvente de la señal compuesta. Imagen obtenida de [3].

Además de la generación de señal de 15 y de 135Hz, otro aspecto muy importante del conjunto de la antena es el mecanismo que genera los pulsos de referencia para ambas señales. El cómo se generan dichos pulsos es hoy en día uno de los secretos mejor guardados por los diferentes fabricantes, y previsiblemente se habrá mejorado de muchas maneras (menor peso, electrónico en vez de mecánico, etc), sin embargo se considera interesante comentar cómo se generaban los pulsos en las estaciones TACAN de primera generación, para así tener una idea de una posible forma de hacerlo.



**Figura 2.22:** Mecanismo generador de pulsos de referencia de las estaciones TACAN AN/URN-3 instaladas en los portaaviones clase Forrestal, clase Kitty Hawk y en los primeros de la clase Nimitz. Imagen obtenida de [4].

En la base de la antena se tenía un disco de aluminio cuyo giro se encontraba sincronizado con el giro de la antena y en cuyo borde se situaban una serie de escobillas, en concreto 8 escobillas en la mitad inferior del disco, y una escobilla en la mitad superior del disco. Las escobillas de la mitad inferior servían para generar los pulsos de referencia de la señal de 135Hz y se encontraban equiespaciadas 40 grados a excepción de dos de ellas que se encontraban espaciadas 80 grados, ya que en mitad de esos 80 grados se sitúa en la mitad superior la novena escobilla que servía para generar los pulsos de referencia de la señal de 15Hz.



**Figura 2.23:** Esquema simplificado del mecanismo generador de pulsos de las estaciones AN/URN-3. Imagen obtenida de [4].

Tal y como se puede ver también en la figura 2.23, cercanas al borde del disco de aluminio se situaban dos bobinas, de forma que cuando la escobilla pasaba por la bobina se modificaba el campo magnético induciéndose una diferencia de voltaje, y esa diferencia de voltaje cerraba el circuito eléctrico asociado a cada bobina que generaba los trenes de pulsos. El circuito asociado a cada bobina es diferente uno al otro ya que tienen que producir números de pulsos distintos con separación diferente entre esos pulsos. Por resumir, el conjunto mecánico completo funcionaba como un gatillo que desencadenaba la generación y emisión de los pulsos de referencia, de manera sincronizada con la envolvente de la señal que generaban los cilindros interior y exterior de la antena.

Por último, es conveniente indicar que todo lo que en este apartado se ha expuesto en cuanto a dimensiones de las antenas es referido a las estaciones TACAN más comunes, que son las instaladas de manera permanente en tierra y las versiones más antiguas instaladas en barcos. Sin embargo no necesariamente deben tener esas dimensiones, de hecho en la actualidad existen muchos más modelos de dimensiones menores. Dos ejemplos de antenas TACAN de última generación se pueden ver en la figura 2.24, donde se tienen imágenes de las últimas versiones de equipos emisores desarrollados tanto para ser instalados en barcos como en estaciones terrestres portátiles, en las cuáles por su tamaño parece que no son mecánicas.



**Figura 2.24:** Antena TACAN y equipo de transmisión AN/URN-32 empleado por la Navy en la actualidad (izquierda), y estación TACAN portátil del ejército polaco (derecha). Imágenes obtenidas de [16] y [17] respectivamente.



# 3 RECEPTOR TACAN DIGITAL

En este capítulo se presenta el receptor TACAN digital que se ha diseñado y modelado para realizar el trabajo. El capítulo está dividido en cinco apartados. En el primero de ellos se expone y describe el esquema general del receptor completo. En el segundo y tercer apartado se profundizará en la arquitectura de las dos cadenas de procesamiento principales que componen el receptor. En el cuarto apartado se indicará cómo realiza el detector la estimación final del azimut, dejando para el último apartado una descripción detallada de los principales subsistemas que componen el receptor.

El código de programación del receptor se encuentra en el Anexo B.

## 3.1 Arquitectura del Receptor

El receptor se ha ideado con el objetivo de a partir de la señal recibida a frecuencia intermedia IF, poder determinar la medida de azimut mediante la comparación entre los tiempos en los que se producen diferentes eventos en la señal. Al no trabajar en tiempo real sino con vectores, realmente lo que se va a medir es la diferencia de posiciones en el vector entre un evento y otro. El diseñarlo de esta forma, más allá de las dificultades en cuanto a filtrado y tratamiento de la señal propias de estar tratando una señal con distintas componentes, presenta el problema añadido de que no todo el receptor trabaja a la misma frecuencia de muestreo (más adelante se indica el porqué), por lo que se estarán comparando posiciones relativas a vectores de diferentes tamaños. Por esto, antes de comparar dichas posiciones, debe realizarse la unificación de la escala temporal de ambos vectores haciendo uso para ello de las frecuencias de muestreo que han determinado su tamaño. Sin embargo, aunque no sea lo más cómodo el tener que hacer estas transformaciones de escala, es la mejor manera de entre las que se han probado para procesar la señal.

Teniendo siempre presente y claro que el receptor lo que hace continuamente es determinar cuándo ocurre un cierto evento para compararlo con cuándo ocurrió otro determinado, entender su funcionamiento es más sencillo. Funcionamiento que se trata a continuación de una manera global.

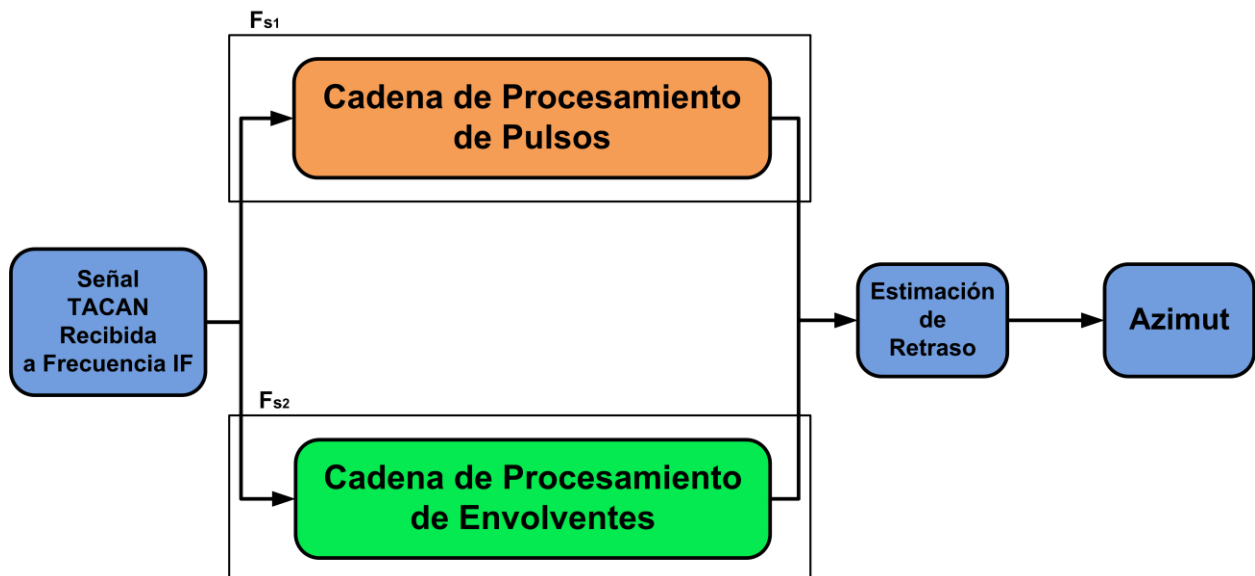


Figura 3.1: Esquema de funcionamiento del receptor digital.

Lo primero que cabe indicar es que como se aprecia en la figura 3.1, el receptor está diseñado de forma



que se tienen dos ramas independientes entre sí en cuanto al procesado de la señal. Una de las ramificaciones está enfocada hacia el procesamiento de los pulsos de referencia de la señal TACAN, y la otra ramificación enfocada al procesamiento de las envolventes de 15Hz y de 135Hz. Ambas operan a diferentes frecuencias de muestreo. La cadena de procesamiento de los pulsos también se puede denominar como cadena rápida ya que su frecuencia de muestreo  $F_{s1}$  es mayor que la frecuencia de muestreo de la cadena de procesamiento de envolventes  $F_{s2}$ , que por ello se denomina también como cadena lenta del receptor. Dichas frecuencias de muestreo se determinan a partir de dos parámetros de calibración,  $R_1$  y  $R_2$ , según las expresiones que se presentan a continuación, de las que es inmediato deducir que  $R_1$  tiene que ser siempre menor que  $R_2$ .

$$F_{s1} = \frac{F_s}{R_1} \quad (2)$$

$$F_{s2} = \frac{F_s}{R_2} \quad (3)$$

La necesidad de tratar paralelamente la señal a diferentes frecuencias de muestreo es obligado por tener diferentes componentes a diferentes frecuencias en la señal recibida, ya que si se optimiza y calibra una línea de procesamiento para filtrar y determinar una componente en concreto, esta línea no es demasiado útil para las componentes a frecuencias no parecidas. En este trabajo se ha decidido que para determinar la fase de la aeronave se necesita que el receptor filtre y determine dónde se encuentran los trenes de pulsos de referencia de 15Hz y 135Hz, y cuál es la fase de las envolventes de 15Hz y de 135Hz. Como los trenes de pulsos de 15Hz y de 135Hz son señales de frecuencias parecidas, e igualmente ocurre con las envolventes de 15Hz y 135Hz, he aquí la justificación de la existencia de las dos cadenas de procesamiento en paralelo.

Una vez que a partir de las dos cadenas de procesamiento se han determinado las posiciones de los trenes de pulsos de referencia, y las fases de las envolventes de ambas componentes, se mide para cada periodo de cada señal el desfase relativo entre pulsos y envolvente, para posteriormente transformar dicha medida en el azimut de la aeronave.

## 3.2 Cadena de Procesamiento de Pulsos

Lo primero que hay que determinar antes de comenzar a comentar la arquitectura de esta ramificación del receptor es la frecuencia de muestreo a utilizar. Esta frecuencia de muestreo debe ser del orden de los MHz ya que las señales de los trenes de pulsos tienen periodos del orden de  $10e-5s$ , que se corresponden con frecuencias de centenares de Khz, así que eligiendo frecuencias de Mhz se asegura cumplir con el teorema de Nyquist<sup>3</sup>. En concreto se ha configurado el receptor y realizado las simulaciones con  $F_{s1} = 2,5Mhz$ .

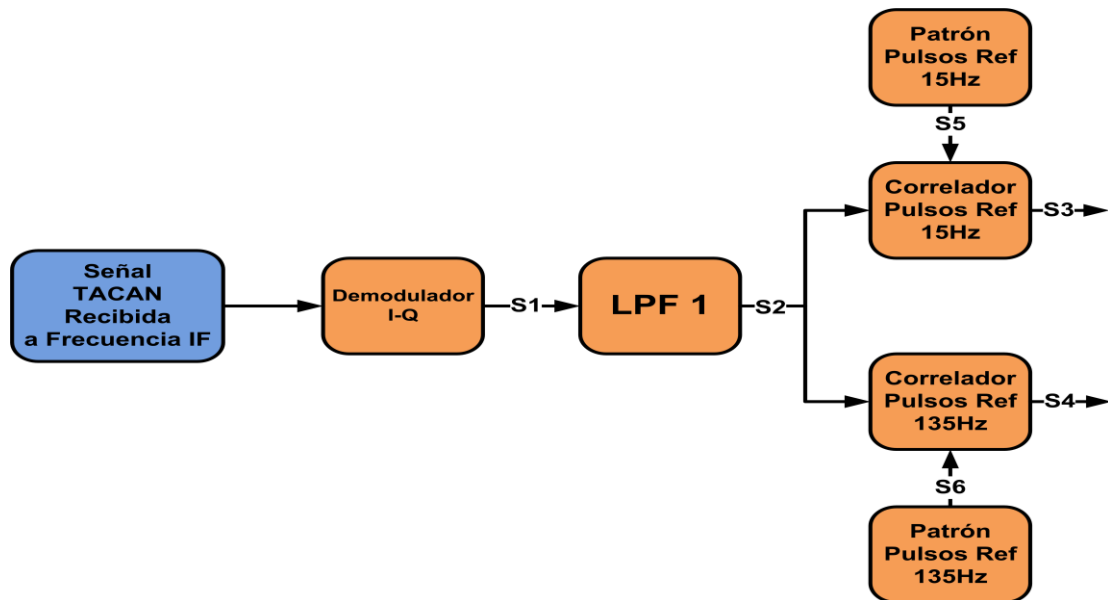
En cuanto al procesado de la señal, en primer lugar se procesa la señal en un demodulador I-Q de manera que se elimina la señal portadora a frecuencia intermedia IF. Tras esto se pasa la señal por un filtro paso baja para eliminar las componentes a frecuencia  $2*IF$  que se generan en el demodulador I-Q, teniéndose llegado a este punto del procesamiento (S2 en la figura 3. 2), la señal en banda base. Señalar que para el filtro paso baja se ha hecho uso de la función de MatLab® `fir1` de 16 coeficientes y frecuencia de corte en  $F_{s1}/4$ .

Una vez se tiene la señal en banda base lo que queda es comenzar a hacer correlaciones para determinar la posición de los trenes de pulsos de referencia de 15Hz y de 135Hz. Para la correlación con los pulsos de

---

<sup>3</sup> Teorema de Nyquist: Para poder reconstruir una señal periódica en banda base sin perder información de ella, es necesario que la frecuencia de muestreo sea igual o superior a su ancho de banda

referencia de 15Hz es necesario dividir la señal completa en periodos de  $1/15s$ , y a continuación procesar periodo a periodo, comparando los pulsos de la señal ( $S_2$ ) con el patrón del tren de pulsos de 15Hz ( $S_5$ ) hasta que coincidan. De esta forma se determina la posición en la que comienza el tren de pulsos en ese periodo de 15Hz, y se almacena. Repitiéndose esta comparación para cada periodo, lográndose un vector ( $S_3$ ) en el que se encuentra almacenada, para cada periodo de componente de 15Hz, la posición de los pulsos de referencia.



**Figura 3.2:** Arquitectura de la cadena de procesamiento de pulsos.

De manera idéntica se procede en cuanto a la determinación de la posición de los trenes de pulsos de referencia de la componente de 135Hz. En primer lugar se divide la señal en periodos de  $1/135s$  y a continuación se procesa periodo a periodo, realizando la comparación de los pulsos de la señal ( $S_2$ ) con el patrón de pulsos de 135Hz ( $S_6$ ) hasta que ambos coinciden, determinándose entonces la posición del tren de pulsos de referencia en cada periodo de la señal de 135Hz, lográndose tener un vector ( $S_4$ ) en el que se tiene la posición de los pulsos de referencia en cada periodo de componente de 135Hz.

Resumiendo, en esta cadena de procesamiento se generan dos vectores que representan las posiciones en las que se reciben los pulsos de referencia de ambas componentes. Insistir tanto para el caso de 15Hz como para el de 135Hz, en el extremo cuidado que hay tener al tratar los índices de las posiciones en las que se determina que se encuentran los trenes de pulsos de referencia, ya que esos índices estarán en escala distinta a los índices de posición de otros eventos que sucedan en la señal.

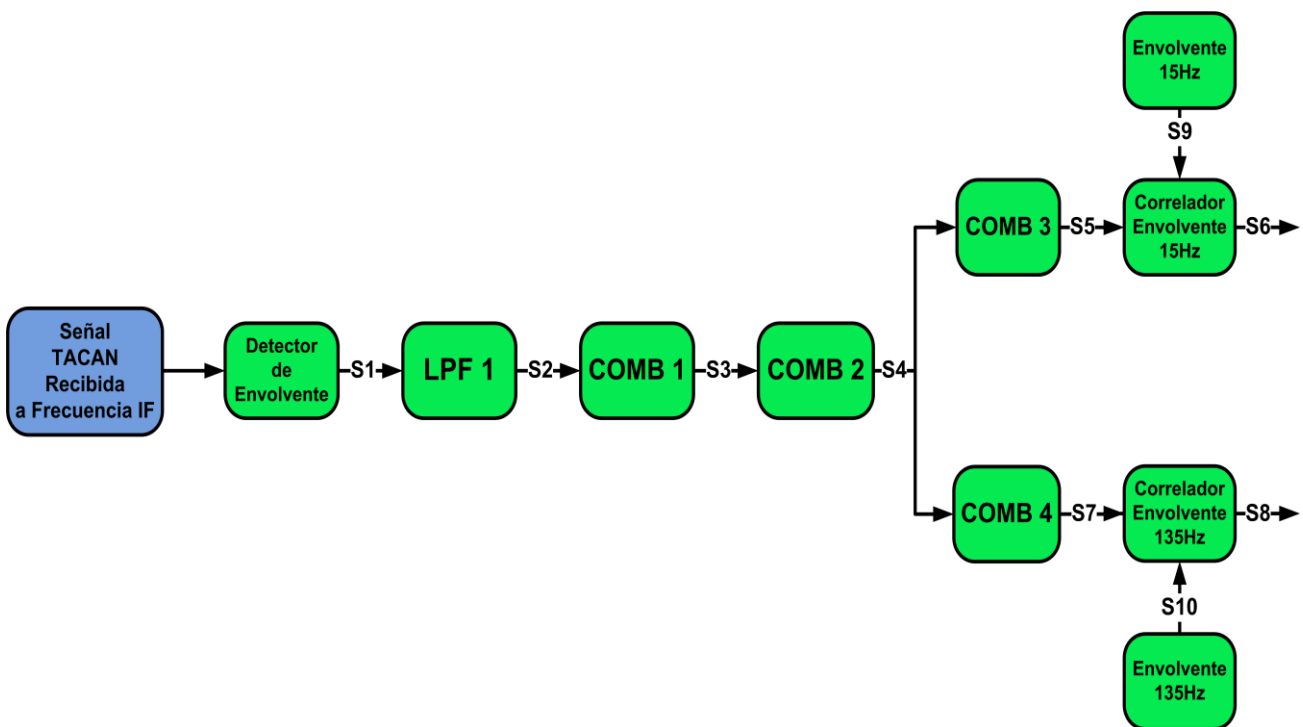
### 3.3 Cadena de Procesamiento de Envoltentes

De forma similar a como se ha expuesto el funcionamiento de la cadena de procesamiento de pulsos, se procede con la de envoltentes. La frecuencia de muestreo de esta rama del receptor debe ser del orden de las centenas de KHz para garantizar el teorema de Nyquist, ya que los pulsos que no son de referencia tienen periodos del orden de  $10^{-5}s$ . Específicamente se ha configurado el receptor y hecho las simulaciones con  $F_{s2}=500KHz$ .

En la figura 3.3 se puede observar que el primer tratamiento de la señal TACAN en esta rama del receptor consiste en hacerla pasar a través de un detector de envoltente, con esto se logra la envoltente de la

señal de entrada de alta frecuencia (a frecuencia IF en este caso) compuesta por pulsos. A continuación la señal pasa por un filtro paso baja para eliminar las componentes a  $k \cdot IF$  Hz, para  $k=1,2,3\dots$ . Para este filtro paso baja se ha utilizado al igual que en el bucle rápido la función de MatLab® `fir1`, en este caso con 32 coeficientes y con frecuencia de corte en  $0.005 \cdot F_{s2}$ .

Una vez eliminadas las componentes a alta frecuencia  $k \cdot IF$  ( $S_2$  en la figura), el objetivo de los siguientes componentes del receptor va a ser eliminar los armónicos que se tienen a frecuencia  $n \cdot X$  Hz siendo  $n=1,2,3\dots$ , ya que a esta altura del procesado se tienen en la señal: armónicos a frecuencias múltiplo de 15Hz, armónicos a frecuencias múltiplo de 135Hz, y al ser el detector de envolvente un sistema no lineal, componentes a diferentes frecuencias que el detector ha introducido en la señal.



**Figura 3.3:** Arquitectura de la cadena de procesamiento de envolventes.

De manera que el primer filtro por el que pasa es un COMB-FIR (COMB 1 en la figura) que elimina los armónicos a frecuencias múltiplo de 30Hz. Tras este filtro se hace pasar la señal por otro filtro COMB-FIR (COMB 2 en la figura) encargado de eliminar las réplicas que ha introducido en la señal el detector de envolvente. La señal a la salida del filtro COMB 2 se vuelve a tratar en paralelo, por un lado se le hace pasar por un filtro COMB-FIR (COMB 3 en la figura) que rechaza la componente de 135Hz y deja pasar la componente de 15Hz, y por la otra vertiente de tratamiento por un filtro COMB-IIR (COMB 4 en la figura) que rechaza la componente de 15Hz y deja pasar la componente de 135Hz.

Con los múltiples filtros COMB que se acaban de especificar se ha logrado tener de manera independiente las envolventes de 15Hz y de 135Hz ( $S_5$  y  $S_7$  en la figura respectivamente). El siguiente paso es comparar ambas señales con dos señales que se denominan de referencia y que son senoidales de 15Hz ( $S_9$ ) y de 135Hz ( $S_{10}$ ), hasta determinar el punto en cada periodo de señal en el que se encuentra el máximo de la envolvente.

Para realizar la correlación hay que dividir la señal en periodos de 15Hz y de 135Hz e ir correlando periodo a periodo, proceso similar al ya expuesto para determinar la posición de los pulsos de referencia en el

apartado anterior. La correlación determina para cada periodo el instante en el que la envolvente tiene valor máximo en amplitud, y guardar el índice de la posición dentro del periodo en el que sucede tal evento. Lográndose tener dos vectores, uno para 15Hz y otro para 135Hz en los que están indicadas las posiciones de los máximos en amplitud para cada periodo ( $S_6$  y  $S_8$  en la figura respectivamente).

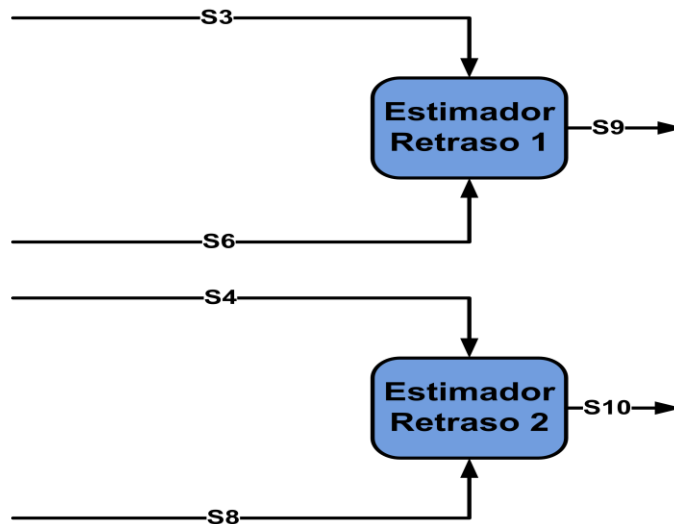
### 3.4 Estimación de Desfase

Una vez que a partir de la cadena de procesamiento de pulsos se han determinado las posiciones de los pulsos de referencia de 15Hz y las posiciones de los pulsos de referencia de 135Hz ( $S_3$  y  $S_4$  respectivamente en la figura 3.4), y que de la cadena de envolventes se han obtenido las posiciones de los máximos de amplitud de las envolventes de 15Hz y de 135Hz ( $S_6$  y  $S_8$  respectivamente en la figura), y remarcando de nuevo el especial cuidado en cuanto a transformar los índices para tenerlos todos en la misma escala de tiempo. La determinación del rumbo de la aeronave es inmediata a partir de la diferencia entre posiciones de pulsos de referencia, y posición de máximo de amplitud para cada periodo de cada una de las componentes, según las expresiones:

$$\text{Azimut}_{15} = 360 \frac{P_{\text{ref}15} - P_{\text{env}15}}{n} \quad (4)$$

$$\text{Azimut}_{135} = 360 \frac{P_{\text{ref}135} - P_{\text{env}135}}{m} \quad (5)$$

Donde  $\text{Azimut}_{15}$  ( $S_9$ ) es la determinación del rumbo según la componente de 15Hz,  $n$  es el número de puntos en un periodo de 15Hz,  $P_{\text{ref}15}$  ( $S_3$ ) es la posición de los pulsos de referencia de 15Hz y  $P_{\text{env}15}$  ( $S_6$ ) es la posición del máximo de la envolvente de 15Hz en cada periodo de 15Hz.



**Figura 3.4:** Esquema señales interviene en la estimación del retraso.

De forma análoga,  $\text{Azimut}_{135}$  ( $S_{10}$ ) es la determinación del rumbo según periodo de señal de 135Hz,  $m$  es el número de puntos en un periodo de 135Hz,  $P_{\text{ref}135}$  ( $S_4$ ) es la posición de los pulsos de referencia de 135Hz y  $P_{\text{env}135}$  ( $S_8$ ) es la posición del máximo de la envolvente de 135Hz en cada periodo de 135Hz.

Con los cálculos anteriores se transforma el retraso en la ocurrencia de los eventos en la señal, en una medida de desfase periodo a periodo de dichas eventos para cada componente. Este desfase es el azimut o posición angular de la aeronave respecto de la estación emisora.

A la tripulación en cabina se le muestra una única medida de azimut, sin embargo según lo expuesto hasta ahora el receptor está proporcionando dos medidas diferentes, por lo que esas dos medidas deben unificarse de la manera adecuada antes de ser mostrada en el display del cockpit. En este trabajo la opción elegida para realizar tal unificación ha sido la inclusión de un filtro de Kalman, filtro que se trata en el siguiente capítulo.

## 3.5 Subsistemas del Receptor

Tal y como se ha indicado en la entrada de este capítulo, en este apartado se tratan de manera individual los tres subsistemas principales del receptor, con el fin de profundizar más en la comprensión del funcionamiento del receptor, cuya descripción general esquematizada se ha realizado en los apartados anteriores.

### 3.5.1 Detector de Envolvente

El detector de envolvente es un tipo de demodulador AM no coherente, por lo que no requiere multiplicar la señal a su entrada por una portadora de fase y frecuencia exacta a la empleada en el transmisor (en el caso de este trabajo la portadora es la componente a frecuencia IF), y que tiene como requisito básico para su funcionamiento que el índice de modulación AM de la señal sea menor del 100%, es decir, que la señal no esté sobremodulada.

Las ecuaciones que gobiernan el funcionamiento del detector envolvente digital implementado en el receptor son las siguientes,

$$S_2(n) = \frac{T_{OFF}}{T_{OFF} + 1} S_2(n-1) \quad \text{si } S_1 < S_2(n-1) \quad (6)$$

$$S_2(n) = \frac{1}{T_{ON} + 1} S_1(n) + \frac{T_{ON}}{T_{ON} + 1} S_2(n-1) \quad \text{si } S_1 > S_2(n-1) \quad (7)$$

Donde para cada iteración n,

$S_1$  es la señal modulada AM a frecuencia intermedia.

$S_2$  es la señal demodulada tras su paso por el detector de envolvente.

$T_{ON}$  y  $T_{OFF}$  son los parámetros de ajuste que determinan la dinámica del detector.

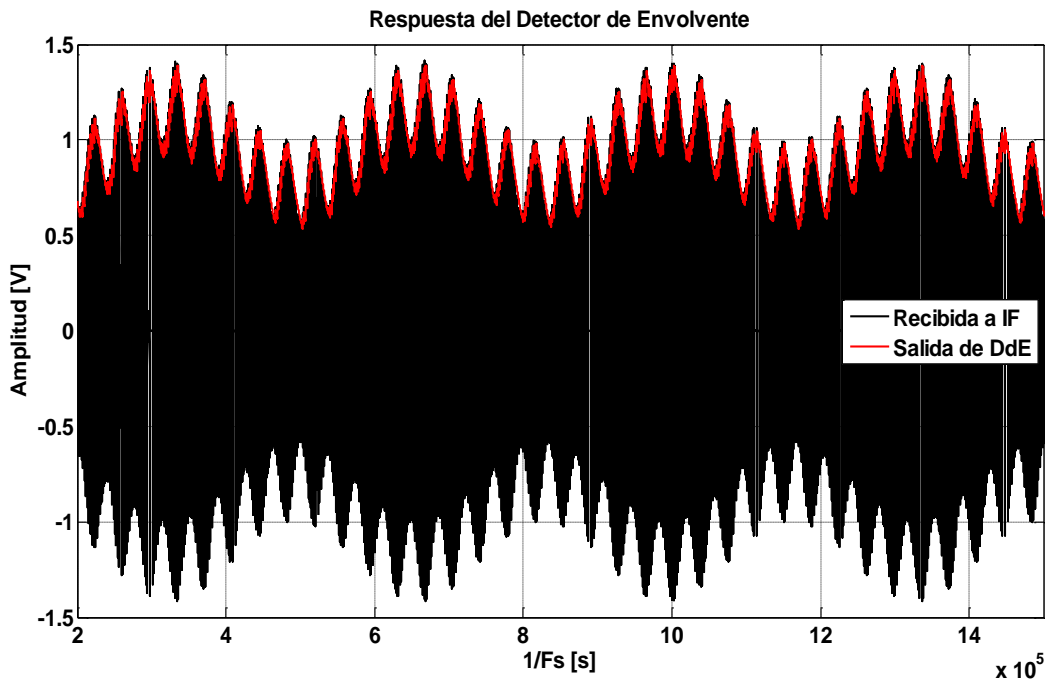
Tal y como se puede ver en las ecuaciones, dependiendo de que se cumpla una condición de funcionamiento o la otra, el detector presenta un comportamiento diferente. Si se cumple (7) el detector tiene una dinámica rápida y sigue a la señal modulada hasta su valor pico, sirviendo  $T_{ON}$  para dependiendo de cómo de rápida sea la señal modulada, hacer que el detector tenga también una dinámica más o menos lenta. En caso de cumplirse (6) el detector presenta una dinámica lenta que se corresponde con los periodos en los que la señal modulada decrece en amplitud, de igual manera,  $T_{OFF}$  determina cómo de lenta es la dinámica durante este estado.

Para comprobar cómo afectan los dos parámetros de ajuste a la señal demodulada se presentan a continuación varios casos con distintas configuraciones de ajuste.

	$T_{ON}$	$T_{OFF}$
<b>Figura 3.5</b>	30e3	1
<b>Figura 3.6</b>	3e3	1
<b>Figura 3.7</b>	30e3	0.1

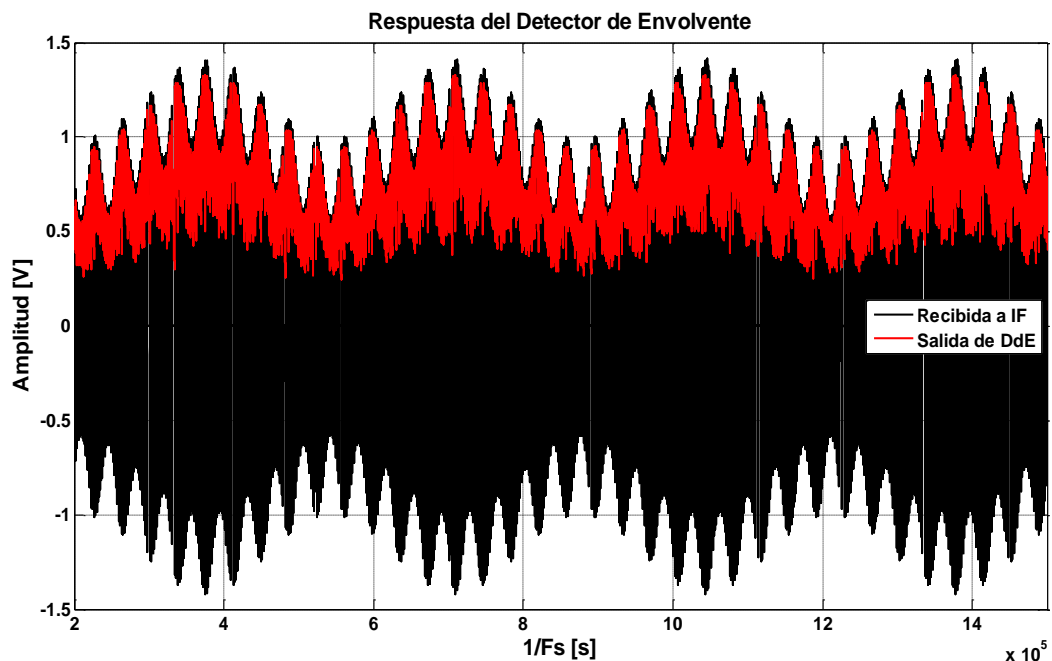
**Tabla 3.1:** Valores de los parámetros  $T_{ON}$  y  $T_{OFF}$  en las simulaciones.

En la figura 3.5 se tiene el comportamiento del detector de envolvente del receptor con ambos parámetros ajustados para la señal TACAN, y en ella se puede apreciar como la señal demodulada es capaz de reproducir perfectamente la modulada y con un valor de distorsión muy pequeño.



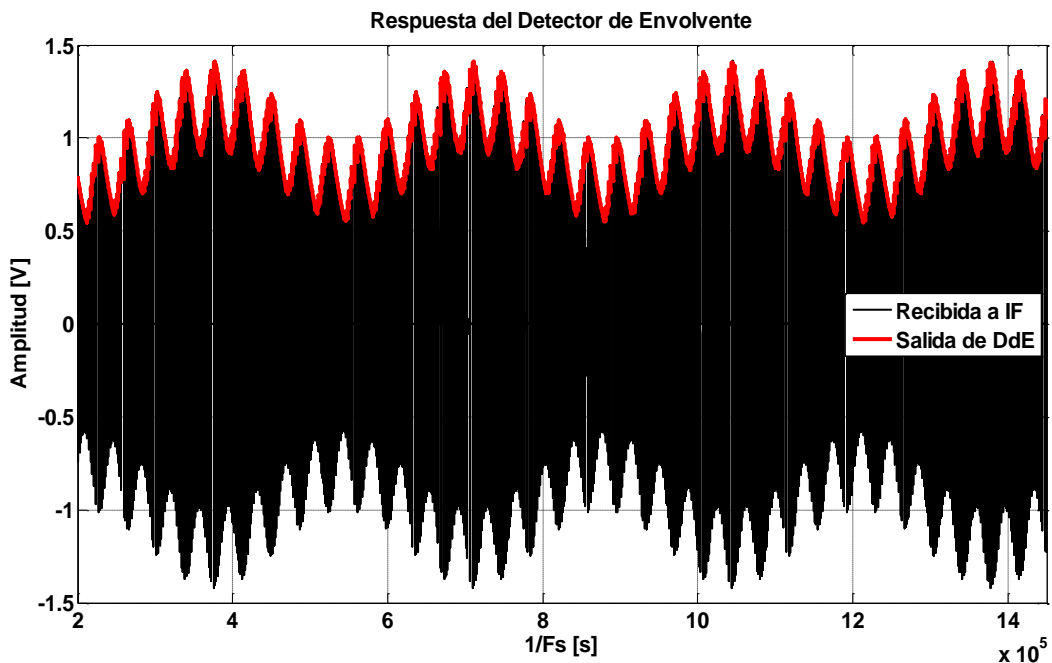
**Figura 3.5:** Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente calibrado.

En la figura 3.6, al haber disminuido el parámetro  $T_{ON}$  permaneciendo constante el  $T_{OFF}$  se ha ralentizado la dinámica rápida del detector. Se aprecian dos fenómenos no deseados, el primero de ellos es que la señal demodulada ya no es capaz de reproducir la modulada con la misma exactitud ya que no es suficientemente rápida para seguir a la modulada, y el segundo es que la señal a la salida del detector se encuentra muy distorsionada.



**Figura 3.6:** Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente mal calibrado.

Por último en la figura 3.7 se ha representado el funcionamiento al mantener ajustada la dinámica durante la fase rápida del detector, y ralentizar la dinámica lenta. Como resultado se aprecian de nuevo, aunque en menor medida, los mismos dos fenómenos que para el caso anterior, siendo ahora la causa que el comportamiento es demasiado lento durante la dinámica lenta.



**Figura 3.7:** Señales a la entrada y a la salida del detector de envolvente mal calibrado.

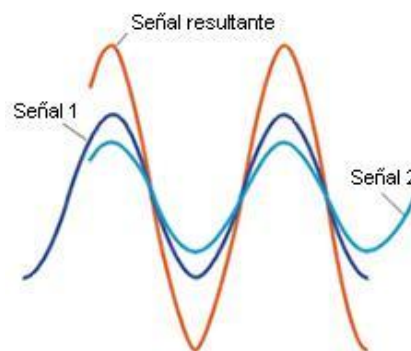
### 3.5.2 Filtro COMB

Este tipo de filtros juegan un papel muy relevante en el modelo de receptor como ya se ha expuesto en los primeros apartados del capítulo, por lo que se va a profundizar en sus principios de funcionamiento.

El funcionamiento se basa en sumarle a la señal original una muestra retrasada en el tiempo de sí misma,

$$Y(n) = X(n) + A * X(n - k) \quad \text{siendo } k \text{ el retraso} \quad (8)$$

lo cual origina un fenómeno de interferencia constructiva en la señal: superposición de la señal y de la muestra retrasada en el tiempo de forma que la suma de ambas en un instante de tiempo que se denomina nodo, es una señal de amplitud mayor que la de ellas por separado, para esto es necesario que las señales estén en fase y tengan frecuencias parecidas.



**Figura 3.8:** Interferencia constructiva en señales. Imagen obtenida de [11].

O puede originar un fenómeno de interferencia destructiva: superposición de la señal y de la muestra retrasada en el tiempo de forma que la suma de ambas en un instante de tiempo que se denomina nodo, es una señal de amplitud menor (o nula) que la de ellas por separado, para ello, se tiene que tener señales de frecuencias parecidas pero de fases opuestas.



**Figura 3.9:** Interferencia destructiva en señales. Imagen obtenida de [11].

La señal retrasada en el tiempo que es sumada, puede tratarse tanto de una muestra de señal a la entrada (filtro FIR), como de una de la señal a la salida (filtro IIR), pero al fin y al cabo, siempre se trata de una muestra de la señal de un instante de tiempo anterior.

#### 3.5.2.1 Finite Impulse Response-FIR

Cómo ya se ha comentado, y se puede ver en la figura 3.10, la señal a la salida es consecuencia de sumar a la señal en el instante  $n$ , esa misma señal con un retraso de  $k$  muestras y multiplicada por una constante  $A$ .



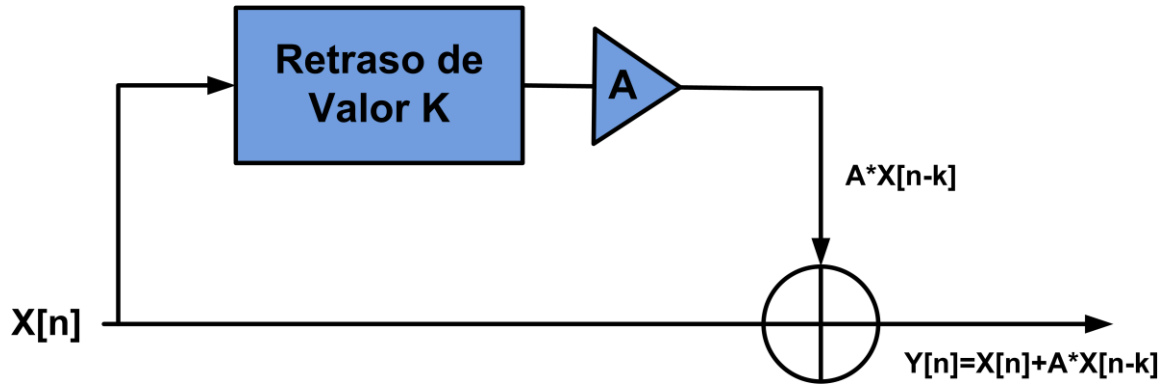


Figura 3.10: Esquema Finite Impulse Response.

El parámetro A sirve en estos filtros para establecer el máximo y el mínimo de la respuesta en amplitud del filtro, de forma que cuando  $A=+1$  el mínimo tiene valor cero, y para valores de A entre  $+1$  y 0, el mínimo tendrá mayor valor conforme más cercano a 0 sea el valor de A, como se puede apreciar en la figura 3.11.

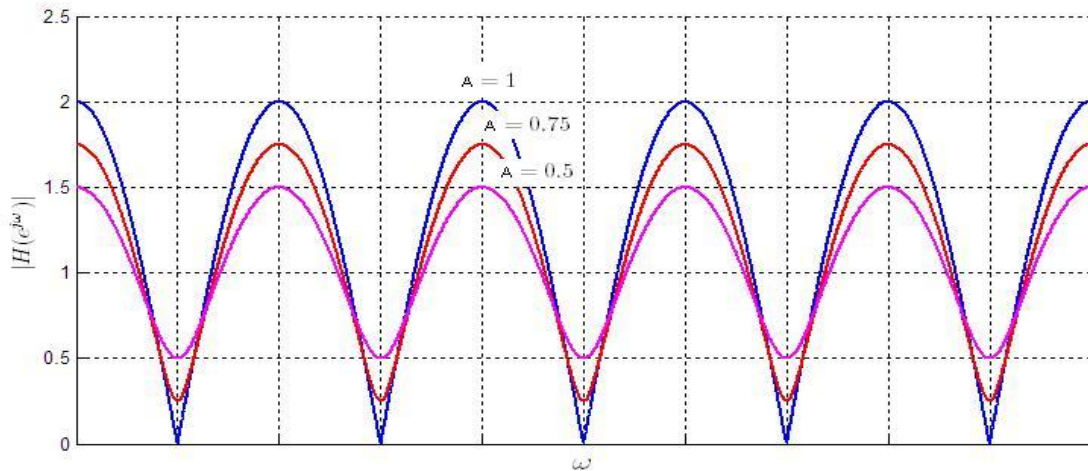


Figura 3.11: Efecto del parámetro A en filtro COMB-FIR. Imagen obtenida de [11].

A continuación se obtiene su respuesta en frecuencia para corroborar que tal y como aparece en la figura 3.11, el filtro tiene una respuesta periódica. Para obtenerla se procede matemáticamente de la siguiente manera.

Se hace la transformada de Fourier para pasar del dominio del tiempo al dominio de la frecuencia la señal respuesta, obteniéndose:

$$Y(z) = [1 + AZ^{-k}]X(z) \quad (9)$$

donde se han utilizado las propiedades,

$$\text{Desplazamiento en el tiempo:} \quad T(X[n - k]) = Z^{-k}X(z) \quad (10)$$

$$\text{Linealidad:} \quad T(a_1X_1[n] + a_2X_2[n]) = a_1X_1[z] + a_2X_2[z] \quad (11)$$

y se determina la función de transferencia:

$$H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = 1 + AZ^{-k} = \text{[multiplicando numerador y denominador por } Z^k \text{]} = \frac{Z^k + A}{Z^k} \quad (12)$$

De esta función de transferencia se ve que el numerador es cero cuando  $Z^k = -A$ , es decir, se tienen  $k$  soluciones, y cada una de estas soluciones es un cero de la función de transferencia. También es inmediato observar que el denominador es cero cuando se cumple  $Z^k = 0$ , lo que ocurre sólo cuando  $Z=0$  que es el polo de la función de transferencia. Si se representa gráficamente se obtiene un círculo en cuyo centro se encuentra el polo, y cuyos ceros se sitúan equiespaciados en el contorno de dicho círculo.

Se continúa con el desarrollo matemático buscando la respuesta en magnitud de la función de transferencia  $H(z)$ , para ello se realiza el cambio de variable  $Z=e^{j\omega}$  obteniéndose,

$$H(e^{j\omega}) = 1 + Ae^{-j\omega k} \quad (13)$$

y determinando su módulo a partir de la conocida expresión,

$$|H(e^{j\omega})| = \sqrt{[\text{Re al}(H(e^{j\omega}))]^2 + [\text{Im}(H(e^{j\omega}))]^2} \quad (14)$$

sustituyendo,

$$\text{Re al}(H(e^{j\omega})) = 1 + A \cos(\omega k) \quad (15)$$

$$\text{Im}(H(e^{j\omega})) = -A \sin(\omega k) \quad (16)$$

se obtiene que,

$$|H(e^{j\omega})| = \sqrt{1^2 + 2A \cos(\omega k) + A^2 \cos^2(\omega k) + A^2 \sin^2(\omega k)} \quad (17)$$

y simplificando se llega a,

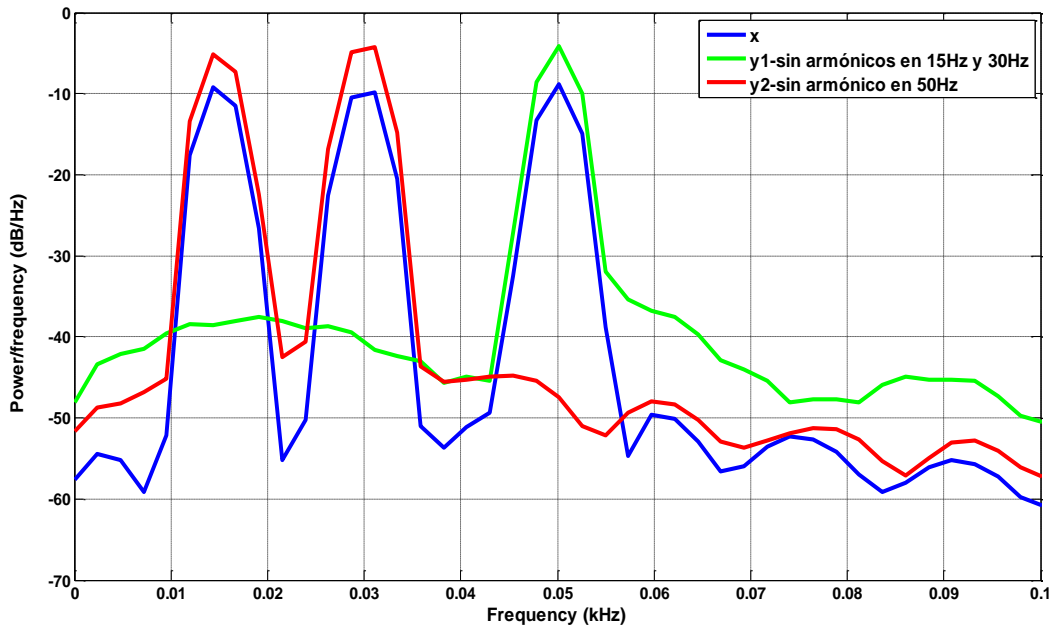
$$|H(e^{j\omega})| = \sqrt{1 + A^2 + 2A \cos(\omega k)} \quad (18)$$

Dónde se aprecia con claridad que el primer término es una constante, y el segundo término al ser un coseno varía periódicamente, por tanto demuestra que la respuesta en frecuencia del filtro es periódica.

Para comprobar cómo funciona este tipo de filtro se ha programado en MatLab® un código en el que a partir de una señal de entrada compuesta por tres senoidales de frecuencias 15, 30 y 50Hz,

$$X(t) = \cos(2\pi 15t) + \cos(2\pi 30t) + \cos(2\pi 50t) \quad (19)$$

se han filtrado selectivamente los diferentes armónicos con el fin de corroborar el correcto funcionamiento del filtro COMB-FIR que posteriormente se ha integrado en el receptor TACAN.

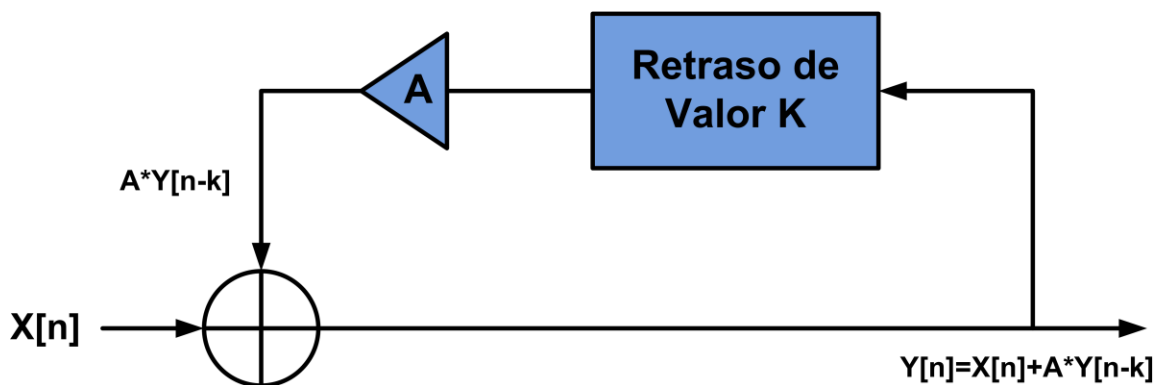


**Figura 3.12:** Filtrado señal mediante COMB-FIR.

Analizando los resultados presentes en la figura 3.12, se ve que la señal antes de ser filtrada presenta los armónicos en 15, 30 y 50Hz, que se corresponde con las senoidales que se acaban de indicar en el párrafo anterior. En cuanto a las señales tras el filtrado “y”, se aprecia que la señal “y1” que se ha programado con la intención de que no represente los armónicos múltiplo de 15Hz, no presenta los armónicos correspondientes a 15Hz y a 30 Hz y sólo presenta el armónico a 50Hz. Por otro lado, la señal “y2” que se ha programado para filtrar los armónicos múltiplos de 50Hz, vemos que presenta los armónicos de 15Hz y de 30Hz, pero no así el de 50Hz. Quedando comprobado que el funcionamiento es conforme a lo esperado para su posterior integración en el modelo.

### 3.5.2.2 Infinite Impulse Response-IIR

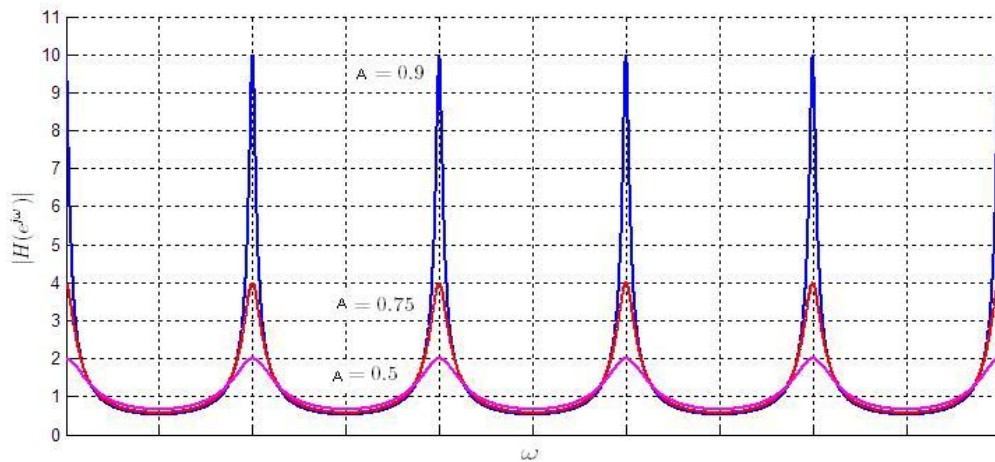
Tal y como se puede ver en la figura 3.13, la señal a la salida es consecuencia de sumar a la señal a la entrada en el instante n, la señal a la salida retrasada k muestras y multiplicada por una constante A.



**Figura 3.13:** Esquema Infinite Impulse Response.

El parámetro A sirve en estos filtros para modelar la amplitud de los picos en su respuesta en magnitud, mientras que los mínimos son independientes del valor de A. De forma que cuando  $A=+1$  el pico tiene valor máximo, y para valores de A entre  $+1$  y 0 el valor del pico disminuye exponencialmente, todo lo que se acaba

de comentar se puede apreciar en la figura 3.14. Estas diferencias en cuanto al parámetro A respecto a los COMB-FIR, se debe a que como se obtendrá a continuación, en la función de transferencia que caracteriza el filtro, A está ahora en el denominador y no en el numerador.



**Figura 3.14:** Efecto del parámetro A en filtro COMB-IIR. Imagen obtenida de [11]

De nuevo se procede a obtener matemáticamente su respuesta en frecuencia para demostrar la respuesta periódica del filtro que se acaba de presentar en la figura anterior.

Se hace la transformada de Fourier para pasar del dominio del tiempo al dominio de la frecuencia la señal respuesta, obteniéndose:

$$X(z) = (1 - AZ^{-k})Y(z) \quad (20)$$

donde se han utilizado las propiedades:

Desplazamiento en el tiempo:  $T(X[n - k]) = Z^{-k}X(z) \quad (21)$

Linealidad:  $T(a_1X_1[n] + a_2X_2[n]) = a_1X_1[z] + a_2X_2[z] \quad (22)$

de determina la función de transferencia:

$$H(z) = \frac{Y(z)}{X(z)} = \frac{1}{1 + AZ^{-k}} = \text{[multiplicando numerador y denominador por } Z^k \text{]} = \frac{Z^k}{Z^k - A} \quad (23)$$

De esta función de transferencia se ve que el denominador es cero cuando  $Z^k=A$ , es decir, se tienen k soluciones, y cada una de estas soluciones es un polo de la función de transferencia. También es inmediato observar que el numerador es cero cuando se cumple  $Z^k=0$ , lo que ocurre sólo cuando  $Z=0$  que es el cero de la función de transferencia. Si se representa gráficamente se obtiene un círculo en cuyo centro se encuentra el cero, y cuyos polos se sitúan equiespaciados en el contorno de dicho círculo. Justo al contrario que en el filtro FIR.

Se continúa con el desarrollo matemático buscando la respuesta en magnitud de la función de transferencia  $H(z)$ , para ello se realiza el cambio de variable  $Z=e^{j\omega}$ , obteniéndose,

$$H(e^{j\omega}) = \frac{1}{1 - Ae^{-j\omega k}} \quad (24)$$

y determinando su módulo,

$$|H(e^{j\omega})| = \sqrt{[\text{Re al}(H(e^{j\omega}))]^2 + [\text{Im}(H(e^{j\omega}))]^2} \quad (25)$$

sustituyendo,

$$\text{Re al}(H(e^{j\omega})) = [1 - A \cos(\omega k)]^{-1} \quad (26)$$

$$\text{Im}(H(e^{j\omega})) = [A \text{sen}(\omega k)]^{-1} \quad (27)$$

se obtiene que,

$$|H(e^{j\omega})| = \frac{1}{\sqrt{1^2 - 2A \cos(\omega k) + A^2 \cos(\omega k)^2 + A^2 \text{sen}(\omega k)^2}} \quad (28)$$

y simplificando se llega a,

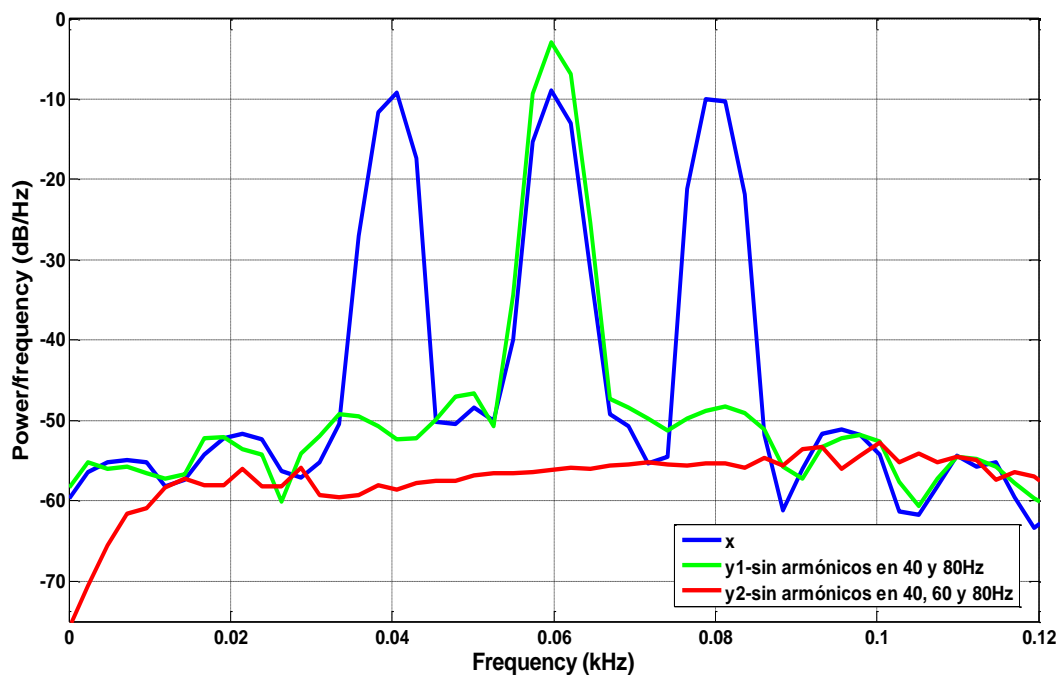
$$|H(e^{j\omega})| = \frac{1}{\sqrt{1 + A^2 - 2A \cos(\omega k)}} \quad (29)$$

Dónde se aprecia con claridad que el primer término es una constante, y el segundo término al ser un coseno varía periódicamente. Por tanto se corrobora que la respuesta en frecuencia del filtro es periódica (al igual que para el COMB-FIR), como se apreciaba en la figura 3.14.

Para comprobar su funcionamiento se ha programado en MatLab® un código en el que a partir de una señal de entrada compuesta por tres senoidales de frecuencias 40, 60 y 80Hz,

$$X(t) = \cos(2\pi 40t) + \cos(2\pi 60t) + \cos(2\pi 80t) \quad (30)$$

y al igual que con el filtro COMB-FIR, se han filtrado selectivamente los diferentes armónicos con el fin de corroborar el correcto funcionamiento del filtro COMB-IIR que posteriormente se ha integrado en el receptor TACAN.



**Figura 3.15:** Filtrado señal mediante COMB-IIR.

Analizando los resultados presentes en la figura 3.15, se ve que la señal antes de ser filtrado presenta los armónicos en 40, 60 y 80Hz, que se corresponde con las senoidales que se acaban de indicar en el párrafo anterior. En cuanto a las señales tras el filtrado “y”, se han programado dos casos, el primero de ellos que es el que se puede observar con la “y1”, filtra los armónicos múltiplos de 40Hz, por lo que sólo contiene el armónico de 60Hz. El otro caso programado filtra todos los armónicos múltiplo de 20Hz, es la señal “y2”, y al ser 20, 40 y 80Hz múltiplos de 20 todos han sido filtrados y por eso en la señal no aparece ningún armónico. Por lo que se verifica que el filtro programado funciona correctamente para poder ser utilizado en el receptor.

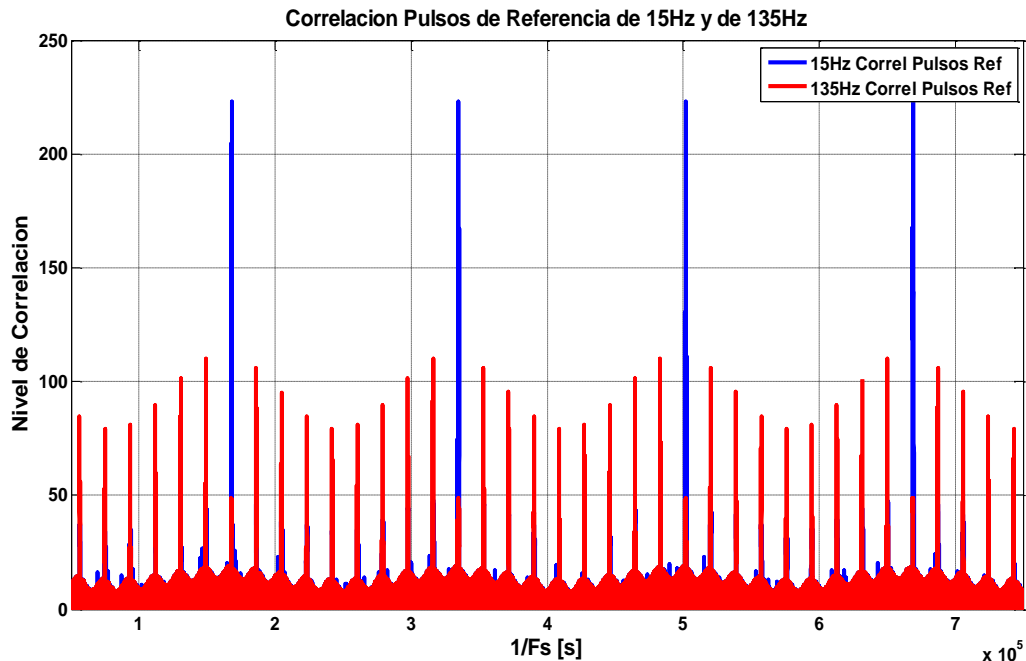
### 3.5.3 Correlador

Se denomina correlador al componente del receptor cuya función es comparar un patrón preestablecido en el receptor con la señal procesada hasta que coincidan ambos. Si la señal es periódica, la comparación se hace periodo a periodo, por facilidad y ahorro computacional.

La correlación tiene como objetivo determinar la posición en la señal de una componente determinada, en el caso del receptor de este trabajo, tal y como se ha comentado, determinar la posición de los pulsos de referencia y de las envolventes. Cuando ambos patrones coinciden el correlador almacena la posición en la que se ha producido tal coincidencia, pero no genera resultados a partir de tal coincidencia.

Para entender cómo se realiza el proceso comparativo se supone que se tienen dos imágenes. Una de ellas se deja fija, y la otra imagen se desplaza a izquierda o derecha en el eje x (hacia atrás o hacia adelante en el tiempo). Cada vez que la imagen no fija se desplaza una posición, se compara y se ve si ambas imágenes superpuestas coinciden o no. En caso de coincidir se da por finalizada la correlación en ese periodo, y se almacena la posición en el eje x en la que se encuentra la imagen que se desplazada. Si no coinciden se sigue desplazando la imagen hasta que coincidan. Por tanto, como también se ha indicado en el apartado del modelo del receptor, el resultado de la correlación a lo largo de un periodo es un vector y en dicho vector para cada comparación que se realiza se almacena un valor en función del grado de coincidencia de ambas imágenes.

De esta manera cuando se esté comparando en una posición en la que ambas imágenes no coinciden en absoluto, en el vector de salida se tendrá el valor mínimo (cero). Cuando la comparación da como resultado que ambas imágenes coinciden al 100%, en el vector de salidas se tendrá el valor máximo (depende de la escala utilizada durante la correlación). Para todas aquellas posiciones en la que las imágenes coincidan en algún grado pero no completamente en el vector de salidas se dispondrá de valores intermedios. En este trabajo interesan únicamente las posiciones en las que el nivel de correlación es máximo.



**Figura 3.16:** Salida del correlador de pulsos de referencia del bucle rápido del receptor.

La figura 3.16 es la visualización de un fragmento de las señales a la salida de los correladores de pulsos de referencia de 15Hz y de 135Hz del receptor en una de las simulaciones realizadas. En azul se ha representado la salida del correlador de 15Hz y en rojo la salida del correlador de 135Hz. Se ve con claridad todo lo explicado en el párrafo anterior, cómo en los momentos en los que señal y patrón coincide el nivel de correlación es máximo y que eso sólo se produce una vez por periodo, aunque en el resto de comparaciones de cada periodo la coincidencia no es cero sino que casi siempre coincide pero en un grado mucho menor. Además como era de esperar se tienen siempre 8 máximos de correlación de la señal de 135Hz por cada máximo de la señal de 15Hz.

En la figura 3.17 se han representado los patrones que se utilizan en los correladores de determinación de envolvente en el bucle lento del receptor, junto con las señales a la salida de ambos correladores en una de las simulaciones realizadas. El objetivo de estos correladores como ya se ha indicado es determinar el máximo de la envolvente a la salida, es un funcionamiento similar al del correlador de los pulsos de referencia. Como se puede ver, a partir de los correladores se reproducen perfectamente las envolventes de las componentes de 15Hz y de 135Hz. Las señales a la salida no son idénticas a los patrones en cuanto a amplitud, pero sí en cuanto a fase y como lo que se busca es el momento en el que se produce el máximo, da igual el valor absoluto en amplitud.

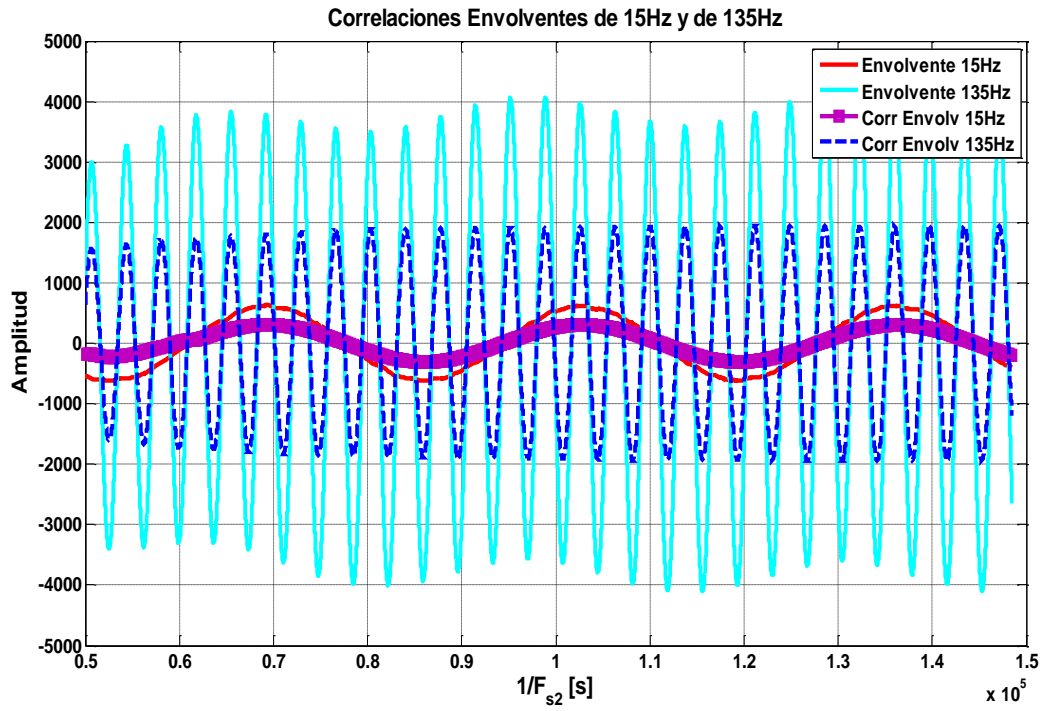


Figura 3.17: Salida del correlador de envolvente del bucle lento del receptor.





# 4 FILTRO DE KALMAN

---

En el presente capítulo se expone en primer lugar una breve introducción teórica y general del filtro de Kalman, y a continuación se tratan los filtros desarrollados particularmente para este trabajo, dejándose la presentación de los resultados obtenidos tras la introducción del filtro de Kalman para el capítulo 5.

En cuanto a los filtros de Kalman que se han implementado en el receptor cabe indicar que han sido dos, enfocados desde puntos de vista distintos. El primero de ellos se trata de un filtro de Kalman que proporciona una medida definitiva del azimuth de la aeronave a partir de la integración de las estimaciones de las componentes de 15Hz y de 135Hz. El segundo de ellos es un filtro que va a integrar medidas de sistemas diferentes, es decir, utilizara una fuente de información externa al propio receptor TACAN para determinar la estimación final del azimuth de la aeronave.

Los tipos de simulación con los que se han probado los filtros son con trayectorias con rumbo constante, con rumbo variable y velocidad lineal uniforme, con velocidad angular constante, y otra en la que la aeronave realiza un vuelo angular-lineal.

Los códigos de programación de las funciones de MatLab® relacionadas con el filtro de Kalman se encuentran en el Anexo C.

## 4.1 Introducción al Filtro de Kalman

El filtro de Kalman es desarrollado por Rudolf Kalman como continuación del trabajo comenzado por Norbert Wiener, quien diseñó un filtro para apuntar un cañón antiaéreo mediante radar: el filtro de Wiener. Kalman avanzó en la resolución del problema de seguimiento de un blanco, para lo que derivó la solución del filtro de Wiener usando un modelo de dinámica de espacio de estados para los procesos dinámicos y aleatorios, obteniendo un filtro digital y recursivo: el filtro de Kalman.

Cuando se habla de filtrado, se hace referencia a la estimación de una señal a partir de medidas ruidosas indirectas, esta descontaminación se podrá realizar siempre que la señal sea determinista<sup>4</sup>, siendo esta la causa de que el filtro de Kalman en la actualidad se aplique a muchos más campos que el seguimiento de blancos. Otro aspecto fundamental, especialmente para la navegación aérea, que es resuelto principalmente gracias al filtro de Kalman es la integración de sistemas, que también es planteado en este trabajo.

De forma general el filtro de Kalman es un algoritmo recursivo de mínimos cuadrados, que realiza la estimación óptima del estado para las ecuaciones de evolución de un sistema dinámico lineal estocástico<sup>5</sup>. A diferencia de otros tipos de filtros, este no requiere de una frecuencia de corte específica debido a que se basa en las características del ruido, permitiendo de esta manera filtrar en todo el espectro de frecuencias. Además sus ecuaciones sólo dependen de una muestra anterior y de la muestra presente, lo que permite un ahorro importante de memoria a la hora de ser implementado en un sistema digital.

El sistema de ecuaciones más general de un filtro de Kalman, denominado generalmente como

---

<sup>4</sup> Señal determinista es aquella que se pueden representar matematicamente de forma explicita, de manera que sus posibles valores futuros son predecibles.

<sup>5</sup> Sistema estocástico es aquel cuyo estado en el siguiente instante está determinado tanto por las acciones predecibles del proceso como por elementos aleatorios.

algoritmo de Kalman, es el siguiente:

Modelo de Espacio de Estados,

$$\mathbf{x}_{k+1} = \mathbf{\Phi}_{k+1,k} \mathbf{x}_k + \boldsymbol{\omega}_k \quad (31)$$

$$\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k \quad (32)$$

Inicialización (k=0),

$$\hat{\mathbf{x}}_0 = E[\mathbf{x}_0] \quad (33)$$

$$\mathbf{P}_0 = E[(\mathbf{x}_0 - E[\mathbf{x}_0])(\mathbf{x}_0 - E[\mathbf{x}_0])^T] \quad (34)$$

Iteración (k=1,2,...),

$$\hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{\Phi}_{k,k-1} \hat{\mathbf{x}}_{k-1} \quad \text{Propagación A Priori Estima de Estado}$$

$$\mathbf{P}_k^- = \mathbf{\Phi}_{k,k-1} \mathbf{P}_{k-1} \mathbf{\Phi}_{k,k-1}^T + \mathbf{Q}_{k-1} \quad \text{Propagación A Priori Covarianza de la Estima}$$

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1} \quad \text{Matriz de Ganancias de Kalman}$$

$$\hat{\mathbf{x}}_k = \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k (\mathbf{z}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-) \quad \text{Actualización A Posteriori Estima de Estado}$$

$$\mathbf{P}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \mathbf{P}_k^- \quad \text{Actualización A Posteriori Covarianza de la Estima}$$

Donde,

$\mathbf{x}$  es el vector de estado,

$\mathbf{\Phi}$  es la matriz de evolución del modelo de estados,

$\mathbf{z}$  es el vector de medidas,

$\mathbf{H}$  es la matriz de medida,

$\mathbf{K}$  es la matriz de Ganancia de Kalman (establece la corrección a la predicción que ha de hacerse para compensar el error de predicción de medida),

$\boldsymbol{\omega}$  es ruido blanco Gaussiano de media nula,

$\mathbf{v}$  es ruido blanco Gaussiano de media nula,

$\mathbf{Q}$  es la matriz de covarianza de  $\boldsymbol{\omega}$ ,

$\mathbf{R}$  es la matriz de covarianza de  $\mathbf{v}$ ,

$\mathbf{I}$  es una matriz identidad,

$\hat{\mathbf{x}}_k$  es el vector de estado estimado a posteriori a partir de  $\mathbf{z}_k$ ,

$\hat{\mathbf{x}}_k^-$  es el vector de estado estimado a priori conociendo el estado previo,

$\mathbf{P}_k$  es la matriz de evolución de la covarianza,

$P_k^-$  es la matriz de la covarianza a priori.

Sin entrar en un análisis matemático de las ecuaciones del filtro, ya que no es objeto del presente trabajo (además como se verá en los siguientes subapartados para el filtro del receptor se ha simplificado en gran medida el sistema de ecuaciones de Kalman), se ve que las iteraciones para  $k=1,2,\dots$  tienen como objetivo encontrar una ecuación que proporcione una estimación del estado a posteriori, como una combinación lineal de un estado estimado a priori y una diferencia ponderada entre una medida y una predicción de esta medida.

Cabe destacar que hay que tener especial cuidado con que las ecuaciones anteriores no se vuelvan inestables matemáticamente, estos problemas de inestabilidad están ligados a la necesidad de realizar los cálculos aritméticos con cifras finitas, por lo que los errores que se vayan acumulando en los sucesivos cálculos como consecuencia de la pérdida de cifras significativas, desencadenarán estos fenómenos de divergencia.

En el caso de la integración de sistemas lo que se busca es compensar los errores de un navegador con medidas de otro navegador, con ambos midiendo sobre la misma trayectoria. Como información general indicar que existen y son usadas en la actualidad muchas técnicas de integración de sistemas a partir del filtro de Kalman, por ejemplo para el caso más común en aeronáutica de integración INS con GPS las dos técnicas más extendidas son la *Loosely Coupling* y la *Tightly Coupling*.

## 4.2 Filtro de Kalman Autónomo

Como ya se ha señalado en varias ocasiones a lo largo de la presente memoria, el receptor obtiene una medida del azimuth de la aeronave a partir de la componente de 15Hz, y otra medida del azimuth a partir de la componente de 135Hz. Pero de alguna forma esas dos medidas deben ser procesadas de manera que el receptor proporcione al piloto una única medida del azimuth. El integrar estas dos medidas es lo que se logra con el filtro de Kalman que se ha denominado como *Filtro de Kalman Autónomo*.

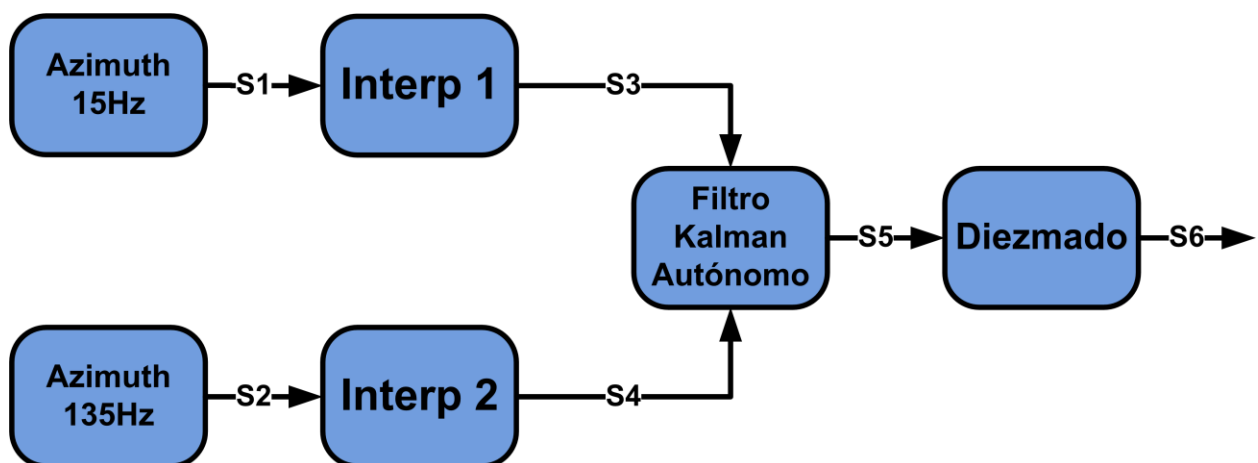


Figura 4.1: Esquema funciones MatLab para filtro autónomo.

El filtro de Kalman no está compuesto por una única función de MatLab®, sino por un conjunto de funciones, tal y como se presenta en la figura 4.1. El proceso de filtrado de la señal comienza con una interpolación de las estimaciones de azimuth obtenidas en el receptor por las componentes de 15Hz y 135Hz. Para ello, la función interpoladora toma como entradas las componentes indicadas e interpola ambas a una escala de tiempo común. Esta escala de tiempo de interpolación se define de forma que su paso sea inferior a

(1/135)s, de esta manera se logran dos objetivos fundamentales para el correcto funcionamiento del filtro. El primero de ellos es convertir dos vectores de dimensiones diferentes y con muestras tomadas en instantes de tiempo distintos, en dos vectores de igual dimensión y cuyas muestras pertenecen al mismo instante de tiempo. El segundo de los objetivos es lograr tener un número de muestras mayor al que proporciona el receptor a su salida, ya que el filtro de Kalman necesita realizar una serie mínima de iteraciones inicialmente hasta que converge y empieza a proporcionar resultados realmente fiables. Al sólo poder realizar simulaciones de pocos segundos de duración por los problemas de falta de memoria que ya se han mencionado anteriormente, el tamaño de las muestras de azimuth a la salida del receptor resulta insuficiente para garantizar la convergencia matemática del filtro, por lo que con esta función interpoladora queda resuelto también esta circunstancia.

Una vez que los vectores azimuth se han interpolados, son filtrados a partir de la función en la que está programado el filtro de Kalman. Las ecuaciones del filtro tras la simplificación del modelo que se ha presentado en el apartado 4.1 queda así para cada iteración “k”,

$$Y_k = AX_{k-1} \quad (35)$$

$$E_k = Z_k - HY_k \quad (36)$$

$$p = Q + AP_{k-1}A' \quad (37)$$

$$K = PH' HPH' + R^{-1} \quad (38)$$

$$X_k = Y_k + KE_k \quad (39)$$

$$P_k = p - KHp \quad (40)$$

y las matrices del filtro son,

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad A = \begin{bmatrix} 1 & 1 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$I = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} r1 & 0 \\ 0 & r2 \end{bmatrix}$$

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix} q1$$

donde r1 y r2 son variables de entrada al filtro cuyos valores establecen la calidad de las medidas (del ruido) de la componente de 15Hz y de 135Hz, es decir, sirven para dar más peso en el procesado a una componente que a la otra en función de lo precisa que sean, y q1 es una constante que se establece también externamente y que dependiendo de su valor hace que el filtro sea más lento y estable, o más rápido pero también más inestable. Cuanto más cercano a cero sea el valor de q1 más lento y estable será su comportamiento.

Una vez se tiene un único vector a la salida del filtro en el que está contenido el valor del azimuth de la aeronave, se procede a realizar un diezmado de dicho vector. El porqué de este diezmado es debido a que a la salida del filtro se tiene un valor de azimuth con una tasa de refresco (o de muestreo) del orden de 1µs, pero no tiene sentido proporcionar al piloto una medida de rumbo cada 1µs. Por ello se realiza este diezmado de forma tal que la información del rumbo se actualice cada 0.5s que sí es algo mucho más razonable, y a la vez es una

tasa de refresco suficientemente alta como para que no se produzca un desfase real entre la medida indicada al piloto y la posición real de la aeronave. Indicar además que este diezmado es interesante para simulaciones de trayectorias en las que la aeronave vuele con rumbo constante o las variaciones de rumbo sean pequeñas, ya que si la variación es grande o el viraje es muy rápido, el error del diezmado puede ser grande. Esto se va a ver con claridad en los resultados del segundo de los casos que se han filtrado con el filtro autónomo, que se corresponde con una trayectoria con velocidad angular.

Las tres funciones de MatLab® que se acaban de explicar son controladas a su vez por otra función que denominada “Test Kalman Filter”. Es en esta función en la que se establecen los valores de los argumentos de entradas de las demás funciones, la secuencia apropiada de ejecución de las funciones, y en la que se realizan otras operaciones vitales para la obtención y visualización de los resultados, tales como calcular los errores de la estimación tras el filtrado de Kalman, tras el diezmado, la eliminación del transitorio inicial que tiene el filtro hasta que comienza a converger matemáticamente, etc.

### 4.3 Filtro de Kalman No Autónomo

El objetivo, tal y como se indicó en la introducción de este capítulo, es realizar un filtrado a partir de la integración de dos sistemas diferentes. En este caso se va hacer una integración de las medidas TACAN con una señal externa que proceda de un sistema VOR. Para ello la táctica seguida ha variado respecto del filtro autónomo, ya que realmente el filtro de Kalman no autónomo va a estar compuesto por tres filtros de Kalman. Para ello y antes de empezar con el filtrado, lo que se hace es generar una señal VOR a la que se le añade un ruido gaussiano de valor medio  $0.4^\circ$  que es el error máximo permitido para receptores VOR según [2].

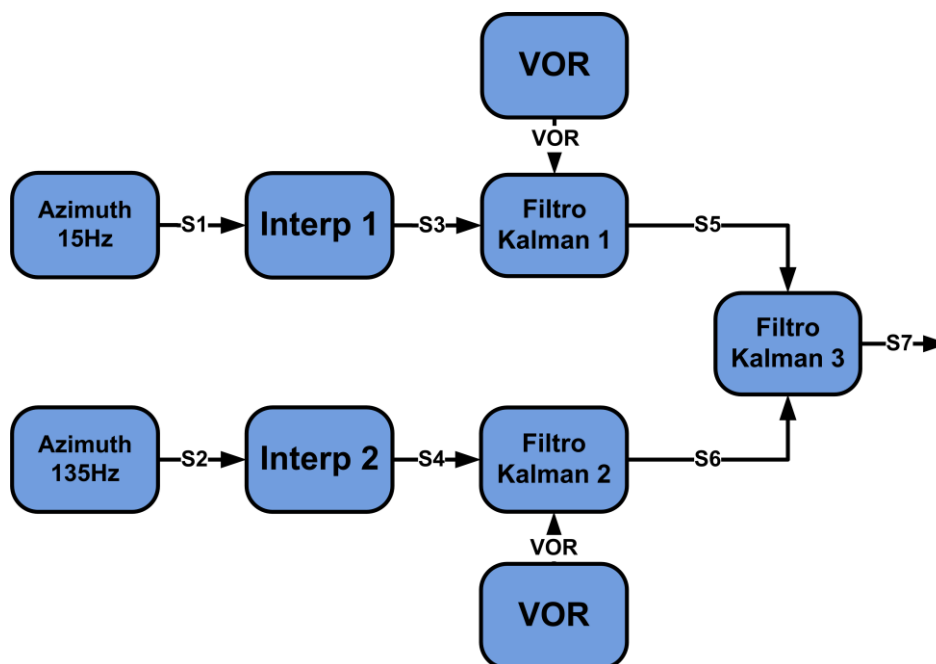


Figura 4.2: Esquema funciones MatLab para filtro no autónomo.

Como se puede ver en la figura 4.2, el esquema de funcionamiento es sensiblemente distinto. En este caso de nuevo lo primero que se hace es pasar los valores de azimuth determinados según las componentes de 15Hz y de 135Hz por una función interpoladora que realiza exactamente la misma función que la del filtro autónomo. A continuación, esas dos componentes son tratadas en paralelo de manera que la componente de 15Hz es filtrada, junto a la señal VOR generada, por un filtro de Kalman que hace de integrador de ambas señales. De manera análoga con la componente de 135Hz y la señal VOR. De esta manera disponemos a la salida de ambos filtros integradores una señal con los valores de azimuth de la simulación generada a partir de

la integración de señal TACAN y de señal VOR (S5 y S6 respectivamente). Estas dos señales en forma de vectores son los argumentos de entrada de un tercer filtro de Kalman que lo que hace a su vez es integrarlas para proporcionar una medida definitiva del azimuth de la aeronave.

Las ecuaciones del modelo y las matrices de los tres filtros de Kalman son exactamente iguales a las expuestas para el caso del filtro de Kalman autónomo, por lo que no se vuelven a presentar en este apartado. Lo que sí varía, como es lógico, son los parámetros de ajuste, que se particularizan para optimizar cada uno de los tres filtros con el objetivo de optimizar el error de la medida final de azimuth a la salida del conjunto de filtros. Los valores de estos parámetros de ajuste, al variar con cada trayectoria, se indicarán en el capítulo 5 junto con los resultados de cada simulación.

Añadir también que para este caso se ha eliminado el diezmado, la justificación de esto es que tal y como se expondrá en el próximo capítulo, las simulaciones que se han realizado con el filtro integrador TACAN-VOR han sido simulaciones en las que el azimuth variaba rápidamente. Por lo que se probó a incorporar el diezmado, pero al verse que el error de la señal diezmada empeoraba mucho el error real del receptor, se descartó su uso. Esto se debe al motivo comentado en el apartado del filtro autónomo de que para variaciones rápidas o grandes de azimuth, el diezmado sólo da una referencia pero no es válido a la hora de considerar su error.



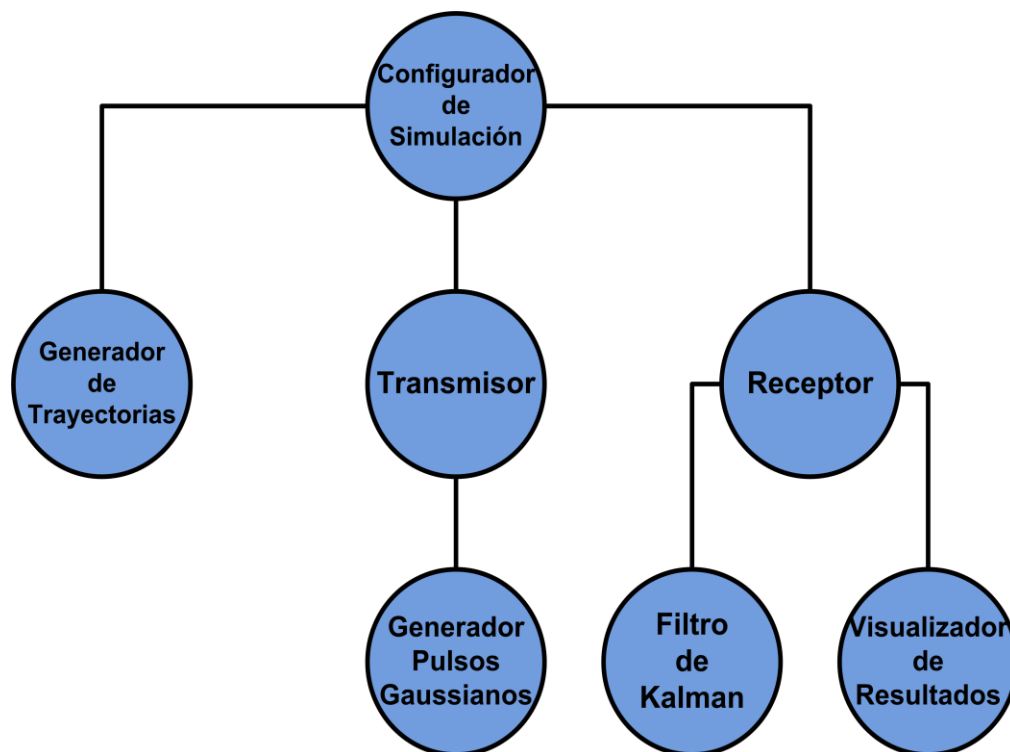


# 5 RESULTADOS

El presente capítulo está estructurado a partir de dos apartados bien diferenciados. Si en el tercer capítulo de la memoria se ha tratado el receptor diseñado, en el primer apartado de este capítulo se tratan el resto de elementos del sistema TACAN que son necesarios modelar para poder realizar las simulaciones. Mientras que en el segundo apartado se presentan los resultados de las simulaciones realizadas tanto incluyendo el filtro de Kalman como sin incluirlo.

## 5.1 Elementos Auxiliares

Como se acaba de indicar, para poder hacer simulaciones y probar el funcionamiento del receptor, además de programar el propio receptor, ha sido necesario diseñar otras funciones en MatLab® que simulen el resto de componentes del sistema. En la figura 5.1 se han representado las funciones de MatLab® auxiliares.



**Figura 5.1:** Funciones que intervienen en el modelado del sistema TACAN.

El objetivo de los subapartados siguientes es describir cada una de las funciones que aparecen en el esquema y que aun no hayan sido tratadas en esta memoria.

### 5.1.1 Configurador Simulación

En esta función de MatLab® se establecen los valores de las variables que el generador de trayectorias, el transmisor y el receptor necesitan para funcionar. En la tabla 5.1 se presenta la lista de dichos parámetros.

<b>PARÁMETROS QUE SE ESTABLECEN EN EL CONFIGURADOR</b>	
<b>GENERADOR DE TRAYECTORIAS</b>	<b>F<sub>S</sub></b> : Frecuencia de muestreo.
	<b>T<sub>end</sub></b> : Tiempo de simulación.
	<b>P<sub>0</sub></b> : Posición inicial de la aeronave.
	<b>V<sub>0</sub></b> : Velocidad inicial de la aeronave.
	<b>θ<sub>ini</sub></b> : Azimut inicial de la aeronave.
	<b>θ<sub>final</sub></b> : Azimut final de la aeronave.
<b>TRANSMISOR</b>	<b>F<sub>S</sub></b> : Frecuencia de muestreo.
	<b>IF</b> : Frecuencia intermedia de la señal portadora.
	<b>Canal</b> : Canal X o Y en el que se está realizando la simulación.
	<b>Azimut</b> : Vector azimut proporcionado por el generador de trayectorias.
	<b>Distancia</b> : Vector distancia a la estación proporcionado por el generador de trayectorias.
<b>RECEPTOR</b>	<b>T<sub>ON</sub></b> : Parámetro para la dinámica rápida del detector de envolvente.
	<b>T<sub>OFF</sub></b> : Parámetro para la dinámica lenta del detector de envolvente.
	<b>A</b> : Parámetros A de los filtros COMB1, COMB2, COMB3 y COMB4.
	<b>K</b> : Parámetros K de los filtros COMB1, COMB2, COMB3 y COMB4.
	<b>IF</b> : Frecuencia intermedia de la señal portadora.
	<b>R<sub>1</sub></b> : Parámetro para determinar la frecuencia de muestreo de la cadena de pulsos.
	<b>R<sub>2</sub></b> : Parámetro para determinar la frecuencia de muestreo de la cadena de envolventes.
	<b>Canal</b> : Canal X o Y en el que se está realizando la simulación.

**Tabla 5.1:** Parámetros que se establecen en el configurador de simulación.

Además, es aquí donde se establece la secuencia en la que se ejecutan las funciones de MatLab®, por lo que una vez definidas todas las variables y ejecutada esta función de MatLab®, el resto de funciones se ejecutan de manera automática y secuencial.

### 5.1.2 Generador de Trayectorias

El generador de trayectorias que se ha planteado inicialmente es muy sencillo ya que se ha supuesto que la aeronave se traslada con velocidad constante tanto en módulo como en dirección. La dirección puede ser tal

que durante toda la simulación la aeronave vuele en el mismo radial o vaya cambiando de radial. Los argumentos de entrada y salida de esta función se presentan en la tabla 5.2.

[Out1, Out2, Out3]=Generador_trayectorias(In1, In2, In3, In4)	
Esta función genera trayectorias lineales tanto a radial constante como a radial variable	
<b>ENTRADAS</b>	In1: Vector con las coordenadas iniciales de la aeronave.
	In2: Vector con la velocidad de la aeronave.
	In3: Periodo de muestreo.
	In4: Tiempo de simulación.
<b>SALIDAS</b>	Out1: Vector con los valores de azimut de la aeronave durante la simulación.
	Out2: Altitud de la aeronave durante la simulación.
	Out3: Vector distancia en línea de mira entre la aeronave y la estación.

**Tabla 5.2:** Argumentos de entrada y salida de la función generadora de trayectorias lineales.

Al respecto de los vectores indicados en la tabla es interesante señalar que el eje x se ha tomado considerándolo creciente hacia el norte, el eje y considerándolo creciente hacia el este y el eje z ortogonal a los dos anteriores.

El generador determina la posición del avión con el periodo de muestreo establecido en el configurador aplicando la ecuación del movimiento rectilíneo uniforme. De esta forma se conoce la posición del avión a lo largo de toda la simulación en coordenadas cartesianas, y una vez conocido esto, se pasa el vector posición de coordenadas cartesianas a coordenadas esféricas haciendo uso de la función que MatLab® tiene para ello.

Como se ha indicado en el capítulo 4, se han realizado también simulaciones en la que la aeronave realizaba toda o parte de la trayectoria del vuelo. Para poder hacer esta simulación ha sido necesario modificar el generador de trayectorias variando sus argumentos de entrada, y la manera de calcular su posición. Siendo los argumentos de entradas y salida para este caso los que se presentan en la tabla 5.2.

[Out1, Out2, Out3]=Generador_trayectorias_angular(In1, In2, In3, In4)	
Esta funcion genera trayectorias con velocidad angular constante y velocidad lineal constante	
<b>ENTRADAS</b>	In1: Azimut en el que comienza el tramo de trayectoria a velocidad angular constante.
	In2: Azimut en el que termina el tramo de trayectoria a velocidad angular variable.
	In3: Periodo de muestreo.
	In4: Tiempo de simulación.
<b>SALIDAS</b>	Out1: Vector con los valores de azimut de la aeronave durante la simulación.
	Out2: Altitud de la aeronave durante la simulación.
	Out3: Vector distancia en línea de mira entre la aeronave y la estación.

**Tabla 5.3:** Argumentos de entrada y salida de la función generadora de trayectorias mixtas.

### 5.1.3 Transmisor TACAN

Esta función es la encargada de generar todo aquello que en el caso real es generado y transmitido por la estación TACAN a la aeronave. Como ya se indicó en el apartado 2.3, en este trabajo se han modelado todas las componentes a excepción de la de identificación de la estación.

[Out1, Out2]=Transmisor(In1, In2, In3, In4)	
Esta funcion genera la señal transmitida por la estación TACAN a la aeronave.	
<b>ENTRADAS</b>	In1: Frecuencia de muestreo.
	In2: Frecuencia intermedia IF.
	In3: Canal X o Y.
	In4: Datos de la trayectoria.
<b>SALIDAS</b>	Out1: Señal TACAN transmitida a frecuencia IF.
	Out2: Parámetros auxiliares y de visualización.

**Tabla 5.4:** Argumentos de entrada y salida de la función transmisor.

Además de los argumentos de entradas indicados en la tabla, hay otra función de la que el transmisor necesita para generar la señal que es el generador de pulsos gaussianos. Este generador de pulsos gaussianos se ha configurado de manera que genera pulsos gaussianos de ancho y separación especificados como argumentos de entrada.

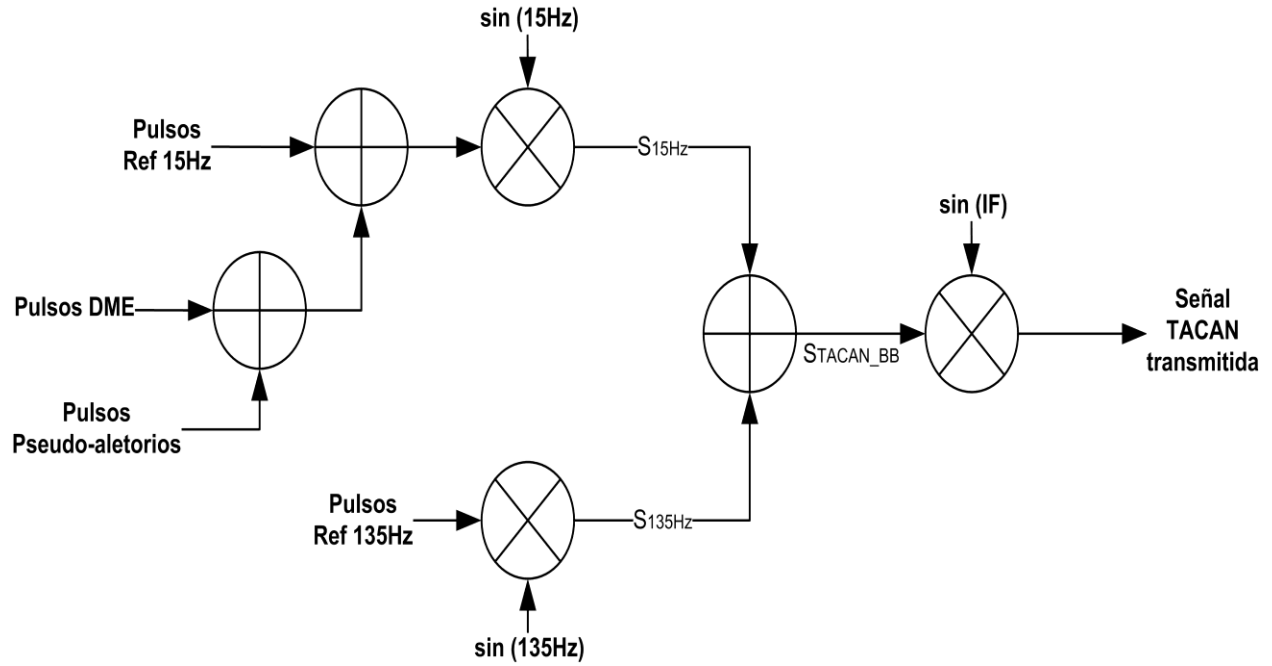


Figura 5.2: Esquema generación señal TACAN.

Como se puede ver en la figura 5.2, la señal se genera a partir de tres senoidales de diferentes frecuencias,

$$S_{15\text{Hz}} = \sin(2 \times \pi \times 15 \times t + \text{azimut}) \quad (41)$$

$$S_{135\text{Hz}} = \sin(2 \times \pi \times 135 \times t + \text{azimut}) \quad (42)$$

$$S_{\text{portadora}} = \sin(2 \times \pi \times \text{IF} \times t) \quad (43)$$

En las senoidales de 15 y 135Hz se incluye un desfase que es el vector azimut proporcionado por el generador de trayectorias, es decir, la información del radial en el que se encuentra el avión se modela a partir del desfase de las senoidales de 15 y 135Hz respecto de los pulsos de referencia. La otra posibilidad para tener en cuenta el radial en el que se encuentra el avión a la hora de generar la señal transmitida es no incluir ese desfase en las senoidales, sino desplazar los trenes de pulsos de referencia a lo largo de la señal proporcionalmente al valor del azimut en cada periodo de señal de 15Hz y de 135Hz respectivamente. Sin embargo, esta segunda opción se desechó ya que no tienen ninguna ventaja respecto a la utilizada, pero sí es mucho más complicada de modelar correctamente.

Como penúltimo paso se genera la señal definitiva en banda base,

$$S_{\text{TACAN\_BB}} = \text{AM} \times S_{15\text{Hz}} + \text{AM} \times S_{135\text{Hz}} \quad (44)$$

donde AM es el índice de modulación en amplitud de la señal, valor que debe estar entre el 12% y el 30%.

Y finalmente la señal transmitida a la aeronave es,

$$S_{\text{TACAN}} = S_{\text{TACAN\_BB}} \times S_{\text{portadora}} \quad (45)$$

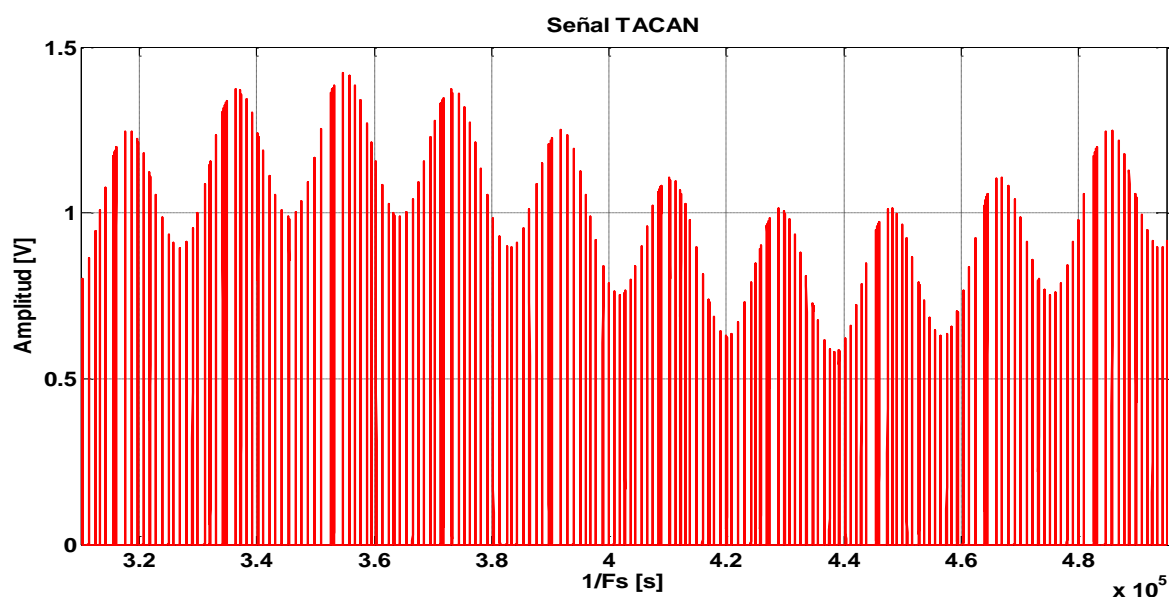


Figura 5.3: Periodo de señal TACAN a frecuencia IF generada por el transmisor.

#### 5.1.4 Visualizador Resultados

Debido al mucho tiempo que tardan las simulaciones (del orden de 7 horas para una simulación de duración 10 segundos), se ha considerado que la mejor solución para analizar y representar los resultados es que el receptor almacene el valor de todos aquellos vectores o aquellas variables que sean de interés en un archivo. De igual manera, el transmisor también almacena en un archivo todos los datos de interés, y estos archivos son los que carga y utiliza la función de visualización de resultados. Además, también hace uso de todos aquellos parámetros que se establecen en el configurador de simulación.

[Out1, Out2, Out3, Out4, Out5, Out6]=Visualizador(In1, In2, In3)	
Esta función es la encargada de presentar los resultados para su análisis.	
<b>ENTRADAS</b>	In1: Archivo de datos generado por el transmisor.
	In2: Archivo de datos generado por el receptor.
	In3: Parámetros establecidos en el configurador.
<b>SALIDAS</b>	Out1: Representación comparativa entre la fase estimada a partir de la componente de 15Hz y la fase transmitida por el receptor.
	Out2: Representación gráfica comparativa entre la fase estimada a partir de la componente de 135Hz y la fase transmitida por el receptor.
	Out3: Representación gráfica del error cometido por la estimación de fase a partir de la componente de 15Hz a lo largo del tiempo de simulación.
	Out4: Representación gráfica del error cometido por la estimación de fase a partir de la componente de 135Hz a lo largo del tiempo de simulación.
	Out5: Comparación gráfica de la trayectoria seguida por el avión estimada por el receptor a partir de la componente de 15Hz, de la trayectoria estimada a partir de la de 135Hz y de la trayectoria real.
	Out6: Variables de calibración del receptor TACAN.

Tabla 5.5: Entradas y salidas del visualizador de resultados.

Hacer hincapié en el aspecto, más allá de la representación de resultados, que posiblemente sea más importante de esta función: aquí es dónde se calibra el receptor TACAN. Esto consiste en ajustar las medidas del receptor a partir de una posición o rumbo conocido. Esta calibración inicial se lleva a cabo en la mayor parte de los equipos de aviónica y navegación aérea en el aeropuerto antes de comenzar el vuelo. Tras la realización de un BITE<sup>6</sup>, se ve la medida proporcionada respecto de un punto conocido de antemano y se rectifica la proporcionada por el equipo embarcado hasta que ambas medidas coincidan.

Siendo rigurosos esa calibración se debería hacer a priori y no a posteriori, sin embargo, a efectos prácticos al tratarse de simulaciones es indiferente hacerlo antes o después, obviamente en la realidad no. Además, haciéndolo a posteriori se asegura no estar esperando horas el resultado de la simulación, para que esos resultados al final no sirvan por estar mal calibrado el receptor.

## 5.2 Resultados Simulación

A continuación se van a presentar los resultados obtenidos en las simulaciones para probar el receptor con y sin filtro de Kalman y para trayectorias de rumbo constante, de rumbo variable, con velocidad angular y trayectorias mixtas angulares y lineales.

Lo que interesa principalmente es comprobar el grado de precisión en la indicación de rumbo que proporciona el receptor diseñado tanto a partir de la componente de 15Hz como de la componente de 135Hz. - Ver cómo de estable son ambas medidas, si se aprecia alguna diferencia significativa en cuanto a su comportamiento entre ambos tipos de trayectorias y en qué medida se mejora dicha precisión con la inclusión de los dos filtros de Kalman.

---

<sup>6</sup> BITE: Test del estado de los componentes del sistema que realiza el propio equipo

	<b>Lineal Rumbo Cte</b>	<b>Lineal Rumbo Variable</b>	<b>Kalman Autónomo Lineal Cte</b>	<b>Kalman No Autónomo Lineal Vble</b>	<b>Kalman Autónomo Angular Cte</b>	<b>Kalman No Autónomo Mixta</b>
<b>F<sub>s</sub> [Hz]</b>	5011200	5011200	5011200	5011200	5011200	5011200
<b>T<sub>s</sub> [s]</b>	1/180	1/180	1/180	1/180	1/180	1/180
<b>T<sub>END</sub> [s]</b>	10	10	20	10	7.5	10
<b>IF [Hz]</b>	1252800	1252800	1252800	1252800	1252800	1252800
<b>Canal</b>	X	X	X	X	X	X
<b>T<sub>ON</sub></b>	1	1	1	1	1	1
<b>T<sub>OFF</sub></b>	3e4	3e4	3e4	3e4	3e4	3e4
<b>A (COMB1)</b>	-1	-1	-1	-1	-1	-1
<b>K (COMB1)</b>	16704	16704	16704	16704	16704	16704
<b>A (COMB2)</b>	-1	-1	-1	-1	-1	-1
<b>K (COMB2)</b>	1237	1237	1237	1237	1237	1237
<b>A (COMB3)</b>	1	1	1	1	1	1
<b>K (COMB3)</b>	9280	9280	9280	9280	9280	9280
<b>A (COMB4)</b>	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9	-0.9
<b>K (COMB4)</b>	1856	1856	1856	1856	1856	1856
<b>R1</b>	2	2	2	2	2	2
<b>R2</b>	10	10	10	10	10	10
<b>Calibración 15Hz[°]</b>	125.43361	126.30961	125.43361	126.30961	126.70161	126.70161
<b>Calibración 135Hz[°]</b>	-39.9797	-39.4907	-39.9797	-39.4907	-39.2307	-39.2307

**Tabla 5.6:** Valores de los parámetros de configuración en las simulaciones.

En la Tabla 5.6, se presentan, para cada simulación cuyos resultados se exponen en los siguientes subapartados, los valores de todos los parámetros de configuración comentados en los apartados/capítulos anteriores que son comunes a todas las simulaciones. El valor de aquellos parámetros particulares de cada simulación se indicará en el correspondiente subapartado.

### 5.2.1 Trayectoria Lineal a Rumbo Constante

La aeronave parte de una posición inicial,

$$P_0 = [\sqrt{2} \times 10^3 \times \cos(45^\circ) \quad \sqrt{2} \times 10^3 \times \cos(45^\circ) \quad 10^3] \text{m}$$

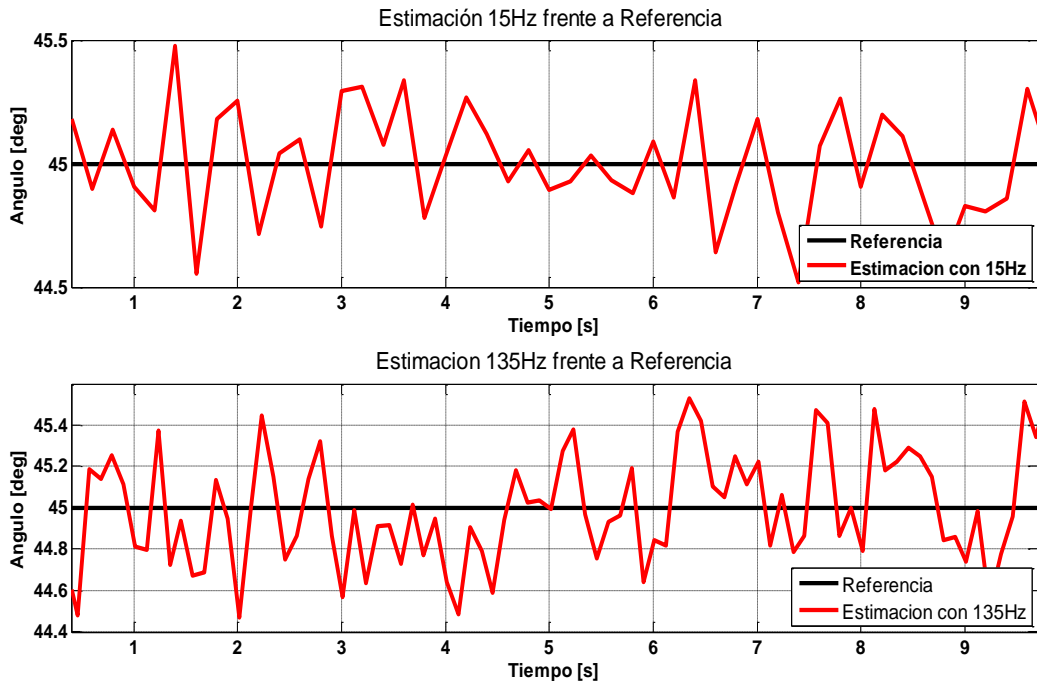
y tiene una velocidad uniforme durante la simulación,

$$V_0 = [-\sqrt{2} \times 0.8 \times 10^3 \times \cos(45^\circ) \quad -\sqrt{2} \times 0.8 \times 10^3 \times \cos(45^\circ) \quad 0] \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

Con esta configuración el azimuth del avión durante toda la simulación es de 45°. Los resultados obtenidos son los siguientes.

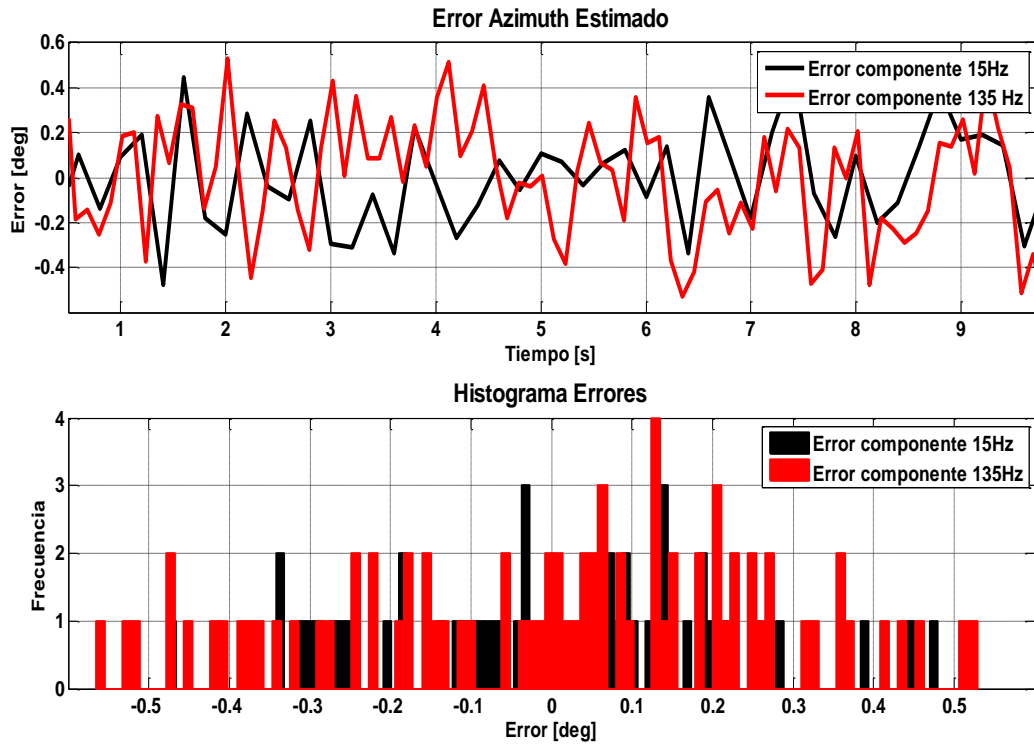


En primer lugar, en la fig. 5.4 se observan los errores en la estimación del azimuth frente al azimuth de referencia, tanto a partir de la componente de 15Hz como a partir de la componente de 135Hz. En ellas se puede ver que más allá del transitorio inicial y final (que han sido eliminados de las gráficas), tanto por la componente de 15Hz como por la de 135Hz la estimación se aproxima bastante a la de referencia, y en este caso sí que la estimación por la componente de 15Hz es un poco mejor que la estimación por la componente de 135Hz.



**Figura 5.4:** Gráfica comparación estimación por componente de 15Hz frente a referencia (arriba). Comparación estimación por componente de 135Hz frente a referencia (abajo).

En la figura 5.5 se puede observar en la primera de las gráficas la comparación de los errores en la estimación obtenida por la componente de 15Hz y por la componente de 135Hz, donde se ve de manera clara que salvo en pocos instantes de la simulación, el error de ambas está acotado y es inferior a  $\pm 0,5^\circ$ . Esto se reafirma y se ve de mejor manera en el histograma de los errores de ambas estimaciones, donde se aprecia con claridad que en la gran mayoría de los puntos de muestreo el error en valor absoluto es inferior a  $0,5^\circ$ , y que si además se descartan los transitorios inicial y final, prácticamente la totalidad de puntos estimados tienen un error inferior en valor absoluto a  $0,4^\circ$  que es lo que establece la normativa. Como era de esperar, concuerdan los resultados en cuanto al error en todas las gráficas.



**Figura 5.5:** Gráficas comparación errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (arriba). Histograma de errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (abajo).

En la figura 5.6 se ha representado en coordenadas polares, la posición inicial y final del avión, la trayectoria real, la trayectoria obtenida por la componente de 15Hz, y la trayectoria obtenida por la componente de 135Hz. Se puede apreciar que tanto por una como por otra, el receptor es capaz de proporcionar una buena estimación de la posición del avión.

Por tanto se puede concluir que el receptor diseñado y modulado presenta un comportamiento estable y preciso en trayectorias a radial constante. Además, cuando el avión vuela con radial constante, estima ligeramente con mayor precisión el azimuth a partir de la componente de 15Hz que a partir de la componente de 135Hz.

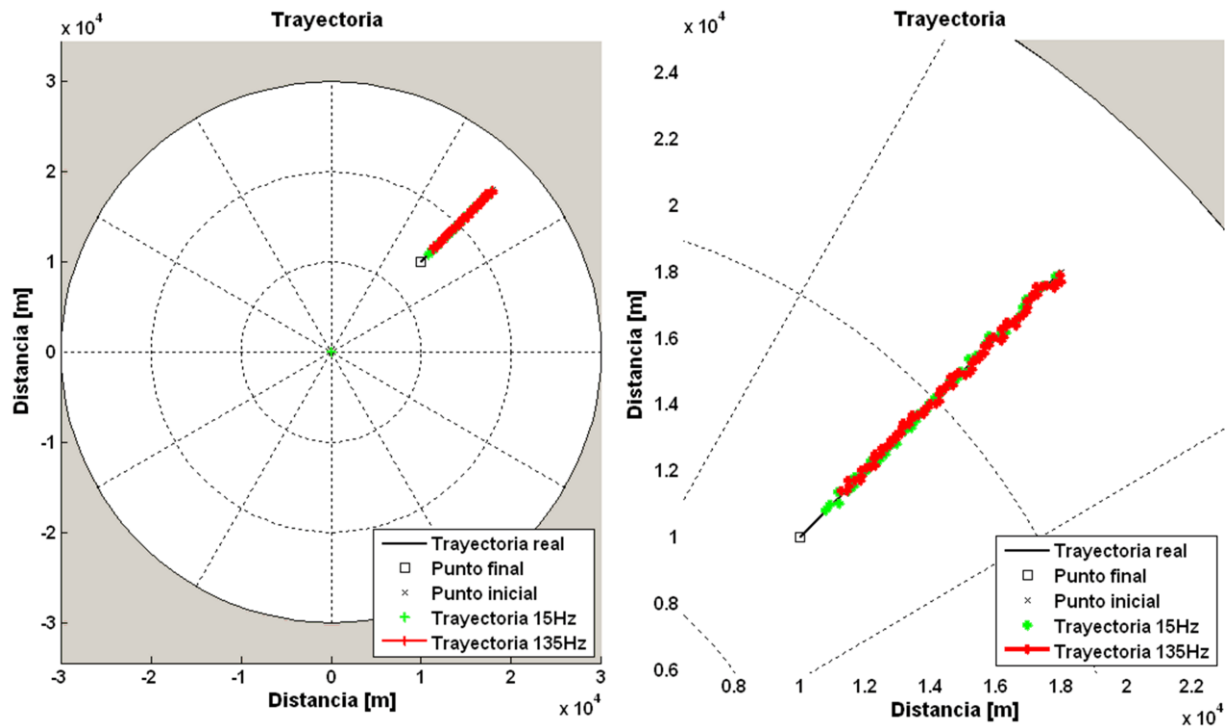


Figura 5.6: Representación gráfica de la trayectoria real, frente a las trayectorias estimadas por 15Hz y 135Hz.

## 5.2.2 Trayectoria Lineal Rumbo Variable

En este caso se ha realizado una simulación de 10 segundos de duración en la que la aeronave parte de una posición inicial,

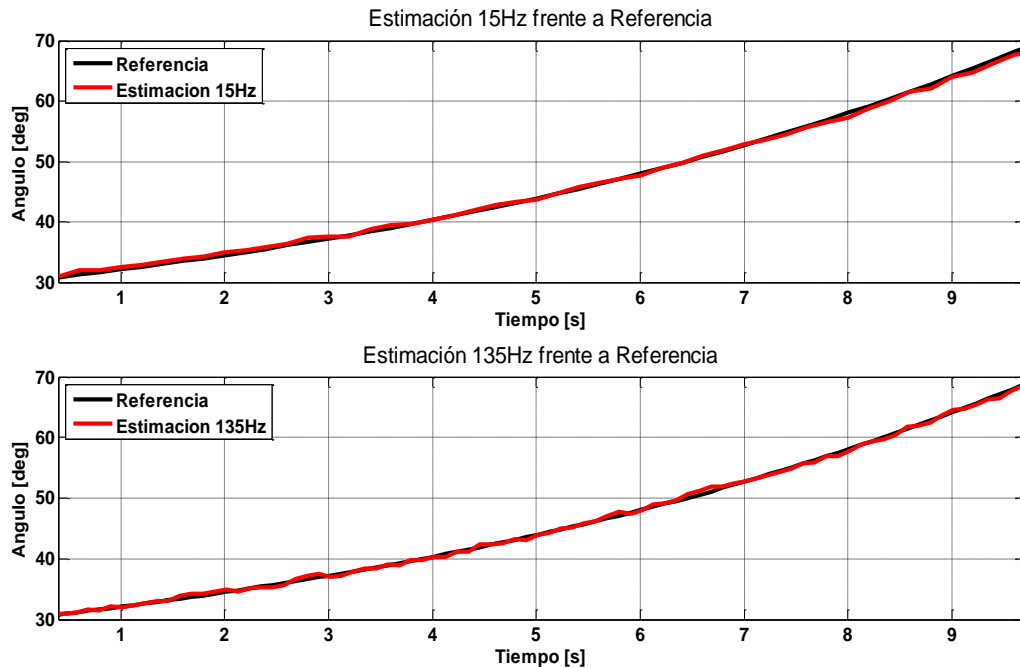
$$P_0 = [\sqrt{2} * 10^3 * \cos(30^\circ) \quad \sqrt{2} * 10^3 * \sin(30^\circ) \quad 10^3] \text{m}$$

y con una velocidad uniforme durante la simulación,

$$V_0 = [-\sqrt{2} * 0.8 * 10^3 \quad 0 \quad 0] \frac{\text{m}}{\text{s}}$$

de esta forma el azimuth del avión varía continuamente durante la simulación desde los 30° hasta los 70° aproximadamente. A continuación se presentan gráficas, similares a las del subapartado anterior, con los resultados de la simulación.

En primer lugar, en la figura 5.7 se pueden observar las estimaciones de la posición a partir de la componente de 15Hz y a partir de la componente de 135Hz, frente al azimuth de referencia. En ambos casos se tiene que más allá del transitorio inicial y final (no han sido representados), las estimaciones parecen aproximarse bastante a la de referencia, siendo ambas muy estables. Es cierto que estas figuras sólo dan una orientación del resultado pero no son las mejores representaciones para ver la precisión de ambas estimaciones. Para ver mejor la precisión se presentan las gráficas de la figura 5.8.

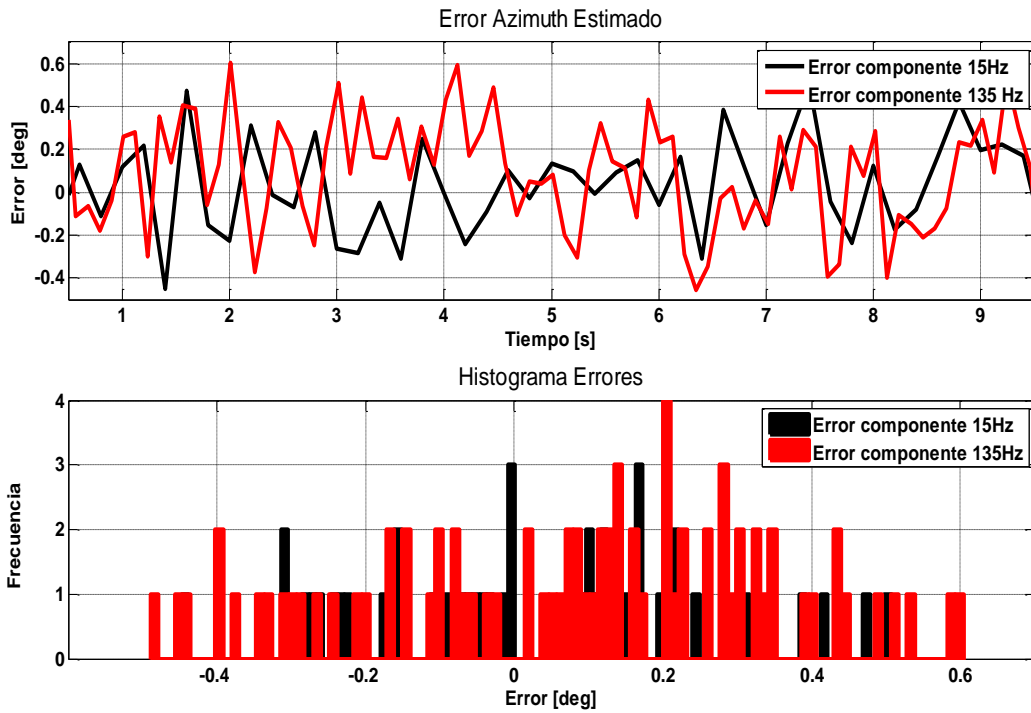


**Figura 5.7:** Gráfica comparación estimación por componente de 15Hz frente a referencia (arriba). Comparación estimación por componente de 135Hz frente a referencia (abajo).

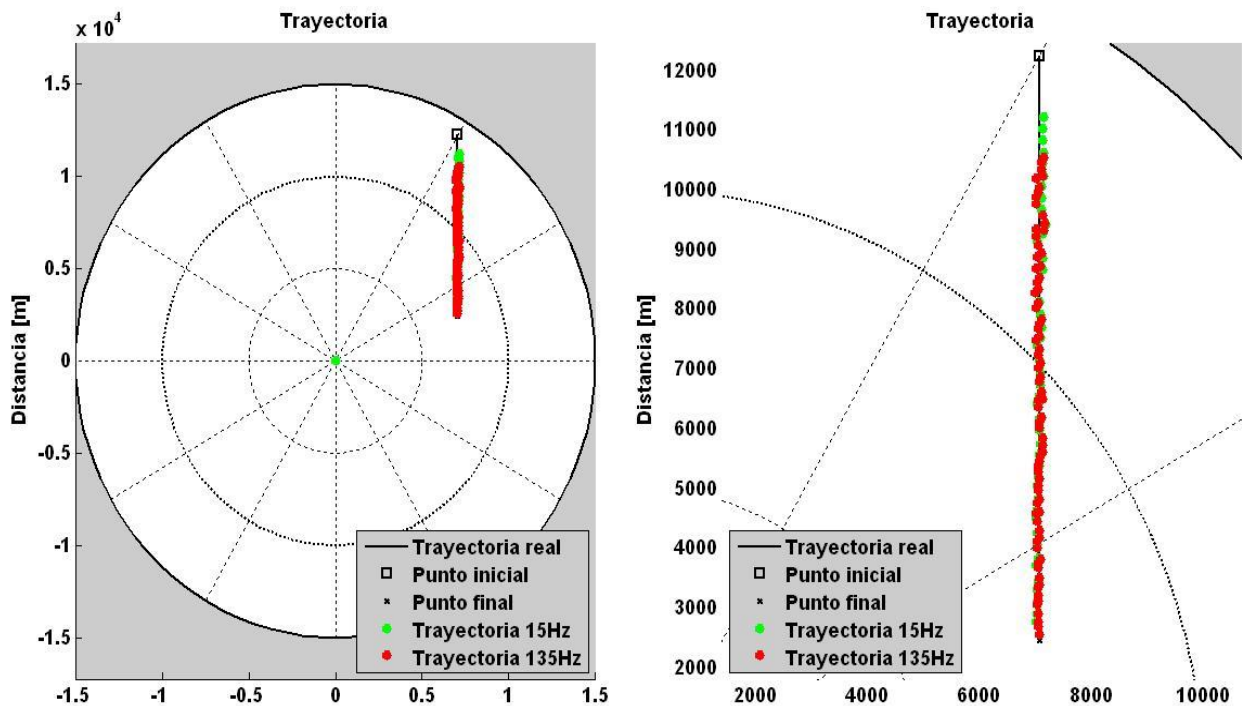
En la figura 5.8 se observa en la primera de las gráficas la comparación de los errores en la estimación obtenida por la componente de 15Hz y por la componente de 135Hz, donde se ve de manera clara que, de nuevo, salvo en pocos instantes de la simulación, el error de ambas está acotado y es inferior a  $\pm 0,5^\circ$ . Pareciendo más estable el error de la estimación a partir de 15Hz, lo cual se debe a que hay que tener en cuenta que por cada muestra de 15Hz hay 8 muestras de 135Hz, y por ello la estimación de 135Hz varía con más frecuencia. Los valores de error que se acaban de comentar se vuelven a corroborar a partir del histograma de los errores de ambas estimaciones, donde se ve con claridad que en la gran mayoría de los puntos de muestreo el error en valor absoluto es inferior a  $0,5^\circ$ , sin observarse gran diferencia entre el error de la de 15Hz y de la de 135Hz. Además, si se aplicara algún criterio estadístico para indicar con una alta probabilidad entre qué valores se sitúa el error, se obtendría que la mayoría de puntos estimados tienen un error inferior en valor absoluto a  $0,4^\circ$ . Por lo que se concluye que a pesar de haberse añadido la dificultad en cuanto a la estimación de la variación continua del azimuth, el receptor tiene una precisión similar y es igualmente estable.

Finalmente en la figura 5.9 se ha vuelto a representar en coordenadas polares, la posición inicial y final del avión, la trayectoria real, la trayectoria obtenida por la componente de 15Hz, y la trayectoria obtenida por la componente de 135Hz. Apreciándose que tanto por una como por otra, el receptor es capaz de proporcionar de manera suficientemente aproximada para una navegación segura la posición del avión.

Se concluye que el receptor diseñado y modulado presenta un comportamiento estable y preciso en trayectorias a radial variable, con unos resultados muy cercanos, pero ligeramente superiores, a los límites de error establecidos en [1]. También se puede indicar que a diferencia del caso de trayectoria a radial constante, cuando el radial varía, la estimación a partir de la componente de 135Hz ya no es ligeramente peor a la estimación de la de 15Hz.



**Figura 5.8:** Gráficas comparación errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (arriba). Histograma de errores de estimación de 15Hz y de 135Hz (abajo).



**Figura 5.9:** Representación gráfica de la trayectoria real, frente a las trayectorias estimadas por 15Hz y 135Hz.

### 5.2.3 Resultados Tras Incorporar el Filtro de Kalman

Se va a proceder a presentar los resultados de las simulaciones utilizando los filtros de Kalman comentados en el capítulo 4. Señalar que no se ha realizado el filtrado con cada tipo de Kalman, a cada simulación de cada tipo de trayectoria diferente, ya que no se ha considerado interesante por resultar redundante. Redundante en el sentido de que realmente variaba muy poco el resultado obtenido para la misma trayectoria con el filtro autónomo respecto al filtro no autónomo. Es decir, cada tipo de trayectoria se ha filtrado con uno de los dos sistemas de filtrado de Kalman, comprobándose que tras el filtrado los resultados se encuentran dentro de los márgenes de error establecidos en [1].

Otro aspecto interesante de señalar antes de comenzar a presentar los resultados es que debido a que resulta complicado cuantificar las diferencias entre los resultados y la trayectoria estimada antes y después del filtrado de Kalman de una forma gráfica, se ha optado por calcular y presentar en tablas los valores medios del error así como su desviación típica. Si bien se va a acompañar cada caso de un par de gráficas en las que se presentarán tanto el error durante la simulación tras el filtrado, como la diferencia entre la trayectoria real y la estimada tras el filtrado, para tener una referencia visual de los resultados.

#### 5.2.3.1 Kalman Autónomo Trayectoria Lineal Rumbo Constante

El primer caso cuyos resultados se presentan es el filtrado con el modelo de filtro autónomo de una simulación de duración 20s en la que el avión realiza una trayectoria constante en el radial de 45°. Los valores de los parámetros de ajuste indicados en el capítulo 4 se presentan en la tabla 5.7.

	<b>r1</b>	<b>r2</b>	<b>q1</b>
<b>Kalman Autónomo</b>	1e3	1	1e-5

**Tabla 5.7:** Valores parámetros de ajuste del filtro de Kalman.

Como se puede ver en la tabla 5.8, el error de la estimación tras el filtrado de Kalman es menor que el error que se obtiene a partir de la estimación por las componentes de 15Hz y de 135Hz por separado, y mejor que la media de dichas componentes. Además al ser la trayectoria constante, el diezmado mejora aún más la estimación proporcionada tras el filtrado cómo se puede ver en la última columna de la tabla. De esta manera se tiene que el error medio máximo tras ser aplicado el filtro de Kalman es de 0.267°, error que estaría dentro del rango máximo establecido en [1] (esta normativa es la que se va a considerar cuando en adelante en este mismo apartado se indique que el error de una simulación se encuentra por debajo o por encima de la norma), y de 0.177 tras aplicar el diezmado, por lo que se logra pasar de tener un receptor cuyo error era ligeramente superior al máximo establecido por norma, a tener un receptor que cumple con la normativa. Por tanto queda demostrado que para trayectorias a rumbo constante, el conjunto receptor TACAN diseñado y el filtro autónomo tienen la precisión suficiente como para cumplir con la normativa.

	<b>Componente 15Hz</b>	<b>Componente 135Hz</b>	<b>Media Componentes</b>	<b>Kalman</b>	<b>Diezmado</b>
<b>Error Medio</b>	6.292e-3	8.058e-4	3.549e-3	9.448e-4	5.322e-4
<b>Desviación Media Error</b>	4.725e-1	3.403e-1	2.98e-1	2.633e-1	1.765e-1

**Tabla 5.8:** Resultados obtenidos mediante filtro autónomo para radial constante.

En la figura 5.10 se han representado las estimaciones, y el error de dichas estimaciones

correspondientes a cada altura del proceso. En ella se puede apreciar visualmente como la estimación tras el Kalman es mejor que las estimaciones previas al Kalman.

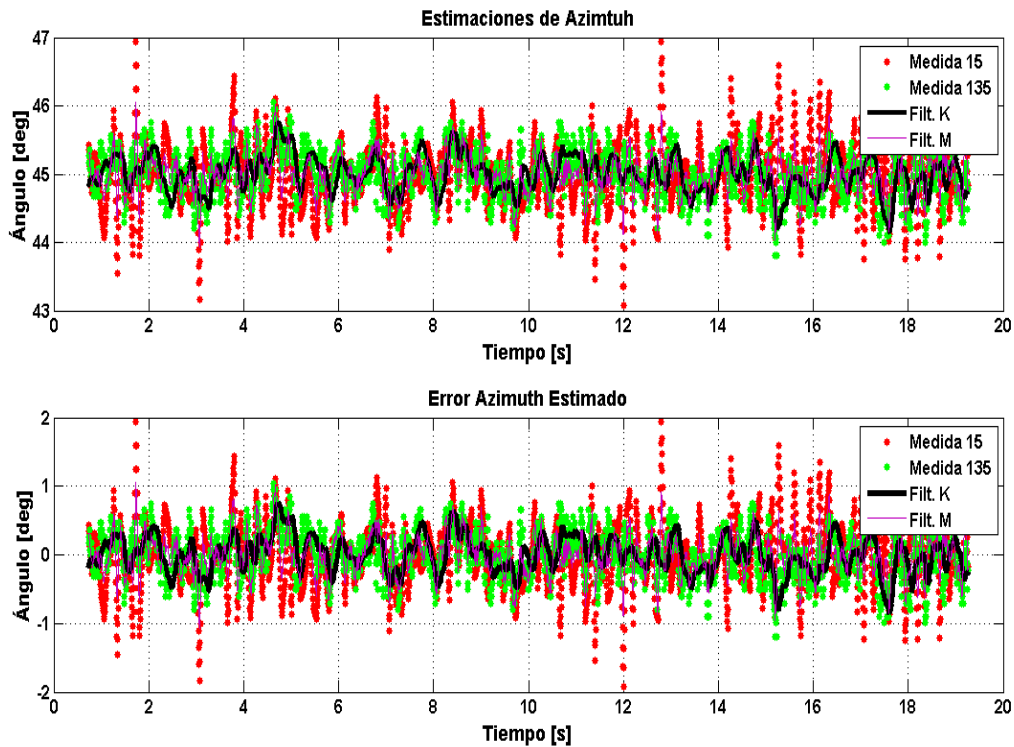


Figura 5.10: Comparación de estimaciones y errores para filtro autónomo y trayectoria a radial constante.

### 5.2.3.2 Kalman No Autónomo Trayectoria Lineal Rumbo Variable

El segundo filtrado que se ha realizado ha sido con el modelo de filtro no autónomo y para una simulación de duración 10s, con velocidad lineal uniforme de manera que la aeronave realiza un vuelo entre 35° y 80° aproximadamente. Los parámetros de ajuste de los tres filtros de Kalman se presentan en la tabla 5.9.

	r1	r2	q1
<b>Kalman VOR-15Hz</b>	1e3	1	1e-4
<b>Kalman VOR-135Hz</b>	1e3	1	1e-4
<b>Kalman Integrador</b>	50	1	1e-5

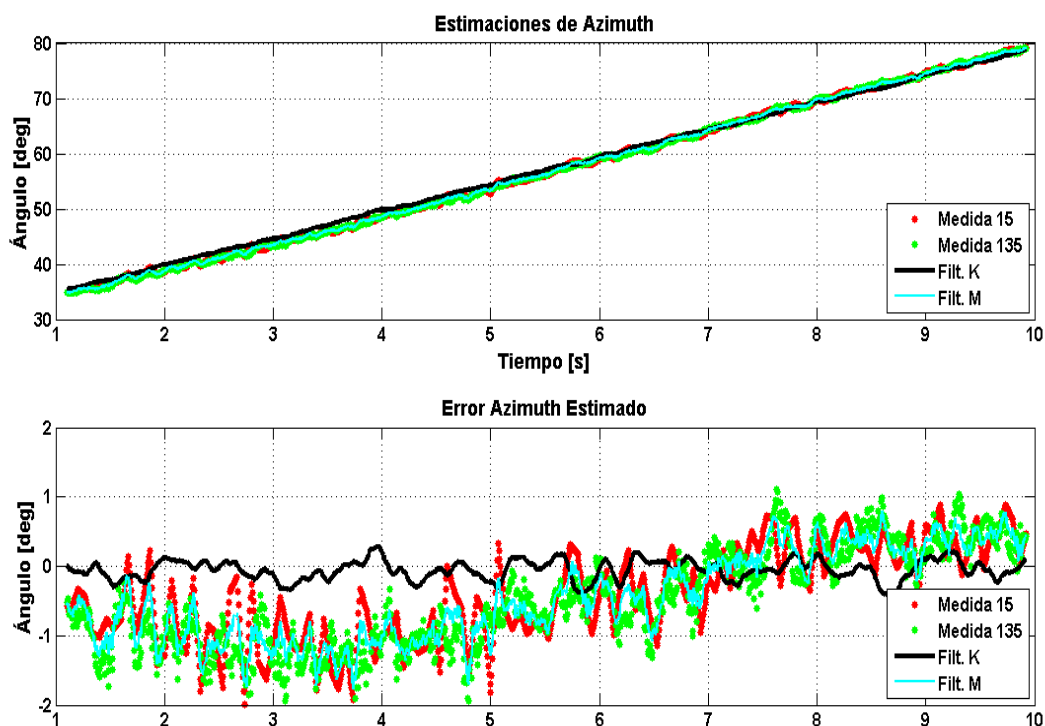
Tabla 5.9: Valores parámetros de ajuste de los tres filtros de Kalman que componen el filtro de Kalman no autónomo.

En la tabla 5.10 se han presentado los valores de error medio y sus desviaciones medias para: las estimaciones proporcionadas por el receptor, la media de ambas, las estimaciones de 15Hz y de 135Hz tras ser integradas con el sistema VOR, y finalmente el error y la desviación tras el filtro. Se observa con claridad que las componentes antes de ser filtradas presentan un error bastante superior a lo permitido por norma, aproximadamente de un 1°, pero que tras el filtrado el error máximo medio de la estimación del azimuth del avión se reduce a 0.141°. Es decir, se pasa de un error medio máximo que triplicaba el permitido, a un error medio máximo que no alcanza ni la mitad del permitido. De esta forma se demuestra que la integración mediante el filtro Kalman del sistema TACAN con otro sistema de navegación es una excelente forma de mejorar sus prestaciones.

	Componente 15Hz	Componente 135Hz	Media Componentes	Kalman 15Hz	Kalman 135Hz	Kalman Final
<b>Error Medio</b>	4.205e-1	5.0743e-1	4.639e-1	3.063e-2	3.072e-2	3.796e-2
<b>Desviación Media Error</b>	6.525e-1	6.992e-1	6.353e-1	1.299e-1	1.299e-1	1.031e-1

**Tabla 5.10:** Resultados obtenidos mediante filtro no autónomo para radial variable.

En la figura 5.11 se tiene igual que para el primer caso, las representaciones gráficas del azimuth estimado y del error de dichas estimaciones en diferentes puntos del proceso. La gráfica de la estimación en este caso no ayuda prácticamente nada debido a que recoge un intervalo grande de azimuth, sin embargo en la gráfica de los errores se comprueba muy claramente de una manera visual la mejora de la precisión tras el filtrado.



**Figura 5.11:** Comparación de estimaciones y errores para filtro no autónomo y trayectoria lineal a azimuth variable.

### 5.2.3.3 Kalman Autónomo Trayectoria Angular

El tercer caso se trata de una simulación en la que la aeronave vuela con velocidad angular constante describiendo una trayectoria que comienza en  $10^\circ$  y termina en  $80^\circ$ , de duración 8 segundos. El filtro utilizado es el autónomo, y los valores de sus parámetros de ajuste se tienen en la tabla 5.11.

	r1	r2	q1
<b>Kalman Autónomo</b>	400	1	1e-7

**Tabla 5.11:** Valores parámetros de ajuste del filtro de Kalman.

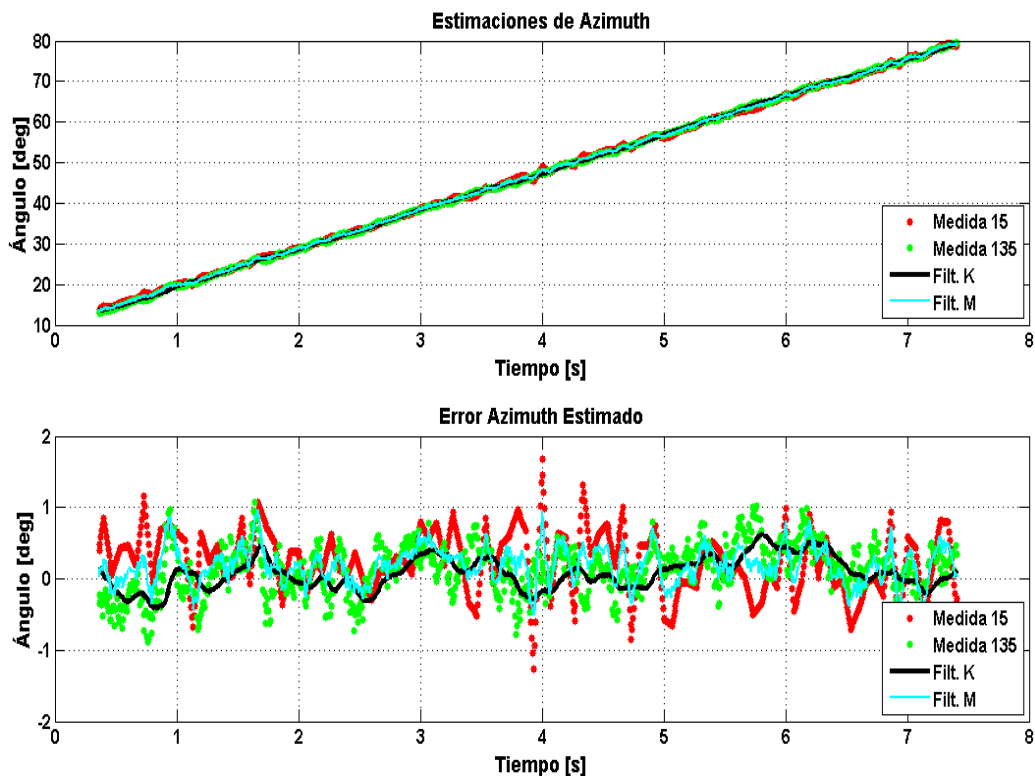


Se han representado de nuevo las mismas variables que en el primer caso tanto en la tabla 5.12 como en la figura 5.12. En la tabla 5.12 se observa que gracias al filtro de Kalman se tiene un error medio máximo durante la simulación de  $0.284^\circ$ , frente al  $0.6^\circ$  aproximadamente de antes del filtrado. Esto hace que por poco margen se vuelve a cumplir con la normativa, teniéndose una reducción del error de prácticamente el 50% en términos absolutos. Se observa que a diferencia del primer caso, el diezmo empeora la estimación del azimuth proporcionada, esto es debido como se comentó previamente a las características de la trayectoria. Pero se demuestra que con el filtro de Kalman autónomo el conjunto del receptor TACAN consigue una precisión adecuada, a pesar del poco tiempo de simulación y de variar mucho el azimuth en ese tiempo.

	Componente 15Hz	Componente 135Hz	Media Componentes	Kalman	Diezmado
<b>Error Medio</b>	2.396e-1	1.305e-1	1.851e-1	9.146e-2	3.108e-1
<b>Desviación Media Error</b>	4.0827e-1	3.459e-1	2.481e-1	1.929e-1	1.418

**Tabla 5.12:** Resultados obtenidos mediante filtro autónomo para trayectoria con velocidad angular.

En la figura 5.12 se vuelve a observar visualmente las mismas circunstancias que se han comentado en los casos anteriores.



**Figura 5.12:** Comparación de estimaciones y errores para filtro autónomo y trayectoria con velocidad angular.

#### 5.2.3.4 Kalman No- Autónomo Trayectoria Mixta

El último de los casos que se ha analizado ha sido una trayectoria mixta de duración 10 segundos, en la cual durante el primer 75% del tiempo la aeronave está realizando un vuelo con velocidad angular constante

como el del caso anterior, y el último 25% de la trayectoria la aeronave realiza un vuelo con velocidad lineal uniforme a radial constante. El filtro utilizado ha sido el no autónomo y los valores de los parámetros de ajuste empleados se muestran en la tabla 5.13.

	<b>r1</b>	<b>r2</b>	<b>q1</b>
<b>Kalman VOR-15Hz</b>	1e3	1	1e-7
<b>Kalman VOR-135Hz</b>	1e3	1	1e-7
<b>Kalman Integrador</b>	1	10	1e-4

**Tabla 5.13:** Valores parámetros de ajuste de los tres filtros de Kalman que componen el filtro de Kalman no autónomo.

En la tabla 5.14 se tienen los resultados en cuanto a error en los mismos puntos de filtrado que se presentaron en 5.2.3.2. Por la complejidad de esta trayectoria es interesante comentar varias cosas. En términos absolutos en este caso se obtiene que el error máximo es de  $0.182^\circ$ , frente al aproximadamente  $0.6^\circ$  antes del filtrado, lo cual resulta excelente si se tiene en cuenta que a diferencia de los casos anteriores en los que se eliminaba de los resultados el transitorio inicial, en este caso se está considerando el transitorio que presenta el filtro en el instante en el que la aeronave pasa de volar con velocidad angular a volar con rumbo constante. Además, el papel que realiza el filtro es aún más interesante debido a que el receptor es lento reaccionando a este cambio de tipo de trayectoria, mientras que el filtro sí es capaz de volver a adaptarse a la trayectoria rápidamente. Estas circunstancias se aprecian claramente en la segunda gráfica de la figura 5.13, donde se ve que el error a la salida del filtro se dispara justo en el instante que se ha comentado, pero que tras poco tiempo vuelve a tender a cero, mientras que el error de las estimaciones proporcionadas por el receptor aumenta en el instante del cambio sin disminuir posteriormente.

	<b>Componente 15Hz</b>	<b>Componente 135Hz</b>	<b>Media Componentes</b>	<b>Kalman 15Hz</b>	<b>Kalman 135Hz</b>	<b>Kalman Final</b>
<b>Error Medio</b>	2.285e-1	1.558e-1	1.922e-1	6.557e-2	1.078e-1	1.184e-1
<b>Desviación Media Error</b>	4.135e-1	3.351e-1	2.51e-1	5.273e-2	3.723e-1	6.37e-2

**Tabla 5.14:** Resultados obtenidos mediante filtro no autónomo para trayectoria mixta.

Además, si se considera que el transitorio hasta que las medidas proporcionadas por el filtro vuelven a ser buenas es de aproximadamente 2s, se puede determinar que el conjunto del receptor con el filtro no autónomo tiene un comportamiento excelente, ya que ese tiempo de transitorio es muy pequeño en relación con el tiempo que puede durar una maniobra, y más aún, con el tiempo que puede durar un vuelo. Por tanto se concluye que esta configuración de receptor y filtro es capaz de proporcionar una estimación dentro de norma para simulaciones mixtas.

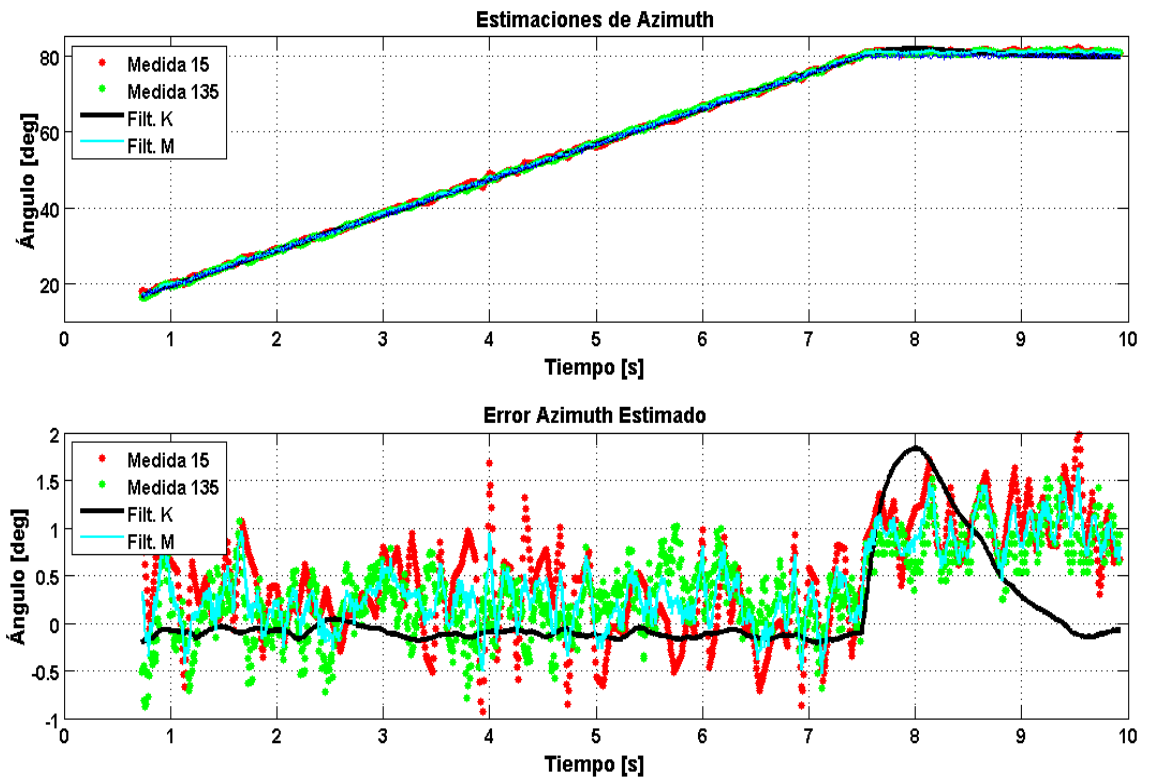


Figura 5.13: Comparación de estimaciones y errores para filtro no autónomo y trayectoria mixta.



# 6 CONCLUSIONES Y LÍNEAS DE TRABAJO FUTURO

---

## 6.1 Conclusiones

Tras el estudio e interpretación de la información sobre el sistema, se considera que se ha conseguido el objetivo de generar un documento base en el que vengan descritos los principios y las características fundamentales del TACAN de una manera didáctica y concisa.

El modelado del sistema, habiéndose logrado realizarlo, presenta la problemática de que debido a la complejidad de la señal TACAN y del receptor, cada prueba o simulación conlleva un elevadísimo coste computacional que se traduce en un gran tiempo de espera para obtener los resultados de dicha prueba. Esto limita en gran medida la variedad de simulaciones que se pueden realizar, reduciéndose a simulaciones de poco tiempo de vuelo y en condiciones ideales del canal.

El generador de la señal realizado para este modelo permite generar con éxito una señal que, tanto para los canales X como para los Y, integra todas las componentes de la señal real a excepción de la de identificación de la señal emisora, que no ha sido implementada por no resultar interesante para el trabajo. Sin embargo, la implementación de esta componente no supondría una especial complejidad ni un gran cambio sobre el generador diseñado.

El receptor ha resultado tener una precisión de aproximadamente  $0.5^\circ$  para trayectorias lineales a radial constante, aumentando su error hasta aproximadamente  $1^\circ$  cuando la trayectoria de la aeronave es a radial variable o con velocidad angular. Sin embargo, al no poderse realizar simulaciones de vuelos de duración más allá de unos pocos segundos, se considera que dicho comportamiento no suficientemente preciso del receptor puede no ser tal durante un vuelo real, debido a que no es habitual que una aeronave realice maniobras extremas en tan corto periodo de tiempo, y en caso de realizarlas la estimación del rumbo es meramente orientativa en esas circunstancias. Por lo que sin tener en cuenta fenómenos de ruido en la señal, el receptor diseñado permitiría realizar una navegación convencional con errores de la estimación ligeramente superiores a los establecidos en [1]. En cualquier caso, dada la complejidad del receptor TACAN, se considera logrado el objetivo de diseño de una arquitectura básica con prestaciones cercanas a los receptores actualmente operativos.

El filtro de Kalman autónomo generado se ha demostrado que es una buena solución para mejorar la precisión del receptor, tanto para trayectorias sencillas a radial constante, como para otras más complejas con la aeronave simulando tener velocidad angular. Lográndose que el error medio máximo del sistema durante la simulación para cualquier tipo de trayectoria sea inferior al máximo de  $0.3^\circ$  establecido por la norma, lo que supone una disminución del error de entre el 50% y el 70%. De igual manera ocurre con el filtro no autónomo que integra la medida del receptor TACAN con otro sistema externo de navegación, siendo un éxito su comportamiento y sus prestaciones para todo tipo de trayectorias incluso para trayectorias mixtas, y reduciendo el error del receptor entorno a un 75%, al conseguirse estimaciones cuyo error máximo es aproximadamente la mitad del máximo permitido. Por lo que se demuestra lo interesante que es que los diferentes sistemas de navegación aérea de una aeronave se integren entre ellos a partir de filtros como el de Kalman. Además se considera que, al igual que para el receptor, los resultados al aplicar el filtro de Kalman serían incluso mejores si se pudieran realizar simulaciones de mayor duración de tiempo.

Por tanto, a pesar del continuo proceso de pruebas de distintas soluciones (muchas de estas soluciones no lograban el objetivo esperado) para todos los componentes del sistema, y la limitación que supone el coste computacional, se concluye que se han logrado los objetivos del proyecto.

## 6.2 Líneas de Trabajo Futuras

Si bien en el estudio teórico del sistema se considera que no se podría avanzar más debido a que se ha profundizado todo lo posible con la información disponible, y que la interpretación de esa información ha sido la correcta, no ocurre lo mismo con el modelado del sistema, especialmente del receptor.

Una vía de mejora futura es la investigación y experimentación de nuevas arquitecturas para el receptor, con el objetivo de mejorar tanto su precisión como el coste computacional de las simulaciones. De manera que permita realizar simulaciones de mayor tiempo de duración, y simulaciones estadísticas del canal para poder probar fenómenos como el multitrayecto.

Otra línea de trabajo a considerar es trabajar sobre el filtro de Kalman, de forma que se varíe el modelo de ecuaciones de estado implementando un modelo dinámico que permita a dicho filtro ser más rápido ante variaciones en la trayectoria de la aeronave, y esto haga que proporcione mejores resultados en cuanto a la precisión de la estimación para cualquier tipo de trayectoria por extrema que ésta sea.

El trabajo futuro más importante es, una vez mejorado todo el modelo, implementar el receptor físicamente en un pequeño vehículo no tripulado y comenzar la etapa de ensayos en vuelo que provea de datos que sólo con las simulaciones es imposible considerar. Además, en esta etapa de ensayos aparecerán todos los problemas propios de un sistema en estado embrionario, cuando por primera vez se pasa de su diseño a su producción. Tras la identificación de dichos problemas, proceder al análisis y resolución de los mismos.

Finalmente, si se lograra implantar físicamente el receptor TACAN, lograr su integración en tiempo real con otros sistemas de navegación supondría la culminación del trabajo.



# GLOSARIO

---

TACAN: Tactical Air Navigation System	1
VOR: Very High Frequency Omnidirectional Range	1
RAF: Royal Air Force	4
DME: Distance Measuring Equipment	6
UHF: Ultra High Frequency	7
AM: Amplitud Modulada	8
FIR: Finite Impulse Response	25
IIR: Infinite Impulse Response	25
INS: Inertial Navigation System	42
GPS: Global Positioning System	42
BITE: Built-In Test Equipment	53
ARINC: Aeronautical Radio Incorporated	71



# BIBLIOGRAFÍA

---

- [1] Department of Defense, United States of America. «*MIL-STD-291C*». 1998.
- [2] ARINC. «*ARINC 711-10*». 2002.
- [3] Robert I. Colin, Sven H. Dodington. «*Principles of Tacan*». 1956.
- [4] Anthony M. Casabona. «*Antenna for the AN/URN-3 Tacan Beacon*». 1956.
- [5] Department of Defense, United States of America. «*Electronic Aids To Navigation: TACAN, AN/SRN-6*».
- [6] Peter C. Sandretto. «*Development of TACAN at Federal Telecommunication Laboratories*». 1956.
- [7] Sven H. Dodington. «*Desarrollos recientes en el sistema de navegación TACAN*». 1969.
- [8] Martin Masonson. «*Error Reduction in TACAN Bearing-Indication Facility*». 1956.
- [9] Joaquín Granado Romero. «*Apuntes de Sistemas Electrónicos de Comunicaciones*». 2014
- [10] Francisco Rogelio Palomo Pinto. «*Introducción a la Navegación Integrada*». 2007.
- [11] «[www.wikipedia.org](http://www.wikipedia.org)».
- [12] «[www.lasegundaguerra.com](http://www.lasegundaguerra.com)»
- [13] «[www.lincsaviation.co.uk](http://www.lincsaviation.co.uk)»
- [14] «[www.381st.org](http://www.381st.org)»
- [15] «[www.forums.x-plane.org](http://www.forums.x-plane.org)»
- [16] «[www.thebaynet.com](http://www.thebaynet.com)»
- [17] «[www.es.avia.pro](http://www.es.avia.pro)»



# ANEXO A

Canal [X]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]	Canal [X]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]	Canal [X]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]
1	1025	962	43	1067	1004	85	1109	1172
2	1026	963	44	1068	1005	86	1110	1173
3	1027	964	45	1069	1006	87	1111	1174
4	1028	965	46	1070	1007	88	1112	1175
5	1029	966	47	1071	1008	89	1113	1176
6	1030	967	48	1072	1009	90	1114	1177
7	1031	968	49	1073	1010	91	1115	1178
8	1032	969	50	1074	1011	92	1116	1179
9	1033	970	51	1075	1012	93	1117	1180
10	1034	971	52	1076	1013	94	1118	1181
11	1035	972	53	1077	1014	95	1119	1182
12	1036	973	54	1078	1015	96	1120	1183
13	1037	974	55	1079	1016	97	1121	1184
14	1038	975	56	1080	1017	98	1122	1185
15	1039	976	57	1081	1018	99	1123	1186
16	1040	977	58	1082	1019	100	1124	1187
17	1041	978	59	1083	1020	101	1125	1188
18	1042	979	60	1084	1021	102	1126	1189
19	1043	980	61	1085	1022	103	1127	1190
20	1044	981	62	1086	1023	104	1128	1191
21	1045	982	63	1087	1024	105	1129	1192
22	1046	983	64	1088	1151	106	1130	1193
23	1047	984	65	1089	1152	107	1131	1194
24	1048	985	66	1090	1153	108	1132	1195
25	1049	986	67	1091	1154	109	1133	1196
26	1050	987	68	1092	1155	110	1134	1197
27	1051	988	69	1093	1156	111	1135	1198
28	1052	989	70	1094	1157	112	1136	1199
29	1053	990	71	1095	1158	113	1137	1200
30	1054	991	72	1096	1159	114	1138	1201
31	1055	992	73	1097	1160	115	1139	1202
32	1056	993	74	1098	1161	116	1140	1203
33	1057	994	75	1099	1162	117	1141	1204
34	1058	995	76	1100	1163	118	1142	1205
35	1059	996	77	1101	1164	119	1143	1206
36	1060	997	78	1102	1165	120	1144	1207
37	1061	998	79	1103	1166	121	1145	1208
38	1062	999	80	1104	1167	122	1146	1209
39	1063	1000	81	1105	1168	123	1147	1210
40	1064	1001	82	1106	1169	124	1148	1211
41	1065	1002	83	1107	1170	125	1149	1212
42	1066	1003	84	1108	1171	126	1150	1213

Tabla A.1: Frecuencias de interrogación y réplica de los canales X.

Canal [Y]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]	Canal [Y]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]	Canal [Y]	Frecuencia Interrogación Equipo Embarcado [MHz]	Frecuencia Réplica Estación [MHz]
1	1025	1088	43	1067	1130	85	1109	1046
2	1026	1089	44	1068	1131	86	1110	1047
3	1027	1090	45	1069	1132	87	1111	1048
4	1028	1091	46	1070	1133	88	1112	1049
5	1029	1092	47	1071	1134	89	1113	1050
6	1030	1093	48	1072	1135	90	1114	1051
7	1031	1094	49	1073	1136	91	1115	1052
8	1032	1095	50	1074	1137	92	1116	1053
9	1033	1096	51	1075	1138	93	1117	1054
10	1034	1097	52	1076	1139	94	1118	1055
11	1035	1098	53	1077	1140	95	1119	1056
12	1036	1099	54	1078	1141	96	1120	1057
13	1037	1100	55	1079	1142	97	1121	1058
14	1038	1101	56	1080	1143	98	1122	1059
15	1039	1102	57	1081	1144	99	1123	1060
16	1040	1103	58	1082	1145	100	1124	1061
17	1041	1104	59	1083	1146	101	1125	1062
18	1042	1105	60	1084	1147	102	1126	1063
19	1043	1106	61	1085	1148	103	1127	1064
20	1044	1107	62	1086	1149	104	1128	1065
21	1045	1108	63	1087	1150	105	1129	1066
22	1046	1109	64	1088	1025	106	1130	1067
23	1047	1110	65	1089	1026	107	1131	1068
24	1048	1111	66	1090	1027	108	1132	1069
25	1049	1112	67	1091	1028	109	1133	1070
26	1050	1113	68	1092	1029	110	1134	1071
27	1051	1114	69	1093	1030	111	1135	1072
28	1052	1115	70	1094	1031	112	1136	1073
29	1053	1116	71	1095	1032	113	1137	1074
30	1054	1117	72	1096	1033	114	1138	1075
31	1055	1118	73	1097	1034	115	1139	1076
32	1056	1119	74	1098	1035	116	1140	1077
33	1057	1120	75	1099	1036	117	1141	1078
34	1058	1121	76	1100	1037	118	1142	1079
35	1059	1122	77	1101	1038	119	1143	1080
36	1060	1123	78	1102	1039	120	1144	1081
37	1061	1124	79	1103	1040	121	1145	1082
38	1062	1125	80	1104	1041	122	1146	1083
39	1063	1126	81	1105	1042	123	1147	1084
40	1064	1127	82	1106	1043	124	1148	1085
41	1065	1128	83	1107	1044	125	1149	1086
42	1066	1129	84	1108	1045	126	1150	1087

Tabla A.2: Frecuencias de interrogación y réplica de los canales Y.

## Código Configurador de Simulación

```
%%CONFIGURADOR DE SIMULACION%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

clear
ResFile = '';

fprintf(1, '\n ## Tacan Digital Rx v4 ## \n');
fprintf(1, 'File: %s \n', ResFile);

% Generacion de trayectoria
Path.Ts = 1/180;
Path.Tend = 10;
Path.Fs=5011200;
Path.v0=100;
Path.p0=[1.5e5 0 1e3];

%Si es trayectorial lineal descomentar siguientes filas
% NAV_RAD = 45*(pi/180);
% Path.p0 = [sqrt(2)*10e3*[cos(NAV_RAD) sin(NAV_RAD)] 10e3]; % posicion
inicial
% Path.v0 = 0.8e3*sqrt(2)*[1*cos(NAV_RAD) 1*sin(NAV_RAD) 0]; %
velocidad inicial
%Path = path_generator(Path);

%Si es trayectoria angular descomentar siguientes filas
% Path.theta_ini=10*pi/180;
% Path.theta_des=80*pi/180;
% Path = path_generator_1(Path);

Config.Fs = 5011200;

% Configuracion receptor
Config.Rx.DdE.Toff = 30e3;
Config.Rx.DdE.Ton = 1;
Config.Rx.R2 = 10;
Config.Rx.R1 = 2;
Config.Rx.Comb30.K = round(Config.Fs/Config.Rx.R2/30);
Config.Rx.Comb30.Alpha = -1;
Config.Rx.Comb405.K = round(Config.Fs/Config.Rx.R2/(405));
Config.Rx.Comb405.Alpha = -1;
Config.Rx.Comb405.Bypassed = 0;
Config.Rx.Comb15.K = round(Config.Fs/Config.Rx.R2/54);
Config.Rx.Comb15.Alpha = 1;
Config.Rx.Comb135.K = round(Config.Fs/Config.Rx.R2/270);
Config.Rx.Comb135.Alpha = -0.9;
Config.Rx.H1.Num = fir1(16, 1/Config.Rx.R1);
Config.Rx.H2.Num = fir1(32, 1e-2);
Config.Rx.IF = 0.25*Config.Fs;
Config.Rx.DebugMode = 0;
Config.Rx.Fs = Config.Fs;

% Transmisor TACAN
Config.Tx.Fs = Config.Fs;
```

```

Config.Tx.IF = Config.Rx.IF;
Config.Tx.ChannelType = 'X';
[s_tx] = Tacan_Tx(Config.Tx, Path);

RxDelay = TacanDRx_v4(s_tx, Config.Rx);
save(ResFile, '-v7.3');

```

### **Código Generador Trayectoria Lineal**

```

%%GENERADOR DE TRAYECTORIAS LINEALES%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function [Out] = path_generator(input)
% Inputs:
%   p0: punto inicial
%   v0: velocidad inicial
%   Ts: tiempo de muestreo
%   Tend: duracion del vuelo
% Outputs:
%   Radio
%   Azimut
%   Elevacion
%   Altitud
% -----
p0 = input.p0;
v0 = input.v0;
Ts = input.Ts;
Duration = input.Tend;

Np = round(Duration/Ts);
p = [p0; zeros(Np-1,3)];
v = [v0(1)*ones(Np,1) v0(2)*ones(Np,1) v0(3)*ones(Np,1)];
theta = zeros(1,Np);

for index=2:Np
    p(index,:) = p(index-1,:) + v(index-1, :)*Ts;
end

[Azimut, Elevation, R] = cart2sph(p(:,1), p(:,2), p(:,3));
Azimut(find(Azimut<0)) = Azimut(find(Azimut<0)) + 2*pi;

Out.Azimut = Azimut;
Out.Elevation = Elevation;
Out.Radius = sqrt(p(:,1).^2 + p(:,2).^2);
Out.z = p(:,3);
return

```

### **Código Generador Trayectoria Angular**

```

%%GENERADOR DE TRAYECTORIAS ANGULARES%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function [Out] = path_generator_1(input)
% Inputs:
%   p0: punto inicial
%   v0: modulo de la velocidad

```

```

% theta_ini: radial inicial
% theta_des: radial final
% Ts: tiempo de muestreo
% Tend: duracion del vuelo.
% Outputs:
% R: radio
% Azimut:
% Elevacion
% Altitud
% -----
theta_ini = input.theta_ini;
theta_des = input.theta_des;
p0 = input.p0;
v0 = input.v0;
Fs = input.Fs;
Ts = 1/Fs;
Duration = input.Tend;
Np = round(Duration/Ts);

a=Np*3/4;
b=Np/4;
theta (1:a) = linspace(theta_ini,theta_des,a);
theta (a+1:Np) = theta_des*ones(1,b);
theta =theta';

p = [p0; zeros(Np-1,3)];
v = zeros(Np,3);
phi = abs(theta_ini-theta_des)/3;

if theta_ini < theta_des
xi = theta_ini-pi/6;
k = find(abs(theta) <= abs((theta_ini-theta_des)/3+theta_des),1,'last');
elseif theta_ini > theta_des
xi = theta_ini+pi/6;
k = find(abs(theta) <= abs((theta_ini-theta_des)/3+theta_des),1,'first')-
1;
else
xi = theta_ini;
k = length(theta);
end

for index=2:k
v(index-1,1) = -v0*cos(xi);
v(index-1,2) = -v0*sin(xi);
v(index-1,3) = 0;

p(index,:) = p(index-1,:)+v(index-1,:)*Ts;
end

ri = sqrt(p(k,1)^2+p(k,2)^2);
rf = ri-v0*sqrt(2)*Ts*(Np/2-k+1);
ti = theta(k);
tf = theta_des;
A = (rf*ti-ri*tf)/(ti-tf);
B = (ri-rf)/(ti-tf);

for index=k+1:Np

if abs(theta(index) - theta_des) <= phi &&...
theta(index) ~= theta_des
p(index,1)=(A+B*theta(index))*cos(theta(index));

```









```

    fprintf(1,'Warning -- R not integer\n');
    R = round(R);
end

Phi    = zeros(Nend,1);
Rad    = zeros(Nend,1);

for k=1:length(Path.Azimut)-1
    Phi((k-1)*R+1:k*R) = linspace(Path.Azimut(k),Path.Azimut(k+1),R);
    Rad((k-1)*R+1:k*R) = linspace(Path.Radius(k),Path.Radius(k+1),R);
end

Tone_fine = 1*sin(2*pi*135*Ts*[0:Nend-1]+Phi)';
Tone_main = 1*sin(2*pi*15*Ts*[0:Nend-1]+Phi)';
IF_carrier = sin(2*pi*Config.IF*Ts*[0:Nend-1])';

s_Tacan_BB = (1+(0.21*Tone_fine + 0.21*Tone_main)).*(s_tacan_pulses);
s_Tacan_IF = s_Tacan_BB.*IF_carrier;

Out.IFSignal = s_Tacan_IF;
Out.Fs       = Fs;
Out.IntRate  = R;
Out.PhiIntp  = Phi;
Out.RadIntp  = Rad;
Out.RefPulses.Main = mainPulses;
Out.RefPulses.Aux  = auxPulses;

end

```

## **Código Receptor TACAN**

```

%%RECEPTOR TACAN%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function [Out] = TacanDRx_v3(InputSignal,Config)

INIT_PROC = 40e3;
DISPLAY_MSG = 1;
Fs         = InputSignal.Fs;
Fs1        = Fs/Config.R1;
Fs2        = Fs/Config.R2;
SIMLENGTH  = length(InputSignal.IFSignal);

N_15_R1    = round(Fs/Config.R1/15);
N_135_R1   = round(Fs/Config.R1/135);

N_15_R2    = round(Fs/Config.R2/15);
N_135_R2   = round(Fs/Config.R2/135);

% Patrones de pulsos con los que correlar
REF_15_Pulses = InputSignal.RefPulses.Main(Config.R1/2:Config.R1:end);
REF_15_Cos    = cos(2*pi*15/Fs2*[0:N_15_R2-1]);
REF_135_Pulses = (InputSignal.RefPulses.Aux(Config.R1/2:Config.R1:end));
REF_135_Cos   = cos(2*pi*135/Fs2*[0:N_135_R2-1]);

s_2        = zeros(SIMLENGTH,1);
s_2f       = zeros(SIMLENGTH,1);
s_a        = zeros(SIMLENGTH,1)+0*i;

```

```

s_b      = zeros(SIMLENGTH,1)+0*i;

s_c      = (zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R1),1));
s_d_main = (zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R1),1));
s_d_aux  = (zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R1),1));

s_3      = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_4      = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_4f     = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_5      = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_5_15   = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_5_135  = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_6_main = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);
s_6_aux  = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2),1);

% estructuras de calculo de maximos por periodo
MaxPulses135.Max = 0;
MaxPulses135.Index = 0;
MaxPulses15.Max = 0;
MaxPulses15.Index = 0;
MaxRef135.Max = 0;
MaxRef135.Index = 0;
MaxRef15.Max = 0;
MaxRef15.Index = 0;

DelayAuxVal = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2/N_135_R2),1);
DelayAuxInd = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2/N_135_R2),1);
DelayMainVal = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2/N_15_R2),1);
DelayMainInd = zeros(ceil(SIMLENGTH/Config.R2/N_15_R2),1);

% indices. cada uno a una Fs diferente
n = 1;
k = floor(INIT_PROC/Config.R1);
m = floor(INIT_PROC/Config.R1/Config.R2);
p_15 = 1;
p_135 = 1;
p_135i = 1;

Max15Index_R2 = 1;
Max15Index_R2_fl = 1;
Max135Index_R2 = 1;
Max135Index_R2_fl = 1;

Sam_135 = 0;
Sam_15 = 0;

C = 1;

for n= INIT_PROC: SIMLENGTH
    % Dectector de envolvente
    if(InputSignal.IFSignal(n)<s_2(n-1))
        s_2(n)=(Config.DdE.Toff/(Config.DdE.Toff+1))*s_2(n-1);
    else

s_2(n)=inv(1+Config.DdE.Ton)*InputSignal.IFSignal(n)+(Config.DdE.Ton/(Config.
DdE.Ton+1))*s_2(n-1);
    end

    s_2f(n) = Config.H2.Num*s_2(n:-1:n-length(Config.H2.Num)+1); %Filtro LPF
    % Pulses PATH

```

```

s_a(n) = InputSignal.IFSignal(n).*2*exp(i*2*pi*Config.IF/Fs*n); %I-Q
s_b(n) = Config.H1.Num*s_a(n:-1:n-length(Config.H1.Num)+1); %Filtro LPF

if(~mod(n,Config.R1))
    % Pulses PATH
    s_c(k) = abs(s_b(n));

    % Correlador
    s_d_main(k)= sum(s_c(k:-1:k-length(REF_15_Pulses)+1).*REF_15_Pulses');
    s_d_aux(k)= sum(s_c(k:-1:k-length(REF_135_Pulses)+1).*REF_135_Pulses');

    if(~mod(k,N_15_R1))
        DelayMainVal(p_15) = MaxPulses15.Index*Config.R1/Config.R2-
MaxRef15.Index;
        DelayMainInd(p_15) = n;
        MaxPulses15.Max = 0;
        MaxPulses15.Index = 0;
        MaxRef15.Max = 0;
        MaxRef15.Index = 0;
        if(DISPLAY_MSG)
            fprintf(1,'m=%d,p_15=%d,\t DelayMain=%2.2f AngMain=%2.2f\n',...
                m,p_15,DelayMainVal(p_15),DelayMainVal(p_15)*360*15/Fs2) ;
        end
        p_15 = p_15+1;
    end
    if(~mod(k,N_135_R1) )
        if(mod(p_135,9))
            DelayAuxVal(p_135i) = MaxPulses135.Index*Config.R1/Config.R2-
MaxRef135.Index;
            DelayAuxInd(p_135i) = n;

            if(DISPLAY_MSG)
                fprintf(1,'m=%d p_15=%d p_135=%d p_135i=%d\t DelayAux=%2.2f
AngAux=%2.2f\n',...
                    m,p_15,p_135,p_135i,DelayAuxVal(p_135i),DelayAuxVal(p_135i)*360*135/Fs2) ;
            end
            p_135i = p_135i+1;
        end
        p_135 = p_135+1;
        MaxPulses135.Max = 0;
        MaxPulses135.Index = 0;
        MaxRef135.Max = 0;
        MaxRef135.Index = 0;
    end

    if(s_d_main(k)>MaxPulses15.Max)
        MaxPulses15.Max = s_d_main(k);
        MaxPulses15.Index = k;
    end

    if(s_d_aux(k)>MaxPulses135.Max)
        MaxPulses135.Max = s_d_aux(k);
        MaxPulses135.Index = k;
    end
    k = k+1;
end

% FS/R2 -> bucle lento
if(~mod(n,Config.R2))
    s_3(m) = s_2f(n);

```

```

    if(m>Config.Comb30.K>0)
        s_4(m) = s_3(m)+Config.Comb30.Alpha*s_3(m-Config.Comb30.K); % Filtro
COMB
    else
        s_4(m) = 0;
    end
    s_4f(m) = s_4f(m-1)+s_4(m);
    if(~Config.Comb405.Bypassed)
        if(m>Config.Comb405.K>0)
            s_5(m) = s_4f(m)+Config.Comb405.Alpha*s_4f(m-Config.Comb405.K); %
Filtro COMB
        else
            s_5(m) = 0;
        end
    else
        s_5(m) = s_4f(m);
    end

    if(m>Config.Comb15.K)
        s_5_15(m) = s_5(m)+Config.Comb15.Alpha*s_5(m-Config.Comb15.K); %
Filtro COMB-FIR
    end
    if(m>Config.Comb135.K)
        s_5_135(m) = s_5(m)+Config.Comb135.Alpha*s_5_135(m-Config.Comb135.K); %
Filtro COMB-IIR
    end

    %Correlador
    if(m>N_15_R2)
        s_6_main(m) = REF_15_Cos*s_5_15(m:-1:m-N_15_R2+1)/N_15_R2;
    else
        s_6_main(m) = 0;
    end

    if(m>N_135_R2)
        s_6_aux(m) = REF_135_Cos*s_5_135(m:-1:m-N_135_R2+1)/N_135_R2 ;
    else
        s_6_aux(m)=0;
    end

    if(s_6_main(m)>=MaxRef15.Max)
        MaxRef15.Max = s_6_main(m);
        MaxRef15.Index = m;
    end

    if(s_6_aux(m)>=MaxRef135.Max)
        MaxRef135.Max = s_6_aux(m);
        MaxRef135.Index = m;
    end

    m = m+1;
    C=1; %Control Debug
end

if(Config.DebugMode && ~mod(m,N_135_R2*40) &&C)

    figure(1), clf;
    subplot 311
    plot(InputSignal.IFSignal(1:n),'k'), hold on

```

```

plot(s_2(1:n), 'r'), legend('IF', 'DdE'), grid

subplot 312
plot(s_3(1:m-1), 'g'), hold on
plot(s_4(1:m-1), 'r'), plot(s_5(1:m-1), 'k'),
legend('s_3', 's_4', 's_5') , grid

subplot 313
plot(s_5_15(1:m-1), 'b'), hold on
plot(s_5_135(1:m-1), 'c'),
plot(s_6_main(1:m-1), 'ks-'),
plot(s_6_aux(1:m-1), 'k--'),
legend('Main ', 'Aux ', 'CorrMain', 'CorrAux') , grid

figure(2), clf;
subplot 311
plot(real(s_a(1:n)), 'k'), hold on
plot(imag(s_a(1:n)), 'r'), legend('InPhase', 'Quadrature'), grid

subplot 312
plot(s_c(1:k-1), 'r'), legend('Pulses'), grid

subplot 313
plot(s_d_main(1:k-1), 'b'), hold on
plot(s_d_aux(1:k-1), 'r'), legend('Main corr', 'Aux corr'), grid

figure(3)
subplot 211
plot(DelayMainVal(1:p_15-1)*360*15/Fs2, 'r'), legend('Phase 15')
subplot 212
plot(DelayAuxVal(1:p_135-1)*350*135/Fs2, 'k'), legend('Phase 135')

keyboard
C=0;
end

end

Out.DelayMain.Val = DelayMainVal(1:p_15-1);
Out.DelayMain.Ind = DelayMainInd(1:p_15-1);

Out.DelayAux.Val = DelayAuxVal(1:p_135i-2);
Out.DelayAux.Ind = DelayAuxInd(1:p_135i-2);

```

### **Código Visualizador de Resultados**

```

%%VISUALIZADOR RESULTADOS%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

clear
ResFile = '';
fprintf(1, 'File:%s\n', ResFile);

load(ResFile);

Config.Cal.Main    = 125.43361;
Config.Cal.Aux     = -39.9797;

```

```

Config.InputOutDelay = 0;
PROC_TIME_15 = 0;
PROC_TIME_135 = 0;

EstSamp15 = [RxDelay.DelayMain.Ind RxDelay.DelayMain.Val];
EstSamp135 = [RxDelay.DelayAux.Ind RxDelay.DelayAux.Val];

N15 = Config.Fs/Config.Rx.R2/15;
N135 = Config.Fs/Config.Rx.R2/135;

EstPhase15raw = [EstSamp15(:,1) rem(EstSamp15(:,2)+
N15,N15)*360/N15+Config.Cal.Main];
EstPhase135raw = [EstSamp135(:,1)
rem(EstSamp135(:,2)+N135,N135)*360/N135+Config.Cal.Aux];

DeltaT15 = round(100e-3*Config.Fs);
K=1;
n=1;
for k=1:length(EstPhase15raw(:,1))
    if(EstPhase15raw(k,1)-EstPhase15raw(K,1)>=DeltaT15)
        EstPhase15(n,1) = EstPhase15raw(k,1);
        EstPhase15(n,2) = mean(EstPhase15raw(K:k,2));
        n=n+1;
        K=k+1;
    end
end

DeltaT135 = round(100e-3*Config.Fs);
K=1;
n=1;
for k=1:length(EstPhase135raw(:,1))
    if(EstPhase135raw(k,1)-EstPhase135raw(K,1)>=DeltaT135)
        EstPhase135(n,1) = EstPhase135raw(k,1);
        EstPhase135(n,2) = mean(EstPhase135raw(K:k,2));
        n=n+1;
        K=k+1;
    end
end

EstPhase15(:,2) = rem(EstPhase15(:,2)+360,360);
EstPhase135(:,2) = rem(EstPhase135(:,2)+360,360);

RefPhase = s_tx.PhiIntp*180/pi;
Error_15 = RefPhase(EstPhase15(:,1)-PROC_TIME_15) - EstPhase15(:,2);
Error_135 = RefPhase(EstPhase135(:,1)-PROC_TIME_135) - EstPhase135(:,2);

Error_15t = rem(Error_15(4:end-1),360);
Error_135t = rem(Error_135(10:end-1),360);

Error_15t(find(Error_15t<-180)) = Error_15t(find(Error_15t<-180))+360;
Error_15t(find(Error_15t>180)) = Error_15t(find(Error_15t>180))-360;

Error_135t(find(Error_135t<-180)) = Error_135t(find(Error_135t<-180))+360;
Error_135t(find(Error_135t>180)) = Error_135t(find(Error_135t>180))-360;

figure(2), clf

```



```

subplot 211
plot(EstPhase15(:,1)/Config.Fs, RefPhase(EstPhase15(:,1)), 'k'), hold on,
plot(EstPhase15(:,1)/Config.Fs, EstPhase15(:,2), 'r');
xlabel('tiempo [s]')
ylabel('Angulo [deg]');
legend('Referencia', 'Estimacion (15)')

subplot 212
plot(EstPhase135(:,1)/Config.Fs, rem(RefPhase(EstPhase135(:,1)),360), 'k'),
hold on,
plot(EstPhase135(:,1)/Config.Fs, rem(EstPhase135(:,2),360), 'r');
xlabel('tiempo [s]')
ylabel('Angulo [deg]');
legend('Referencia', 'Estimacion (135)')

figure(3), clf
subplot 211
plot(EstPhase15(:,1)/Config.Fs, Error_15, 'k'), hold on,
plot(EstPhase135(:,1)/Config.Fs, Error_135, 'r'), hold on,
xlabel('tiempo [s]')
ylabel('Error [deg]');
legend('15 Hz', '135 Hz')

subplot 212
hist(Error_15t,100), hold on
hist(Error_135t,100);

figure(4),clf

polar((pi/2-Path.Azimut),Path.Radius, 'k')
hold on, % Puntos de inicio y fin
polar((-Path.Azimut(1)+pi/2),Path.Radius(1), 'ks');
polar((-Path.Azimut(end)+pi/2),Path.Radius(end), 'kx');

polar( (90-
EstPhase15(5:end,2))*pi/180,s_tx.RadIntp(EstPhase15(5:end,1)), 'g+');
polar( (90-
EstPhase135(15:end,2))*pi/180,s_tx.RadIntp(EstPhase135(15:end,1)), 'r+');

set(findall(gca, 'type', 'text'), 'string', ' '); hold off
title('Path diagram');

fprintf(1, 'ERROR-15 (tran excluded): max=%.2d, min=%.2d, mean=%.2d
VAR=%.2d\n', ...
        max(Error_15t), min(Error_15t), mean(Error_15t),
var(Error_15t));

fprintf(1, 'ERROR-135 (tran excluded): max=%.2d, min=%.2d, mean=%.2d
VAR=%.2d\n', ...
        max(Error_135t), min(Error_135t), mean(Error_135t),
var(Error_135t));

save(' ', '-v7.3')

```

## Código Filtro Kalman Autónomo

```
%%FUNCIÓN KALMAN AUTÓNOMO%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%
clear

load('');

Fs = Config.Fs;

[Theta15,Theta135,t,t15,t135,y15,y135]=interp(EstPhase15raw,
EstPhase135raw,Fs);
[SIMTAM,s]=size(Theta15);
ThetaM = (Theta15+Theta135)/2;

%Generar señal de referencia
REF = ;

ThetaK = zeros(2,SIMTAM);
P_1 = 1e3*eye(2);
P = P_1;

for m=12:SIMTAM
    [ThetaK(:,m+1) P_1] = kalman_filter([Theta15(m) Theta135(m)]',
ThetaK(:,m),P,[1e3 1]'); %Q=1e-5
    P = P_1;
end;

[Theta_diezmado]=diezmado(ThetaK);
[SIMTAM_diez, u] = size(Theta_diezmado);
REF_diez = 45*ones(SIMTAM_diez,1);%para cte
INT = [100:SIMTAM-100];%para cte
INT_diez = [3:SIMTAM_diez-1];%para cte

e15 = Theta15(INT)-REF(INT);
e135 = Theta135(INT)-REF(INT);
eK = ThetaK(1,INT) '-REF(INT);
eM = ThetaM(INT)-REF(INT);
ediez = Theta_diezmado(INT_diez)-REF_diez(INT_diez);

figure(2)
clf
subplot(211)
plot(t(INT)',Theta15(INT),'r. '), hold on
plot(t(INT)',Theta135(INT),'g. '),
plot(t(INT)',ThetaK(1,(INT)),'k'),
plot(t(INT)',ThetaM(INT),'c--'),

legend('Medida 15', 'Medida 135', 'Filt. K', 'Filt. M'); grid
subplot(212)
plot(t(INT)',e15,'r. '), hold on
plot(t(INT)',e135,'g. ')
plot(t(INT)',eK,'k')
```

```

plot(t(INT)',eM,'c--')
legend('Medida 15','Medida 135','Filt. K','Filt. M'); grid

figure(1)
subplot(131), hist(e15,25)
subplot(132), hist(e135,25)
subplot(133), hist(eK,25)

% sacamos por pantalla la dev del error
fprintf(1,'\nStd15\t=%d\nStd135\t=%d\nStdK\t=%d\nStdM\t=%d\nStdD\t=%d\n',...
        std(e15),std(e135),std(eK),std(eM),std(ediez))
% sacamos por pantalla la media del error
fprintf(1,'\nMean15\t=%d\nMean135\t=%d\nMeanK\t=%d\nMeanM\t=%d\nMeanD\t=%d\n'
        ,...
        mean(e15),mean(e135),mean(eK),mean(eM),mean(ediez))

```

### **Código Filtro Kalman No Autónomo**

```

%%FUNCIÓN KALMAN NO AUTÓNOMO%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

clear

load('');

Fs = Config.Fs;

[Theta15,Theta135,t,t15,t135,y15,y135]=interp(EstPhase15raw,
EstPhase135raw,Fs);
ThetaM = (Theta15+Theta135)/2;

RefPhaseg = s_tx.PhiIntp*180/pi;
[a,b] = max(RefPhaseg);
[SIMTAM,q] = size(Theta15);

%Generar la señal de referencia para cada caso
REF = ;
VOR = REF+0.4*randn(SIMTAM,1);

ThetaK_15 = zeros(2,SIMTAM);
ThetaK_135 = zeros(2,SIMTAM);
ThetaK = zeros(2,SIMTAM-10);
P_1 = 1e3*eye(2);
P = P_1;

for m=10:SIMTAM
    [ThetaK_15(:,m+1) P_1] = kalman_filter([Theta15(m) VOR(m)]',
ThetaK_15(:,m),P,[1e3 1]');
    P = P_1;
end;

for m=10:SIMTAM
    [ThetaK_135(:,m+1) P_1] = kalman_filter([Theta135(m) VOR(m)]',
ThetaK_135(:,m),P,[1e3 1]');
    P = P_1;
end;

```

```

for m=1:SIMTAM-10
    [ThetaK(:,m+1) P_1] = kalman_filter([ThetaK_15(1,m) ThetaK_135(1,m)]',
ThetaK(:,m), P, [50 1]');
    P = P_1;
end;

INT = [150:SIMTAM-11];

e15 = Theta15(INT)-REF(INT);
e135 = Theta135(INT)-REF(INT);
eK_15 = ThetaK_15(1,INT)'-REF(INT);
eK_135 = ThetaK_135(1,INT)'-REF(INT);
eK = ThetaK(1,INT)'-REF(INT);
eM = ThetaM(INT)-REF(INT);

figure(2)
clf
subplot(211)
    plot(t(INT)',Theta15(INT),'r. '), hold on
    plot(t(INT)',Theta135(INT),'g. '),
    plot(t(INT)',ThetaK(1,(INT)),'k'),
    plot(t(INT)',ThetaM(INT),'c--'),
    plot(t(INT)',VOR(INT),'b')

    legend('Medida 15', 'Medida 135', 'Filt. K', 'Filt. M'); grid
subplot(212)
    plot(t(INT)',e15,'r. '), hold on
    plot(t(INT)',e135,'g. ')
    plot(t(INT)',eK,'k')
    plot(t(INT)',eM,'c--')
    legend('Medida 15', 'Medida 135', 'Filt. K', 'Filt. M'); grid

figure(1)
subplot(151), hist(e15,25)
subplot(152), hist(e135,25)
subplot(153), hist(eK,25)
subplot(154), hist(eK_15,25)
subplot(155), hist(eK_135,25)

% sacamos por pantalla la dev
fprintf(1, '\nStd15\t=%d\nStd135\t=%d\nStdK\t=%d\nStdM\t=%d\nStd15k\t=%d\nStd1
35k\t=%d\n', ...
    std(e15), std(e135), std(eK), std(eM), std(eK_15), std(eK_135))
% sacamos por pantalla la media del error
fprintf(1, '\nMean15\t=%d\nMean135\t=%d\nMeanK\t=%d\nMeanM\t=%d\nMean15k\t=%d\
nMean135k\t=%d\n', ...
    mean(e15), mean(e135), mean(eK), mean(eM), mean(eK_15), mean(eK_135))

```

### **Código Función Filtro de Kalman**

```

%%FILTRO DE KALMAN%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function[x_k, P_k] = kalman_filter(z_k,x_k_1,P_k_1,N)
% z_k: medidas
% x_k_1: estado anterior
% P_k_1: matriz de correclacion anterior
% N: varianza del ruido de la medida
% x_k: estado estimado
% P_k: correlacion

```

```

H = [1 0;1 0];
A = [1 1;0 1];
I = eye(2);
R = [N(1) 0; 0 N(2)];
Q=eye(2)*1e-7;

% ecuaciones de Kalman
y_k = A*x_k_1;
e_k = z_k-H*y_k;
p = Q+A*P_k_1*A';
K = p*H'*inv(H*p*H'+R);
x_k = y_k+K*e_k;
P_k = (p-K*H*p);

return

```

### **Código Función Interpolación**

```

%%FUNCIÓN INTERPOLADORA PARA KALMAN%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function[Theta15,Theta135,t,t15,t135,y15,y135]=interp(EstPhase15raw,
EstPhase135raw, Fs)
y15=rem(EstPhase15raw(:,2),360);
t15=EstPhase15raw(:,1)./Fs;
t=0:1/135:t15(end);
Theta15=interp1(t15,y15,t)';

y135=rem(EstPhase135raw(:,2),360);
t135=EstPhase135raw(:,1)./Fs;
Theta135=interp1(t135,y135,t)';

end

```

### **Código Función para Diezmado**

```

%%FUNCIÓN DIEZMADO PARA KALMAN%%
%%TFG: Estudio, Modelo y Simulación Sistema TACAN%%
%%Joaquín Romero Granado; Javier Roldán Malpartida%%

function[Theta_diezmado]=diezmado(ThetaK)
ThetaK = ThetaK';
[n,b]=size(ThetaK);
Theta_diezmado = zeros(floor(n/67),1);
[b,c]=size(Theta_diezmado);
m=1;
k=1;
while k<=b*67,
for l=0:66,
Theta_diezmado(m)=Theta_diezmado(m)+ThetaK(k+l);
end
Theta_diezmado(m)=Theta_diezmado(m)/67;
k=k+67;
m=m+1;
end
end

```