



Universidad
de los Andes

INSA de Toulouse
N^o. d'ordre 866

École Doctorale Systèmes

Modelado, control y navegación para el vuelo autónomo de dirigibles

TESIS

presentada y sustentada publicamente el 30 de Enero 2007

para la obtención del

**Doctorado de la Universidad de los Andes y
l'Institut National des Sciences Appliquées de Toulouse**
(especialidad sistemas automáticos)

por

Leonardo Enrique Solaque Guzmán

Composición del jurado

<i>Revisores :</i>	Anibal Ollero José Raul Azinheira	Profesor de la Universidad de Sevilla-España Profesor del I.S.T. de Lisboa-Portugal
<i>Examinadores :</i>	Simon Lacroix Mauricio Duque Escobar	Director de investigación, LAAS-CNRS Profesor asociado Universidad de los Andes
<i>Directores de Tesis :</i>	Alain Gauthier Michel Devy	Profesor titular Universidad de los Andes Director de investigación, LAAS-CNRS

Laboratoire d'Analyse et d'Architecture des Systèmes



Agradecimientos

Este manuscrito presenta el conjunto de trabajos de investigación que efectué en el curso de estos cuatro años de mi tesis, realizados en el marco de una convención de **co-tutela** entre la Universidad de los Andes de Bogotá-Colombia y el “Institut National des Sciences Appliquées” (**INSA**) de Toulouse- Francia. Dos años en el Grupo de Investigación en Automatización de la Producción (**GIAP**) de la Universidad de los Andes y dos años en el grupo de Robótica e Inteligencia Artificial (**RIA**) del “Laboratoire d’Analyse et d’Architecture des Systèmes” (**LAAS**) del “Centre National de la Recherche Scientifique” de Francia (**CNRS**) en Toulouse. Agradezco el apoyo de la Universidad de los Andes, sus directivas, rectoría, Dr. Carlos Angulo Galvis, decanatura, Dr Alain Gauthier, centro de investigación **CIFI** y el equipo de investigación **GIAP**, así como, al grupo **RIA**, su personal de investigación, directores del grupo, Raja Chatila y Rachid Alami y al laboratorio **LAAS** con sus directores, Malik Ghallab y Raja Chatila, por su acogida, credibilidad y apoyo durante los tiempos de estadía en cada una de estas instituciones.

De manera muy específica agradezco a mis directores de tesis, el Doctor Alain Gauthier de la Universidad de los Andes y los Doctores Michel Devy y Simon Lacroix del grupo **RIA-CNRS**, por su apoyo, dirección y consejos adecuados para las directrices de esta tesis.

De igual forma, agradezco al Instituto Colombiano para el Desarrollo de la Ciencia y la Tecnología “Francisco José de Caldas” (**COLCIENCIAS**), mediante el **Apoyo a la comunidad científica Nacional**, a través de los programas de **Doctorados Nacionales y Bomplan**, por la ayuda fundamental en mis estudios, sostenimiento, pasantías en el exterior e infraestructura necesaria para el buen desarrollo de los objetivos de mi tesis.

Los aportes, consejos y lineamientos en los diferentes tópicos abordados durante el desarrollo de la tesis, fueron de vital importancia para la consecución de los fines, así, agradezco la colaboración de los Investigadores Michel Courdesses, Patrick Danes, Philippe Souères, Florent Lamiroux, Marc Renaud y Jean Paul Laumond.

Dirijo mis agradecimientos a los revisores de mis trabajos, los Doctores José Raul Azinheira y Aníbal Ollero, por su aceptación, valiosas observaciones y consejos en la presentación de mis resultados de la tesis.

De manera muy específica quiero agradecer la aceptación de formar parte como jurado de mi tesis al Doctor Mauricio Duque, que aun conociendo las condiciones difíciles de desplazamiento que se tenían, tuvo la predisposición siempre para dar sus aportes y observaciones sobre el desarrollo de mi trabajo.

A mis compañeros de laboratorio, por su amistad, cooperación y consejos. De manera particular a Thierry Peynot, Gabriel Aviña, Aurelie Clodic, Ignacio Herrera, Jérôme Manhes, Claudia Esteves, Gustavo Arechavaleta, Matthieu Herrb, Martial Sanfourche, Sylvain Argentieri, Victor Grisales, Claudia Isaza, Joan Sola, Luis Marin y a los que se me escapan.

A las personas implicadas en el proyecto de UrAn, agradezco su interés y predisposición a la ejecución de pruebas experimentales, específicamente a Cesar, Luisa, Erik, Luis, Alberto y Jaime...

Y claro, luego de muchos días de sacrificios, restricciones de horarios, largas jornadas de trabajo y sobre todo bellos momentos dejados escapar por los compromisos adquiridos, navidades, fines de años y fechas especiales lejos de los seres queridos, solo puedo decir muy calurosamente que los quiero y agradezco el que siempre hayan estado a mi lado... a **mi Familia**, mis padres Enrique y Norma, a mis hermanos Juan Carlos y Diana Paola, y a Chala por que siempre conté con su apoyo incondicional y comprensión en los días difíciles y oscuros de no divisar horizontes de finalización de mi tesis. Por que la unión familiar ha sido siempre muy importante para todos nosotros...

Resumen

Este documento concierne la elaboración de un modelo dinámico para los dirigibles Karma del LAAS y UrAn de la universidad de los Andes - Colombia, la concepción de leyes de control a nivel base para la estabilización de la velocidad, la altitud y la dirección en la fase de vuelo crucero, y la planificación de caminos óptimos al igual que su seguimiento. Este trabajo fue realizado dentro del cuadro de una convención de cooperación entre el INSA de Toulouse - Francia y la Universidad de los Andes en Bogota - Colombia. De la parte del INSA el trabajo se efectuó específicamente dentro del grupo Robótica e Inteligencia Artificial del laboratorio LAAS/CNRS dentro del marco del proyecto COMETS. El dirigible del LAAS estaba equipado con un conjunto de sensores, un computador embarcado y las conexiones radio : FM utilizado por el radio-control y Ethernet para las estaciones base. Por el contrario, un dirigible con radio-control fue comprado por la Universidad de los Andes a la compañía Minizzep, sobre el cual se efectuó la instrumentación, la instalación del computador embarcado y la conexión radio Ethernet para convertirlo en el robot UrAn. La primera parte del trabajo concierne a la determinación del modelo matemático de la dinámica del dirigible. El modelo analítico fue obtenido a partir de un estudio mecánico y aerodinámico. Los parámetros del modelo fueron tomados en un inicio de una tesis precedente, basados sobre experimentos efectuados en el túnel de viento. Luego, una identificación de coeficientes aerodinámicos del gran modelo y de modelos reducidos (llamados en la literatura sub-modelos de control), fue realizado con técnicas clásicas y el filtro de Kalman como identificador perimétrico. En una segunda parte, estrategias de control fueron estudiadas (principalmente PID, GPC y controles no lineales con extensión de linealización), basadas sobre el desacople de la velocidad de desplazamiento y las dinámicas relacionadas al movimiento en los planos de navegación lateral y longitudinal. Una vez establecidos los controles de bajo nivel, una aproximación a la planificación de caminos óptimos fue efectuada con la teoría de control óptimo y conceptos de geometría. Dos extensiones del modelo inicial para la planificación fueron también planteados y solucionados por métodos numéricos. Un lazo de control de alto nivel asegurando el seguimiento de la trayectoria planificada fue desarrollado. Estos resultados fueron validados por diferentes pruebas en simulación con y sin viento. Los controles de velocidad y altitud fueron probados sobre UrAn.

Palabras-claves: Dirigible, modelado, estimación, fusión, identificación, control, sistemas no lineales, sistemas sub-actuados, vuelo autónomo, planificación, seguimiento.

*A mis padres
a mis hermanos
a Chala*

*Todas las cosas participan de todo, mientras que la inteligencia es infinita,
se gobierna a sí misma y no está mezclada con nada.*
Anaxágoras. Filósofo griego.

*Todas las cosas por un poder inmortal cerca o lejos ocultamente están
unidas entre sí, de manera que, no puedes agitar una flor sin
transformar una estrella.*
Francis Thompson.

Tabla de contenido

Lista de figuras	xiii
Introducción	xvii
Nomenclatura	1
Capítulo 1 Modelado de dirigibles	3
1.1 Introducción	3
1.2 Definición de sistemas coordenados usados	4
1.3 Modelado de KARMA y UrAn	7
1.3.1 Las ecuaciones dinámicas	7
1.3.2 Definición de los vectores de fuerzas y momentos exteriores	9
1.4 Modelos reducidos	16
1.4.1 Primera reducción	17
1.4.2 Segunda reducción	17
1.4.3 Tercera reducción	18
1.4.4 Escenario de la Misión	18
1.5 Sobre los simuladores de los dirigibles	20
1.6 Conclusiones	21
Capítulo 2 Identificación de parámetros y fusión sensorial	23
2.1 Introducción	23
2.2 Identificación paramétrica, métodos clásicos	24
2.2.1 Respuesta escalón	24
2.2.2 Identificación por mínimos cuadrados recursivos	25

2.2.3	Sobre la implementación en Matlab y sus resultados	26
2.3	Fusión sensorica y estimación óptima	27
2.3.1	Análisis de observabilidad	28
2.3.2	Teoría de Kalman	28
2.3.3	Presentación de los algoritmos y desarrollos en simulación	31
2.4	Kalman como identificador paramétrico, EKF y UKF	37
2.4.1	Identificación de los modelos reducidos	40
2.4.2	Validación del modelo simplificado de velocidad, datos del mundo real	44
2.4.3	Identificación del modelo complejo	44
2.5	Conclusiones	48
Capitulo 3 Reguladores para el vuelo autónomo		51
3.1	Introducción	51
3.2	Reguladores clásicos tipo PID	52
3.2.1	Teoría	52
3.2.2	Desarrollo de reguladores	53
3.3	Reguladores GPC	57
3.3.1	Teoría	57
3.3.2	Desarrollo de reguladores	59
3.4	Reguladores no lineales tipo primer orden	64
3.4.1	Teoría	64
3.4.2	Desarrollo de reguladores	65
3.5	Resultados de los controles de velocidad y altitud en UrAn	71
3.6	Resultados de los controles de velocidad y dirección en Karma	73
3.7	Conclusiones	73
Capitulo 4 Planificación de trayectoria		77
4.1	Introducción	77
4.2	Planificación de Trayectoria	77
4.2.1	Modelo del dirigible como el problema de Dubins	79

4.2.2	Teoría sobre la trayectoria óptima	79
4.2.3	Modelos con ley de control inercial	82
4.2.4	Trayectorias generadas en simulación	84
4.3	Seguimiento de una trayectoria	86
4.3.1	Teoría de Seguimiento de trayectorias	87
4.3.2	Simulación, control de seguimiento de trayectorias	90
4.4	Conclusiones	93
Conclusión general		95
Anexo A Arquitectura y Electrónica embarcada		99
A.1	Introducción	99
A.2	De una plataforma radio-controlada a un robot	100
A.3	Control del par generado por los propulsores	100
A.3.1	Planteamiento del problema	101
A.3.2	Principio de funcionamiento de los motores a combustión	102
A.3.3	Caracterización de los motores	102
A.3.4	Control PI	104
A.4	Generalidades de los elementos embarcados	106
A.5	Elementos desarrollados durante la tesis doctoral	106
A.6	Elementos comprados a sociedades	108
Anexo B Arquitectura de programación		111
B.1	Introducción	111
B.2	Arquitectura de programación	111
B.2.1	GPS Module	113
B.2.2	CENTRAL Module	113
B.2.3	ULTRASOUND Module	114
B.2.4	MEASUREPSOC Module	114
B.2.5	SIMUL Module	115
B.2.6	CONTOLFLY Module	116

Referencias bibliográficas

121

Lista de figuras

1	<i>Robots de la Universidad de los Andes</i>	xix
2	<i>Robots del grupo RIA del LAAS/CNRS</i>	xx
3	<i>Dirigibles del grupo RIA del LAAS/CNRS</i>	xxi
4	<i>LHASSA, avión no tripulado del grupo RIA</i>	xxii
5	<i>Dirigible del proyecto AURORA</i>	xxiii
6	<i>Dirigible del laboratorio CEMIF</i>	xxiii
1.1	<i>Eje coordenado terrestre</i>	4
1.2	<i>Eje coordenado dirigible y ángulos de rotación entre R_d y R_o</i>	5
1.3	<i>Ángulos de rotación entre R_a y R_d</i>	5
1.4	<i>Motores en paralelo y mostrando el punto donde se realiza el aporte de ellos</i>	10
1.5	<i>Modelo simplificado del rotor de cola</i>	11
1.6	<i>Caracterización del rotor de cola</i>	11
1.7	<i>Longitudes de los semi-elipsoides. Estas medidas son usadas para el calculo de los coeficientes inerciales de la matriz M_d.</i>	16
1.8	<i>Puntos importantes en el elipsoide, alerones y góndolas. Son utilizadas para la formulación matemática, referenciadas al centro de volumen (CV).</i>	16
1.9	<i>Fases de vuelo para el dirigible</i>	20
1.10	<i>Simulador de UrAn</i>	21
2.1	<i>Estructura de la estimación de parámetros</i>	25
2.2	<i>Diagrama de Simulación para filtro de Kalman, contempla un bloque con el modelo de los sensores</i>	32
2.3	<i>Estimación de estados del AS500 por EKF</i>	33
2.4	<i>Estimación de salidas del AS500 por EKF</i>	34
2.5	<i>Acercamiento a la estimación de estados para AS500, EKF</i>	34
2.6	<i>Acercamiento a la estimación de las salidas para AS500, EKF</i>	35
2.7	<i>Estimación de estados del AS500 por UKF</i>	35
2.8	<i>Estimación de salidas del AS500 por UKF</i>	36
2.9	<i>Acercamiento a la estimación de estados para AS500, UKF</i>	36
2.10	<i>Acercamiento a la estimación de las salidas para AS500, UKF</i>	37
2.11	<i>Errores de estimación de variables de estado, método EKF</i>	38
2.12	<i>Errores de estimación de salidas del sistema, método EKF</i>	38
2.13	<i>Errores de estimación de variables de estado, método UKF</i>	39
2.14	<i>Errores de estimación de salidas del sistema, método UKF</i>	39

2.15	<i>Estimación del estado de la velocidad y los parámetros del modelo reducido</i>	41
2.16	<i>Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la velocidad</i>	42
2.17	<i>Estimación del estado de la altitud y los parámetros del modelo reducido</i>	43
2.18	<i>Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la altitud</i>	43
2.19	<i>Estimación del estado de la dirección y los parámetros del modelo reducido</i>	44
2.20	<i>Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la dirección</i>	45
2.21	<i>Evolución del estado del modelo de velocidad durante un vuelo real u y sus coeficientes : ganancia estática κ y constante de tiempo τ</i>	45
2.22	<i>Movimientos del polo durante el vuelo y el error de la estimación</i>	46
2.23	<i>Evolución del parámetro C_{T2}</i>	47
2.24	<i>Evolución de los parámetros C_{m1} y C_{m3}</i>	47
2.25	<i>Convergencia de algunos parámetros identificados.</i>	48
3.1	<i>Esquema de simulación para el control de bajo nivel y el seguimiento de trayectorias</i>	52
3.2	<i>Esquema del regulador PID</i>	53
3.3	<i>Regulador de velocidad con fuerte ruido en la medida, Control PI</i>	54
3.4	<i>Movimiento de los polos del sistema con control de velocidad tipo PI</i>	54
3.5	<i>Regulador de altitud, Control PID</i>	55
3.6	<i>Regulador de dirección en el plano horizontal, Control PID</i>	56
3.7	<i>Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador PID</i>	58
3.8	<i>Resultados de la evolución de las posiciones, regulador PID</i>	58
3.9	<i>Representación gráfica de un sistema controlado con GPC</i>	59
3.10	<i>Control de velocidad, regulador GPC</i>	60
3.11	<i>Control de altitud, regulador GPC</i>	61
3.12	<i>Control de dirección en el plano horizontal, regulador GPC</i>	62
3.13	<i>Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador GPC</i>	63
3.14	<i>Resultados de la evolución de las posiciones, regulador GPC</i>	63
3.15	<i>Esquema del regulador NL-PO</i>	65
3.16	<i>Control de velocidad, regulador NL-PO</i>	67
3.17	<i>Control de altitud, regulador NL-PO</i>	68
3.18	<i>Control de dirección en el plano horizontal, regulador NL-PO</i>	69
3.19	<i>Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador NL-PO</i>	70
3.20	<i>Resultados de la evolución de las posiciones, regulador NL-PO</i>	70
3.21	<i>Control de velocidad en el sistema real (dirigible UrAn), primer resultado</i>	71
3.22	<i>Control de velocidad en el sistema real (dirigible UrAn), segundo resultado</i>	72
3.23	<i>Control de altitud en el sistema real, dirigible UrAn</i>	72
3.24	<i>Control de velocidad en el sistema real, dirigible Karma</i>	73
3.25	<i>Control de dirección en el sistema real (dirigible Karma), primer resultado</i>	74
3.26	<i>Control de dirección en el sistema real (dirigible Karma), segundo resultado</i>	74
4.1	<i>Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [250, -250, 0]$</i>	84
4.2	<i>Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [250, -250, -90]$</i>	85
4.3	<i>Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [-100, 500, 180]$</i>	86
4.4	<i>Esquema de control para el dirigible</i>	87
4.5	<i>Representación en el sistema coordenado de Frenet</i>	88

4.6	<i>Seguimiento de trayectoria referencia por modelo Dubins</i>	90
4.7	<i>Seguimiento de trayectoria referencia por modelo inercial 1</i>	91
4.8	<i>Seguimiento de trayectoria referencia por modelo inercial 2</i>	91
4.9	<i>Seguimiento de la trayectoria completa de una misión, planificación con modelo Dubins</i>	92
4.10	<i>Evolución del dirigible en el espacio, planificación con modelo Dubins.</i>	92
4.11	<i>Seguimiento de la trayectoria completa de una misión, planificación modelo inercial 2</i>	93
4.12	<i>Evolución del dirigible en el espacio, planificación modelo inercial 2</i>	94
A.1	<i>Señal PWM, estándar de aeromodelismo</i>	99
A.2	<i>Arquitectura de la electrónica embarcada en UrAn</i>	101
A.3	<i>Esquema motores propulsores embarcados en la góndola principal</i>	102
A.4	<i>Foto de los motores del sistema propulsor de UrAn</i>	103
A.5	<i>Curva característica de rpm's a Newtons en los motores.</i>	104
A.6	<i>Curva característica de la señal de entrada al sistema (PWM) y las rpm generadas.</i>	104
A.7	<i>Esquema del sistema propulsor en lazo abierto. Relaciona las RPM's necesarias para generar una fuerza de impulsión</i>	105
A.8	<i>Esquema del sistema propulsor en lazo cerrado. Presenta un sistema con una referencia dada en PWM's y la salida como fuerza debida al empuje de los propulsores.</i>	105
A.9	<i>Hardware diseñado para controlar independientemente las rpm's de cada motor en función de una señal de referencia. Conectores superiores de dos terminales reciben la señal de sensado y entregan la señal de control para el servo-motor, canales independientes para motor derecho e izquierdo. El conector inferior de cuatro terminales contiene la polarización y señales referencias para cada uno de los motores.</i>	105
A.10	<i>Resultado del control PI sobre el sistema propulsor. La curva superior presenta el seguimiento de la referencia luego de escalar adecuadamente la señal sensada. La curva inferior muestra la señal de control enviada al servomotor que controla el motor a combustión, note que es invertida la señal según la caracterización realizada.</i>	106
A.11	<i>Tarjeta selectora y generadora de PWM's</i>	107
A.12	<i>Altímetro y Anemómetro embarcados</i>	107
A.13	<i>Fuente reguladora de tensión para el computador y "Access Point".</i>	108
A.14	<i>Fuente reguladora de tensión para la sensórica embarcada y servo-motores.</i>	108
A.15	<i>Computador embarcado</i>	108
A.16	<i>DGPS embarcado</i>	109
A.17	<i>Ultrasonido embarcado</i>	109
A.18	<i>Central Inercial embarcada</i>	110
B.1	<i>Arquitectura de programación de los robots dirigibles KARMA y UrAn</i>	112
B.2	<i>Esquema de las funciones del módulo de control</i>	116

Introducción

Desde agosto del 2002 la Universidad de los Andes, dentro del marco de apoyo a la comunidad científica Nacional, a través de los programas de doctorados Nacionales de COLCIENCIAS, inicio una profundización en los temas que abarcan la robótica aérea, mediante la consecución de una plataforma tipo dirigible no rígido. Los intereses de trabajar sobre este tema de tesis se **centran en** : la aplicación de diversas técnicas de control para la realización de vuelos autónomos del dirigible en la fase de vuelo llamada crucero. De esta manera, se abarcáron diversos temas que conducen al objetivo final, un **vuelo autónomo**. Entre los temas tratados, se pueden citar : la selección adecuada de la electrónica a embarcar para la conversión de una simple plataforma radio-controlada a una plataforma robótica, la correcta gestión de todos los elementos utilizados para sensar y controlar la plataforma, fusión sensórica, controles de bajo nivel para la velocidad de desplazamiento, la altitud y la dirección, y por ultimo, la planificación y seguimiento de trayectorias durante un vuelo.

Al mismo tiempo y dentro de las políticas de internacionalización de los programas de doctorado y sus candidatos de la Universidad de los Andes, se contacto el grupo **RIA**¹ del laboratorio **LAAS**² de Toulouse en Francia, adscrito al **CNRS**³. Junto a ellos, se buscó aprovechar la experiencia del trabajo recorrido desde 1998 con plataformas aéreas tipo dirigible y su larga trayectoria en plataformas robóticas móviles terrestres de interiores y exteriores.

Al iniciar la “cotutela” con el **INSA**⁴ de Toulouse, adscrito a l’Ecole doctorale systèmes **EDSYS**⁵, a traves del grupo RIA, se formó parte del grupo de trabajó del proyecto **COMETS**⁶, donde se busco mantener los mismos objetivos planteados inicialmente en la tesis de la Universidad de los Andes. De esta manera se trabajo en el control automático de vuelo autónomo del dirigible perteneciente al LAAS, llamado **KARMA**. Los temas abordados con KARMA se enfocaron principalmente en el análisis de datos reales de vuelo, la identificación de estados del sistema (fases de vuelo), el estudio de leyes de control y técnicas posibles de planificación de trayectorias y su seguimiento o ejecución de movimiento del dirigible por puntos de pasada.

De manera general el **objetivo principal** buscado con la presente tesis doctoral fue

¹Groupe de Robotique et d’Intelligence Artificielle

²Laboratoire d’Analyse et d’Architecture des Systèmes

³Centre National de la Recherche Scientifique

⁴Institut National des Sciences Appliquées

⁵Ecole Doctorale Systèmes

⁶Real-Time coordination and control of multiple heterogeneous unmanned aerial vehicles, www.comets-uavs.org

el estudio de posibles técnicas de control, con bajo consumo de recurso computacional, fácil implementación en el computador embarcado y que se ajustarán a la sensorica disponible. Los objetivos particulares formulados son : 1. modelado de los sistemas KARMA y **UrAn**⁷; 2. fusión sensorica por medio del filtro de Kalman e identificación; 3. evaluación de técnicas clásicas tipo PID, controles predictivos GPC y controles no lineales; 4. planificación y seguimiento de trayectoria en el plano horizontal según la estrategia de navegación planteada y asociada a la restricción dinámica y limitaciones en los actuadores del sistema.

Cabe resaltar que los logros principales de este trabajo se focalizan en : la obtención de reguladores de bajo nivel, capaces de controlar la velocidad aerodinámica, la altitud y la dirección en el plano horizontal, la fusión y estimación optimal de estados del dirigible, la planificación y seguimiento de la trayectoria, junto a la implementación y prueba de los controles de bajo nivel sobre las plataformas reales, los dirigibles **Karma** y **UrAn**.

Contexto de vuelos autónomos de dirigibles : La robótica como tema de vanguardia en diferentes campos de aplicación, presenta desarrollos en plataformas aéreas para diferentes finalidades como lo son : la vigilancia, la asistencia al ser humano en desastres naturales, cartografía y en general trabajos cooperativos.

La Universidad de los Andes inició a través de la presente tesis doctoral desde el 2002, su incursión en el campo de la robótica aérea, planteando la adquisición de una plataforma tipo dirigible no rígido, de 10m de largo y 2.2m de diámetro mayor, con un volumen de 28m³, tal como lo presenta la figura 1, *a*. La experiencia en temas con plataformas robóticas se ha centrado en robots manipuladores y robots móviles de interiores. Entre los trabajos realizados por los Andes se puede citar desarrollos con brazos manipuladores [RBP04] y la silla de ruedas para discapacitados. Este último tiene como finalidad asistir la conducción de una silla eléctrica para personas con problemas motrices (ver la figura 1, *b*).

Una larga experiencia acumulada a través de los años puede ser resaltada en el laboratorio LAAS de Francia, donde se han abordado temas relacionados con robots terrestres de interiores y exteriores. Un gran dominio sobre temas de planificación y seguimiento de trayectorias [LLP04] pueden ser encontrados en los robots que pertenecen al grupo **RIA**. Otra aplicación que se puede destacar es la reconstrucción de ambientes poco estructurados [LJSH02] con los robots a través de cámaras de visión, sensores de proximidad y sensores láser embarcados en las plataformas. Algunos robots utilizados para estos fines se pueden apreciar en las figuras 2.

Relativamente nueva es la incursión en plataformas aéreas, iniciada en 1998 a través de una tesis doctoral y enmarcada dentro de un proyecto Europeo COMETS cuyo objetivo es el diseño e implementación de sistemas de control distribuido para la detección y monitoreo cooperativo usando vehículos aéreos no tripulados (<http://www.comets-uavs.org>). La estructura trabajada inicialmente fue el dirigible radio-controlado AS-500 de la sociedad inglesa Airspeed Airship (ver figura 3, *a*), la cual fue instrumentada y convertida en un robot aéreo. Posteriores modificaciones de la carena por razones de carga paga (pay-load)

⁷Dirigible perteneciente a la Universidad de los Andes



(a) UrAn



(b) Silla para discapacitados

FIG. 1 – *Robots de la Universidad de los Andes*

y escape de helio fueron realizados, dando origen a la plataforma actual llamada KARMA, de $9m$ de largo y $1.8m$ de diámetro mayor, con un volumen de $18m^3$, mostrada en la figura 3, a.

Las relativas facilidades de pilotaje, razones de seguridad impuestas por las entidades aeronáuticas respectivas de los países Colombia y Francia (en cuanto a tener siempre la posibilidad de controlar la plataforma con radio-control y vuelos con línea de vista al dirigible), posibilidad de bajos daños en la estructura en caso de accidentes, poco espacio para despegar-atterrizarse, un bajo consumo de energía y la poca experiencia por parte de cada uno de las entidades que trabajan con las plataformas aéreas, llevaron a la selección de un dirigible por parte del grupo RIA y de igual manera a la Universidad de los Andes. Además, este tipo de plataformas, abren las puertas a una fuente renovable de energía que garantiza su permanencia en nuestros tiempos por un buen tiempo, dividiendo aplicaciones en vigilancia y comunicación en la industria militar y comercial, mas una variedad de aplicaciones dedicadas al sensado de variables de particular interés para la comunidad científica.

Hoy en día y con algo de experiencia en plataformas aéreas, el grupo RIA se lanzó desde 2004 con la adquisición de un pequeño avión no tripulado, llamado **Lhasa** (ver figura 4). Las investigaciones con el pequeño avión, están orientadas al seguimiento de trayectorias y trabajo cooperativo.

Los dirigibles, conocidos también como vehículos aéreos mas ligeros que el aire (Unmanned Light Air Vehicles, ULAV) o aeronaves aligeradas, están constituidos de una carena, de alerones, de un rotor de cola en algunos casos, de una góndola principal con propulsores y vectorización de ellos, más algunas góndolas auxiliares según la estructura seleccionada para alojar los elementos a embarcar. Es de anotar que la plataforma inicialmente ad-



(a) Dala

(b) Hilare 2 con remolque

FIG. 2 – Robots del grupo RIA del LAAS/CNRS

quirida tanto en el RIA como Uniandes, fue sin instrumentación y sin mecanismos de control sobre los actuadores desde un computador. De esta manera, la tarea fue también, convertir estos aparatos en estructuras robóticas aéreas.

La carena o envoltura de gran volumen es llenada con un gas más ligero que el aire, tal como el helio por razones de seguridad y no repetir el desafortunado accidente del dirigible ‘Hindenburg’ llenado con hidrógeno. El objetivo de llenar la carena con este tipo de gas, es que el peso del sistema sea compensado por la fuerza de empuje creada por el gas, tal como lo explica el principio de Arquímedes. Las carenas se pueden clasificar como : carenas flexibles, carenas semi-rígidas y carenas rígidas.

Los dirigibles en general y caso específico UrAn y KARMA, de carena flexible y de forma elipsoidal son por si solos inestables, razón por la cual son adicionados alerones en la parte trasera de la envoltura. Estos pueden tener tres configuraciones : en ‘+’, en ‘X’ o en ‘Y’ inversa, y cada una de ellas presenta ventajas e inconvenientes. Para el caso particular de KARMA se cuenta con la configuración en ‘X’ y para el caso de UrAn se tiene la configuración en ‘+’.

El corazón motriz de la estructura lo forman los motores que se encuentran alojados en la góndola principal. Estos pueden ser de dos tipos a saber : eléctricos y de combustión. Según los requerimientos de potencia para la ejecución de vuelos se selecciona el uno o el otro. Por ejemplo para la altura de Bogotá de 2600 metros sobre el nivel del mar, donde se realizan las prácticas con UrAn, se requieren motores potentes capaces de impulsar la estructura como lo son los motores a combustión, caso contrario a los motores de KARMA que son eléctricos.

El trabajo planteado para la realización de vuelos autónomos con las plataformas robóticas aéreas, debe abordar diversas temáticas tales como :



(a) AS500

(b) KARMA

FIG. 3 – *Dirigibles del grupo RIA del LAAS/CNRS*

- un estudio teórico del modelo dinámico,
- una instrumentación de las plataformas y fusión sensorica,
- la integración de diversas leyes o algoritmos de control,
- la planificación y seguimiento de trayectorias y,
- la validación en simulación e implementación real.

Es de recordar que el objetivo del presente trabajo fue la realización de vuelos autónomos en la plataforma real y en función de cumplirlo, se deben abordar todos los sub-ítems anteriormente citados.

Un trabajo con gran profundidad en modelado de sistemas tipo dirigible desde diversas teorías de la aerodinámica e identificaciones en el túnel de viento es presentado en la tesis de Hygounenc [Hyg03]. Con gran similitud en cuanto al planteamiento del modelo dinámico, se pueden encontrar tesis que abordan el modelado de submarinos [San95, ZC98]. Gomes [GR98] presentan un modelo de un dirigible basado en identificaciones en el túnel de viento y muestra la utilización de los desarrollos propuestos por Munk [Max36].

Una vez estudiada la dinámica y planteado un modelo matemático para el dirigible, se procede al desarrollo de los reguladores. En [HS02] los autores presentan reguladores basadas en técnicas “backstepping”. Azinheria [AdPRB00a] presenta técnicas de control robusto aplicadas a la estabilización de la dirección del dirigible.

En el desarrollo y puesta en funcionamiento de leyes de control sobre la plataforma real, es necesario pensar en la estimación de las variables de estado y fusión de información. Generalmente para plataformas aéreas se trabaja la teoría de Kalman. como estimador optimal. En la actualidad, se pueden encontrar bastantes trabajos en la estimación optimal y fusión de información, por ejemplo, Sola [Sol03] trabaja la estimación de posición y velocidad de un mini-avión. En [JU97], Julier trabaja un estimador lineal recursivo que



FIG. 4 – LHASSA, avión no tripulado del grupo RIA

filtra y estima sistemas no lineales con técnicas de UKF. Grewal en su libro [GA93], presenta la teoría de fusión de información sensorial con técnicas del filtro de Kalman extendido (EKF).

Creada toda la estructura para poder realizar el control de la plataforma, la pregunta a ser formulada es sobre la dirección que debe tomar el dirigible. Trabajos como los de [HB03] presentan una planificación optimal de la trayectoria que debe seguir el dirigible. Métodos basados en búsquedas al azar para la consecución de una trayectoria se presentan en [KO03]. Aportes en la planificación de una trayectoria que es planificada a partir de la teoría del control óptimo y conceptos de geometría, asociando entre las restricciones el radio de giro fueron realizados por Souères [BSBL94].

Al igual como el LAAS y Uniandes han adelantado trabajos de aplicación en una estructura robótica aérea tipo dirigible, muchos otros laboratorios y universidades lo han hecho también. Por ejemplo, la universidad de Campinas de Brasil en conjunto con el INRIA de Sofia-Antipolis de Francia y el IST de Lisboa-Portugal han unido esfuerzos enmarcados dentro del proyecto AURORA (ver figura 5) con el animo de desarrollar una plataforma de observación con aplicaciones en vigilancia, inspección aérea y adquisición de imágenes. Otros trabajos que incursionan en el campo de procesamiento de imágenes para la adquisición y guianza del dirigible o realización de misiones, son presentados en [ABBR98, AdPRB00b, CMK98, ASR⁺02]. Trabajos como los de Azinheira, [ALR95] presentan desarrollos en el control del vuelo longitudinal o [MA05], que presenta un desarrollo y análisis de un control por dinámica inversa.

Otros trabajos como el de [ZO99], del laboratorio GRASP de Pensylvania, muestran desarrollos en el control de sistemas subactuados, o como el de Kim [KKK03], que muestra el diseño y verificación de controles tipo 'feed-back', para hacer navegación por puntos de pasada.

Trabajos de modelado y planificación de movimientos para un sistema que se desplaza en 3D, como el dirigible, son realizados en el laboratorio CEMIF de la universidad de Evry, Francia (ver figura 6). Algunos resultados de estos trabajos pueden ser vistos en [Salb, Sala, BA05]. El primero, presenta generación de trayectorias para un sistema subactuado, el segundo presenta el modelado de un dirigible de talla pequeña. El último presenta, control de 'tracking' a trayectorias de maniobras ascendentes y descendentes.



FIG. 5 – *Dirigible del proyecto AURORA*



FIG. 6 – *Dirigible del laboratorio CEMIF*

Trabajos sobre ahorro de energía o utilización de energías alternativas como son los paneles solares, están referenciados por el proyecto **LOTTE** de la universidad de Stuttgart y el programa **AAD²** de Virginia. Dentro de los trabajos de este proyecto se pueden citar los de Wimmer y Kung [WW01, PKK01], respectivamente. El primero, trata la instrumentación necesaria de un dirigible radio-controlado y el segundo presenta un estudio en la utilización de energías alternativas.

La NASA, 'Jet Propulsion Laboratory' en conjunto con la universidad de California y en el marco de desarrollo de una plataforma aérea de exploración llamada Titan, han realizado vuelos autónomos con reguladores PID y solo con puntos de pasada, es decir que una vez el dirigible se encuentra en el radio de acción de un punto por donde debe pasar, su misión cambia para dirigirse al siguiente punto de pasada, continuando de esta manera hasta que acaba la misión [EMH⁺].

En los últimos años, algunos grupos han iniciado investigaciones sobre esta temática, así, a lo largo de la presentación del documento se citan algunos trabajos sobre el tema de dirigibles de interiores (indoors airship) y exteriores, tales como [ZO99, GLX05, KO03, XY05, YG03a, RLG⁺05a, YG03b, ZGM04].

Este documento inicia con la presentación de algunas notaciones útiles para el seguimiento del documento, luego presenta como primer capítulo el modelado de los dirigibles, en segundo lugar se dedica a la identificación y estimación óptima. El tercer capítulo se dedica al desarrollo de los controles de bajo nivel, tales como PID's, predictivos y no lineales. En seguida se presentan modelos para planificación de trayectorias desde el punto de vista de la teoría de control óptimo, con el seguimiento de los caminos generados. A lo largo de las secciones se presentan algunos resultados experimentales sobre la plataforma real y al finalizar se presentan algunas conclusiones y perspectivas.

Nomenclatura

Ejes de referencia

R_0	sistema coordenado terrestre o global
R_d	sistema coordenado dirigible o local
R_a	sistema coordenado aerodinámico

Matrices de transformación

M_o^d	matriz de translación de R_d a R_0
M_d^a	matriz de translación de R_a a R_d

Puntos importantes en el dirigible

CV	centro de volumen
CG	centro de gravedad
(O_x, O_z)	centro de fuerza de los propulsores
(x_{rc}, z_{rc})	centra de fuerza del rotor de cola

Posición y orientación

x_0, y_0, z_0	posiciones en los ejes x , y y z del sistema coordenado R_0
x_d, y_d, z_d	posiciones en los ejes x , y y z del sistema coordenado R_d
x_a, y_a, z_a	posiciones en los ejes x , y y z del sistema coordenado R_a
ϕ	ángulo de alabeo (roll)
θ	ángulo de cabeceo (pitch)
ψ	ángulo de guiñada (yaw)

Vectores, fuerzas y momentos

v_a	velocidad aerodinámica
$v = [u, v, w, p, q, r]^T$	vector de estados dirigible en el sistema local R_d
$[V_w, \theta_w, psi_w]$	magnitud y orientación del viento, medido en R_0
$v_{dl} = [u, v, w]^T$	vector de velocidades lineales locales sin viento
$v_{dr} = [p, q, r]^T$	vector de velocidades angulares locales
$v_{a R_d}$	vector de velocidad local con viento
T_{sta}	vector de esfuerzos y momentos estacionarios
$D(v_{dr})$	vector de fen. aerodinámicos (fue. centrífuga y centrípeta)
$v_A = [v_{a R_d}, v_{dr}]^T$	vector de estados dirigible en R_d con viento
$T_{dy}(v_{dtr})$	vector dinámico o centrífugo y de Coriolis
g_{att}	vector debido al peso y al empuje de Arquímedes
$T_a(v_A)$	vector de fenómenos aerodinámicos completo
T_{ext}	vector de fuerzas externas
F_B, F_G	fuerza de empuje de Arquímedes y peso

Diferentes variables y notaciones

M_d	matriz de masas e inercias del dirigible
$\rho_{inf} = \rho$	masa volumétrica
L_0	momento de alabeo (roll)
M_0	momento de cabeceo (pitch)
N_0	momento de guiñada (yaw)
α	ángulo de incidencia (alrededor de y_a)
β	ángulo de deslizamiento (alrededor de z_a)
A	matriz de coeficientes de fluido adicionado
Re_y	numero de Reynolds
m	masa total del dirigible
$L = a1 + a2$	longitud del dirigible
$D = 2b$	diámetro mayor del dirigible
$L_{ref} = L$	longitud de referencia
$S_{ref} = \pi \frac{D^2}{2}$	superficie de referencia
V_{ol}	volumen del dirigible
C_T	coeficiente tangencial estacionario
C_N	coeficiente normal estacionario
C_L	coeficiente lateral estacionario
C_l	coeficiente de alabeo (roll)
C_m	coeficiente de cabeceo (pitch)
C_n	coeficiente guiñada (yaw)
F_m, μ	fuerza de los propulsores y ángulo de vectorización
δ_e, δ_g	deflexión simétrica y desimétrica de los alerones

Capítulo 1

Modelado de dirigibles

Índice General

1.1	Introducción	3
1.2	Definición de sistemas coordenados usados	4
1.3	Modelado de KARMA y UrAn	7
1.3.1	Las ecuaciones dinámicas	7
1.3.2	Definición de los vectores de fuerzas y momentos exteriores	9
1.4	Modelos reducidos	16
1.4.1	Primera reducción	17
1.4.2	Segunda reducción	17
1.4.3	Tercera reducción	18
1.4.4	Escenario de la Misión	18
1.5	Sobre los simuladores de los dirigibles	20
1.6	Conclusiones	21

1.1 Introducción

Este capítulo es consagrado al estudio del comportamiento dinámico de los dirigibles **KARMA** y **UrAn**. Se inicia con la presentación de los sistemas coordenados usados para la descripción del movimiento del dirigible en el espacio $3D$. Luego, se tiene el planteamiento de manera general de las ecuaciones que entregan las diferentes relaciones dinámicas para un dirigible. Se continúa con la presentación de modelos reducidos en complejidad y que son suficientemente representativos de las principales dinámicas del dirigible en los puntos de operación de interés, propios para el desarrollo de los reguladores. La estructura del simulador del dirigible, construido en Matlab⁸ es presentado al final, así como algunas conclusiones.

⁸programa registrado por Mathworks

1.2 Definición de sistemas coordenados usados

Para describir el movimiento de un dirigible en el espacio de tres dimensiones (**3D**), tal como se hace para los submarinos (c.f. [San95]), es necesario considerar unos ejes coordenados referenciales y unas matrices de transformación entre ellos. Cabe resaltar que las velocidades alcanzadas por KARMA no exceden los $30Km/h$ o las alcanzadas por **UrAn** no sobrepasan los $45Km/h$, por tanto el movimiento de la tierra es despreciable y no se considera en los sistemas de referencia (ver [Hyg03]).

El primer eje coordenado a considerar es el que esta fijo en tierra, llamado sistema coordenado terrestre $[R_o]$. El origen de este eje coordenado es un punto arbitrario (O), que en general se deja en la posición inicial del vuelo del dirigible o de habitud se fija a la estación base del **GPS** ('Global Position System'). Los tres ejes (x_o, y_o, z_o) asociados a R_o están orientados de igual manera que la convención aeronáutica **NED** (North-East-Down), esto quiere decir que : el eje x_o esta orientado en la dirección del norte geográfico, el eje y_o esta orientado al oriente y el eje z_o esta orientado al centro de la tierra. (ver figura 1.1).

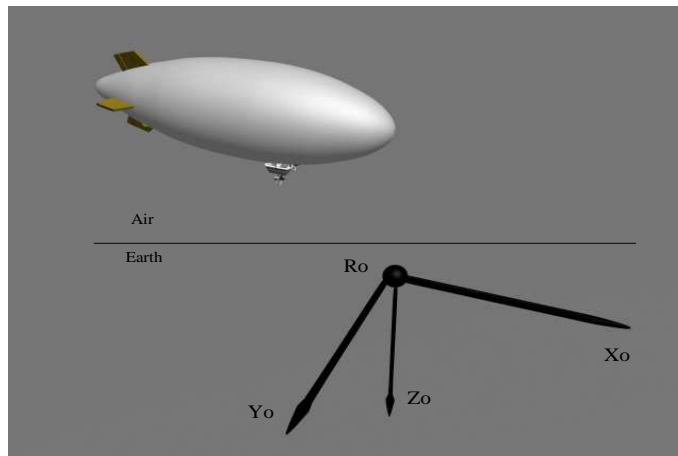


FIG. 1.1 – Eje coordenado terrestre

El eje coordenado fijo al dirigible $[R_d]$, llamado sistema coordenado dirigible, esta situado generalmente en el punto donde se hace la sumatoria de fuerzas actuantes sobre el sistema (planteadas según las leyes de Newton), en el centro de volumen (**CV**). Los tres ejes coordenados (x_d, y_d, z_d) asociados a R_d están sujetos a la geometría del dirigible. El eje x_d (eje longitudinal) esta ubicado sobre el eje de revolución del elipsoide de la carena y apuntando al exterior por la nariz del dirigible. El eje z_d (eje vertical) esta apuntando abajo y el eje y_d esta orientado de manera tal que en conjunto forma tres planos perpendiculares (ver figura 1.2).

La matriz de rotación que presenta la translación del eje coordenado dirigible $[R_d]$ al eje coordenado terrestre $[R_o]$ esta denotada por $[M_o^d]$. A través de una parametrización en 'pitch' (θ), 'roll' (ϕ) y 'yaw' (ψ) (ver figura 1.2), los valores del eje coordenado R_d , son llevados a R_o por medio de la matriz planteada en 1.1. Por facilidad en la notación, se define la función seno como $\sin \equiv s$ y, la función coseno como $\cos \equiv c$.

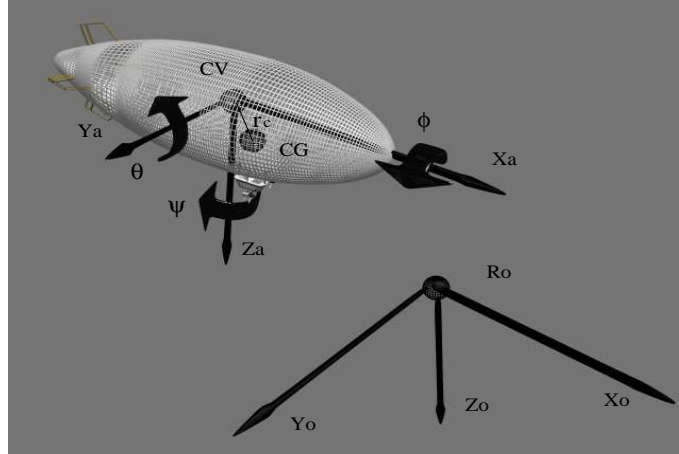


FIG. 1.2 – Eje coordenado dirigible y ángulos de rotación entre R_d y R_o

$$M_o^d = \begin{pmatrix} c\psi c\theta & -s\psi c\theta + s\phi c\psi s\theta & s\phi s\psi + s\theta c\psi c\phi \\ c\theta s\psi & c\psi c\phi + s\theta s\psi s\phi & -c\psi s\phi + c\phi s\theta s\psi \\ -s\theta & c\theta s\phi & c\theta c\phi \end{pmatrix} \quad (1.1)$$

Otro eje coordenado a tener en cuenta es el que describe los desplazamientos aerodinámicos, llamado sistema coordenado aerodinámico y denotado por $[R_a]$. Los ejes (x_a, y_a, z_a) de este sistema coordenado están asociados a la orientación del vector de velocidad aerodinámica $[v_a]$, de forma que el eje x_a apunta en la dirección de desplazamiento del dirigible, es decir en la dirección de la velocidad aerodinámica (ver figura 1.3). El origen de R_a generalmente se ubica en el mismo punto que R_d o en la nariz del dirigible (N).

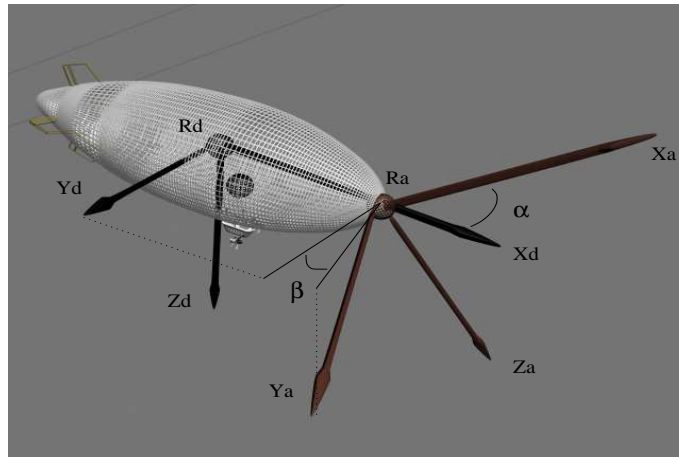


FIG. 1.3 – Ángulos de rotación entre R_a y R_d

Si definimos α como el ángulo de incidencia alrededor del eje y_a y β el ángulo de deslizamiento alrededor de z_a , la matriz de rotación que transforma el sistema coordenado

aerodinámico $[R_a]$ al sistema coordenado dirigible $[R_d]$, denotada por $[M_d^a]$, puede ser expresada por :

$$M_d^a = \begin{pmatrix} c\alpha c\beta & -c\alpha s\beta & -s\alpha \\ s\beta & c\beta & 0 \\ s\alpha c\beta & -s\alpha s\beta & c\alpha \end{pmatrix} \quad (1.2)$$

Observaciones

- La transformación que da el paso de las velocidades expresadas en R_d , a las velocidades en el eje coordenado local R_o , es expresada por :

$$V_{o|R_o} = \begin{pmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{pmatrix} = (M_o^d) (\vec{v}_{dl}) = (M_o^d) \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (1.3)$$

- La expresión que relaciona la transformación de las velocidades de rotación en R_d a las velocidades de rotación en R_o , es :

$$\Omega_{o|R_o} = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & s\phi t\theta & c\phi t\theta \\ 0 & c\phi & -s\phi \\ 0 & \frac{s\phi}{c\theta} & \frac{c\phi}{c\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1.4)$$

donde la función trigonométrica tangente es representada por $\tan \equiv t$. La ecuación 1.4 presenta una singularidad cuando el ángulo θ toma valores como $\frac{\pi}{2} + k\pi$. Por razones de la disposición de los elementos adjuntos a los dirigibles **KARMA** y **UrAn**, su forma y fenómenos físicos tanto dinámicos como aerodinámicos, se hace imposible que la singularidad matemática represente problema alguno.

- **El viento** es un elemento que tiene dinámica por si solo y generalmente depende de diversos agentes. Para el presente caso, se considera solamente igual a un valor medio (se puede adicionar una variación alrededor del valor medio, modelando de manera más completa el viento exterior), quedando con una magnitud V_w , orientación longitudinal θ_w y lateral ψ_w , referenciadas en $[R_o]$ (sensor de viento posicionado en tierra).

Como R_a se encuentra orientado en la misma dirección del vector velocidad aerodinámica, $\vec{V}_{a|R_a} = [v_a, 0, 0]^T$ y $v_a = (M_d^a)^{-1}(\vec{v}_{dl} - \vec{v}_w)$ es la velocidad aerodinámica de translación, donde $\vec{v}_{dl} = [u, v, w]^T$ es el vector velocidad de translación en R_d , vista desde R_o y $\vec{v}_w|R_d = [u_w, v_w, w_w]^T$ es el vector de velocidad de translación del viento exterior, medido en R_o y expresado en R_d . Entonces se puede expresar $\vec{V}_{a|R_d}$ como :

$$\vec{V}_{a|R_d} = \vec{v}_{dl} - (M_o^d)^{-1} \begin{pmatrix} V_w c\theta_w c\psi_w \\ V_w s\psi_w \\ V_w c\psi_w s\theta_w \end{pmatrix} = (M_d^a) \vec{V}_{a|R_a} \quad (1.5)$$

1.3 Modelado de KARMA y UrAn

La formulación del modelo de **KARMA** y **UrAn** se hace con base en los desarrollos planteados por [Hyg03] y el reporte de Bonnet [BL03] principalmente. Entre otros documentos que fundamentan y soportan el desarrollo del presente capítulo, se encuentra el libro de Khoury [KG99], los artículos de Tuckerman, [Tuc23] que trata las fuerzas aerodinámicas que actúan sobre una carena y [Tuc26] que presenta los factores inerciales usados para el diseño de un dirigible. El trabajo de DeLaurier [JD81] presenta un método semiempírico, para el modelado de cinco dirigibles de gran envergadura. Mueller en [MPZ], plantea un modelo para un dirigible y un sistema reducido, propio para el diseño de los controles.

1.3.1 Las ecuaciones dinámicas

El comportamiento dinámico del dirigible es modelado por ecuaciones diferenciales, planteadas de maneras similar a como se hace para un sistema tipo cuerpo rígido con seis grados de libertad, tal como se muestra en el sistema de ecuaciones 1.6.

$$\begin{aligned} M\dot{v} &= \vec{F} \\ J\dot{w} &= \vec{T} \end{aligned} \tag{1.6}$$

donde M es masa, J es la inercia en el centro de gravedad, v son las velocidades lineales, w las velocidades angulares, \vec{F} es la suma de fuerzas exteriores y \vec{T} es la suma de los momentos exteriores. El sistema de ecuaciones en 1.6 son planteadas a partir de las teorías de la mecánica clásica de Newton y de la aerodinámica.

Un trabajo de modelado contemplando absolutamente todos los fenómenos físicos resulta difícil de realizar. Antes de entrar en la escritura de las ecuaciones dinámicas, se deben tener en cuenta algunas hipótesis, a saber :

- El dirigible es considerado como un sólido,
- el dirigible es supuesto de masa constante (motores eléctricos para **KARMA**). En el caso de **UrAn**, esta hipótesis es considerada verdadera también, con la objeción de que el regulador debe ser robusto en referencia a la variación paramétrica asociada al consumo de gasolina. De esta manera, se contorna el problema y se facilita el modelado del sistema. Como esta variación de masa produce variación de la posición del centro de gravedad, es recomendable seleccionar como punto donde se realiza la sumatoria de fuerzas y momentos, el centro de volumen (**CV**) de la carena del dirigible y,
- la ubicación del punto donde se realiza la fuerza de empuje de Arquímedes es supuesto en **CV**.

Utilizando las teorías de cantidad de movimiento, momento cinético y energía cinética, podemos plantear las ecuaciones de movimiento translacional y movimiento rotacional, tal como se presenta en la siguiente ecuación.

$$\begin{aligned} \frac{dP_{d|Rd}}{dt} + \vec{\Omega} \wedge P_{d|Rd} &= \sum F_{ext} \\ \frac{dI_C}{dt} + \vec{\Omega} \wedge I_C + \vec{V}_C \wedge P_{d|Rd} &= \sum M_{ext} \end{aligned} \quad (1.7)$$

El sistema de ecuaciones en 1.7, puede ser reescrito como :

$$\begin{aligned} m\dot{\vec{V}}_{C|Rd} - mS(r_c)\dot{\vec{\Omega}}_{C|Rd} + \vec{\Omega} \wedge m\vec{V}_C - \vec{\Omega} \wedge mS(r_c)\vec{\Omega} &= \sum \vec{F}_{ext} \\ I_C\dot{\vec{\Omega}}_{C|Rd} + mS(r_c)\dot{\vec{V}}_{C|Rd} + \vec{\Omega} \wedge I_C\vec{\Omega} + \vec{\Omega} \wedge mS(r_c)\vec{V}_{C|Rd} - V_{C|Rd} \wedge mS(r_c)\vec{\Omega} &= \sum \vec{M}_{ext} \end{aligned} \quad (1.8)$$

donde los productos cruz del lado izquierdo de 1.8 están asociados a las fuerzas centrífugas y de coriolis. Si se presenta la condición donde la distancia que existe entre el centro volumétrico y el centro de gravedad (**CG**) es igual a cero $r_c = [0, 0, 0]^T$ (ver figura 1.2), se tiene que 1.8 se convierte en :

$$\begin{aligned} m\dot{\vec{V}}_{C|Rd} + \vec{\Omega} \wedge m\vec{V}_C &= \sum \vec{F}_{ext} \\ I_C\dot{\vec{\Omega}}_{C|Rd} + \vec{\Omega} \wedge I_C\vec{\Omega} &= \sum \vec{M}_{ext} \end{aligned} \quad (1.9)$$

De manera general la ecuación de movimiento del dirigible puede ser formulada como :

$$M_d \dot{v}_{dl} = -T_{dy}(v_{dlr}) + T_{ext} \quad (1.10)$$

donde T_{ext} es un termino conformado por los aportes debidos a los fenómenos aerodinámicos $T_a(V_A)$, los fenómenos de empuje-peso g_{att} y las fuerzas que aportan los propulsores T_p . En el caso de UrAn, se tiene una fuerza adicional debida al rotor de cola T_{rc} y que puede ser integrada a T_p , quedando un solo vector que describe estas fuerzas T_{pT} .

$$T_{ext} = T_a(v_A) + g_{att} + T_p \quad (1.11)$$

El termino M_d de la ecuación 1.10 representa la matriz de masas e inercias del sistema y puede ser representada por :

$$M_d = \begin{pmatrix} m\mathcal{I}_3 & -m\tilde{A} \\ m\tilde{A} & I_N \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} m & 0 & 0 & 0 & mz_g & 0 \\ 0 & m & 0 & -mz_g & 0 & mx_g \\ 0 & 0 & m & 0 & -mx_g & 0 \\ 0 & -mz_g & 0 & I_x & 0 & -I_{xz} \\ mz_g & 0 & -mx_g & 0 & I_y & 0 \\ 0 & mx_g & 0 & -I_{xz} & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (1.12)$$

donde la distancia entre el centro de volumen (**CV**) y el centro de gravedad (**CG**) es representada por el vector $\vec{r}_c = [x_g, 0, z_g]^T$ (ver figura 1.2).

El vector $T_{dy}(v_{dlr})$ es asociado a los esfuerzos de Coriolis (velocidad-rotación) y los esfuerzos centrífugos (rotación-rotación). $T_{dy}(v_{dlr})$ es expresado por :

$$T_{dy}(v_{dlr}) = \begin{pmatrix} mwq - mvr - mx_g q^2 + mz_g pr - mx_g r^2 \\ mur - mwp + mz_g qr + mx_g pq \\ mvp - muq - mz_g p^2 + mx_g pr - mz_g q^2 \\ -mz_g ur + mz_g wp - I_{xz} pq - (I_y - I_z) qr \\ -mz_g vr - mx_g vp + mz_g wq + mx_g uq + I_{xz}(p^2 - r^2) - (I_z - I_x) pr \\ -mx_g wp + mx_g ur - (I_x - I_y) pq + I_{xz} qr \end{pmatrix} \quad (1.13)$$

1.3.2 Definición de los vectores de fuerzas y momentos exteriores

Según las condiciones de vuelo y la forma de los dirigibles **UrAn** y **KARMA**, los esfuerzos exteriores de los sistemas pueden ser considerados desacoplados y analizados por separado.

Peso y fuerza de empuje de Arquímedes

Las fuerzas a tener en cuenta en este ítem son debidas a los fenómenos de la gravedad y están orientadas generalmente sobre el eje 'z' del eje coordenado terrestre $[R_o]$. El peso que se atribuye al total de la masa de los elementos que conforman el dirigible, aporta como fuerza exterior al movimiento longitudinal ($\vec{F}_G = m\vec{g}$) y rotacional ($\vec{M}_{CG} = m\vec{r}_c \wedge \vec{g}$). De la misma manera y en dirección opuesta, la fuerza debida al empuje de Arquímedes aporta a las componentes lineales de velocidad ($\vec{F}_B = -\rho V_{ol} \vec{g}$) y no aporta a los momentos rotacionales (punto donde se hace la sumatoria de fuerzas).

Debido a que el vector de fuerza total debido al peso y el empuje de Arquímedes aportan solo en el eje 'z' de R_o , dicho vector se ve reflejado en la sumatoria de fuerzas como $[0, 0, (F_G - F_B)]^T$. Aplicando la transformación con la matriz de la ecuación 1.1, podemos expresar estas fuerzas en R_d . Partiendo del resultado anterior y sabiendo que la sumatoria de fuerzas se hace en el centro de volumen (**CV**), la sola fuerza actuante en el movimiento rotacional es debida al peso, ubicada en la posición $([x_g, 0, z_g]^T)$, el centro de gravedad (**CG**). El aporte de esta fuerza a las ecuaciones matemáticas que modelan el comportamiento dinámico del dirigible puede ser expresado como :

$$g_{att} = \begin{pmatrix} -(F_G - F_B) s\theta \\ (F_G - F_B) c\theta s\phi \\ (F_G - F_B) c\theta c\phi \\ -z_g F_G c\theta s\phi \\ -z_g F_G s\theta - (x_g F_G - x_c F_B) c\theta c\phi \\ (x_g F_G - x_c F_B) c\theta s\phi \end{pmatrix} \quad (1.14)$$

Propulsión y fuerza de empuje del rotor de cola

Los elementos encargados de producir movimiento a **UrAn** y **KARMA**, con principios diferentes al peso y el empuje de Arquímedes, son generalmente dos propulsores alojados en la góndola principal. Para el caso de **UrAn**, el dirigible cuenta con un rotor

de cola, que proporciona un empuje adicional en los giros y se ubica en el alerón inferior de dirección.

Los motores instalados en la góndola tienen un grado de libertad suplementario dado por el motor de vectorización, denotando este movimiento por un ángulo de rotación μ . Así, la acción de la fuerza de propulsión vectorizada puede ser expresada como la suma de los aportes individuales de cada uno de los motores instalados a cada lado de la góndola principal, tomando como punto efectivo donde actúa la resultante (ver figura 1.4), el centro de la unión entre ellos (O_x, O_z). La ecuación que presenta el aporte de estas fuerzas, viene representado por la ecuación siguiente :

$$T_p = \begin{pmatrix} F_M c \mu \\ 0 \\ -F_M s \mu \\ 0 \\ F_M O_z c \mu + F_M O_x s \mu \\ 0 \end{pmatrix} \quad (1.15)$$

donde F_M representa la fuerza resultante del aporte de los dos motores y μ el ángulo de vectorización.

La relación existente entre la potencia y la fuerza de tracción de los motores de **KARMA**, puede ser consultada en [Hyg03]. Para el caso de **UrAn**, una caracterización de la fuerza de empuje, en función de las revoluciones por minuto (**rpm**).

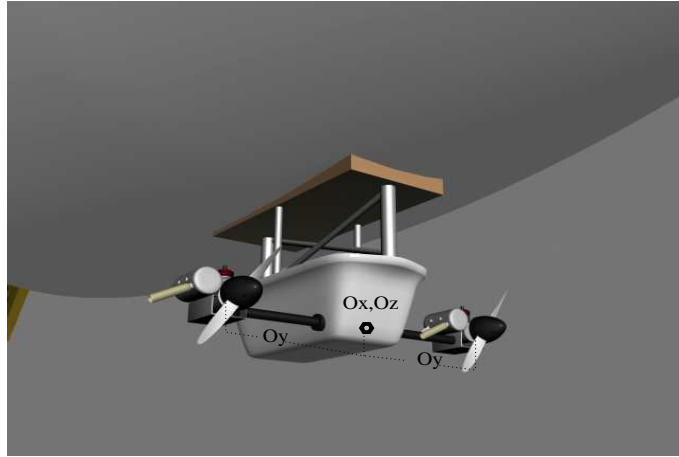


FIG. 1.4 – Motores en paralelo y mostrando el punto donde se realiza el aporte de ellos

El empuje producido por el rotor de cola de **UrAn** es generado por un motor con inversión de giro. La caracterización de esta parte del sistema mostró que se presenta una zona muerta alrededor de cero y una fuerza que no sobrepasa los $0.75N$. La figura 1.5 presenta una representación global en bloques y 1.6 presenta la curva que resulta de la caracterización. La fuerza que proporciona este elemento en el punto $(x_{rc}, 0, z_{rc})$, puede ser expresada dentro de las ecuaciones de movimiento como el vector de la ecuación 1.16.

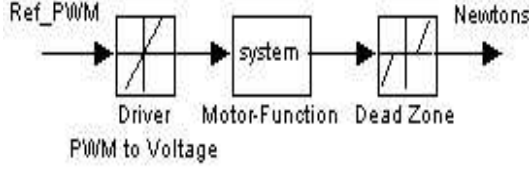


FIG. 1.5 – Modelo simplificado del rotor de cola

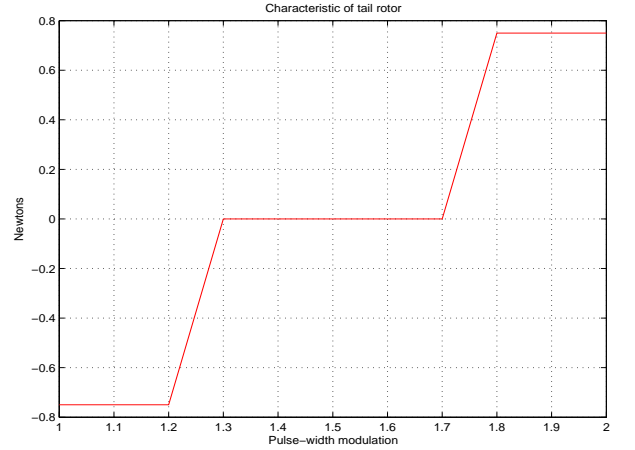


FIG. 1.6 – Caracterización del rotor de cola

$$T_{rc} = \begin{pmatrix} 0 \\ F_{rc} \\ 0 \\ F_{rc}z_{rc} \\ 0 \\ F_{rc}x_{rc} \end{pmatrix} \quad (1.16)$$

Finalmente el aporte de estos elementos puede ser expresado por una sola ecuación :

$$T_{pT} = \begin{pmatrix} F_M c \mu \\ F_{rc} \\ -F_M s \mu \\ F_{rc} z_{rc} \\ F_M O_Z c \mu + F_M O_X s \mu \\ F_{rc} x_{rc} \end{pmatrix} \quad (1.17)$$

Fuerzas debidas a los fenómenos aerodinámicos

Para describir los componentes de este vector, además de tener presente la teoría de fuerzas y momentos aerodinámicos que se ejercen sobre un cuerpo cualquiera en movimiento dentro de un fluido, la teoría de Kirchoff, la teoría de cuerpos enlazados y la de Bryson (ver [BL03]), se deben tener presente algunas hipótesis :

- El dirigible se considera que se desplaza a una velocidad aerodinámica pequeña, lo que conduce a tener un ‘**número de mach**’ pequeño, de donde se infiere que la masa volumétrica $\rho_\infty = \rho$ del fluido permanece constante. Esta masa volumétrica es considerada igualmente constante a las altitudes que el dirigible trabajará (no superiores a 200m).

- En el interior de la carena, el movimiento del helio ocasionado por las aceleraciones del dirigible, tienen inercia propia e induce coeficientes debidos al fluido adicionado. Para el caso de **UrAn** y **KARMA**, considerados como dirigibles de pequeña envergadura, estos coeficientes son despreciables.

Según lo anterior, una representación general de las fuerzas y momentos aerodinámicos pueden estar dada por :

$$\begin{aligned}\vec{F} &= (\frac{1}{2}\rho S_{ref} v_a^2) g(R_{eL}, \lambda, e, \alpha, \beta, v_a, p, q, r) \\ \vec{M} &= (\frac{1}{2}\rho S_{ref} L_{ref} v_a^2) h(R_{eL}, \lambda, e, \alpha, \beta, v_a, p, q, r)\end{aligned}\quad (1.18)$$

donde g y h son relaciones entre los diferentes elementos que las componen (funciones), ρ es la masa volumétrica del aire en el infinito, S_{ref} superficie de referencia, L_{ref} longitud de referencia, R_{ey} el número de Reynolds, los parámetros λ y e son el alargamiento y el espesor relativo (esbeltez) respectivamente, α el ángulo de incidencia, β el ángulo de derape o deslizamiento, v_a la velocidad aerodinámica y los parámetros p, q, r están asociados a la rotación del dirigible.

Las fuerzas y momentos debidos a los fenómenos aerodinámicos (carena + alerones + góndolas) actuantes sobre el dirigible son tratados tanto teóricamente como experimentalmente con un grado de profundidad suficiente por Bonnet en [BL03]⁹. Nuestro interés es dejar simplemente expresiones usadas para la simulación y la identificación. Así, el trabajo de Bonnet e Higounenc, presenta como conclusión que $T_a(v_A)$ es el vector aerodinámico. Si definimos $v_A = [v_{a|R_d}, v_{dr}]^T$, donde $v_{a|R_d}$ viene de la ecuación 1.5, $v_{dr} = (p, q, r)$ es el vector de velocidad de rotación, expresado en R_d y reportado en R_0 , el vector $T_a(v_A)$ puede ser expresado por :

$$T_a(v_A) = \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \\ M_\phi = L \\ M_\theta = M \\ M_\psi = N \end{pmatrix} = A\dot{v}_A - D(v_{dr})v_A + T_{sta}(v_{a|R_d}^2) \quad (1.19)$$

La definición de los vectores que conforman $T_a(v_A)$ se presenta a continuación :

- $A\dot{v}_A$ representa los fenómenos no estacionarios, función de las aceleraciones. Este vector muestra, que los coeficientes a_{ij} son constantes que dependen de la geometría del sistema y la matriz \mathbf{A} recibe el nombre de matriz de coeficientes del fluido adicionado. Debido a $A\dot{v}_A$, la masa del dirigible puede aumentar en aproximadamente un 5%.

⁹Bonnet forma parte del equipo del ‘laboratoire d’aérodynamique et propulsion de Supaéro, École nationale supérieure de l’aéronautique et de l’espace’

$$A\dot{v}_A = \begin{pmatrix} a_{11} & 0 & 0 & 0 & a_{15} & 0 \\ 0 & a_{22} & 0 & a_{24} & 0 & a_{26} \\ 0 & 0 & a_{33} & 0 & a_{35} & 0 \\ 0 & a_{42} & 0 & a_{44} & 0 & a_{46} \\ a_{51} & 0 & a_{53} & 0 & a_{55} & 0 \\ 0 & a_{62} & 0 & a_{64} & 0 & a_{66} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{V}_{X_a|Rd} \\ \dot{V}_{Y_a|Rd} \\ \dot{V}_{Z_a|Rd} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} \quad (1.20)$$

- $D(v_{dr})v_A$ representa los fenómenos aerodinámicos debidos a la fuerza centrífuga y centrípeta (translación-rotación, rotación-rotación).

$$D(v_{dr})v_A = \begin{pmatrix} 0 & a_{22}r & -a_{33}q \\ D_{1z1} & 0 & a_{33}p \\ (a_{11} - xm_{22})q & -a_{22}p & 0 \\ D_{1z2} & -(a_{62} + a_{35})q & D_{1z3} \\ (a_{35} + x^2m_{22})q & -a_{42}ra_{62}p & -a_{15}q \\ D_{1z4} & (a_{15} + a_{42})q & -a_{53}p \\ a_{24}r & -a_{35}q & a_{26}r \\ a_{35}q & -a_{15}q & 0 \\ -a_{24}p - a_{26}r & a_{15}q & 0 \\ -a_{64}q & (a_{55} - a_{66})r & 0 \\ D_{1z5} & 0 & -a_{64}r \\ (a_{44} - a_{55})q & a_{46}r & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} V_{X_a|Rd} \\ V_{Y_a|Rd} \\ V_{Z_a|Rd} \\ p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (1.21)$$

donde $D_{1z1} = pm_{13} + r(xm_{11} - a_{11})$, $D_{1z2} = pm_{33} + r(a_{15} + xm_{13})$, $D_{1z3} = (a_{62} + a_{35})r + a_{24}p$, $D_{1z4} = -(a_{51} + a_{24} - xm_{13})p - (a_{26} - x^2m_{11})r$ y $D_{1z5} = a_{64}p + (a_{66} - a_{44})r$.

- $T_{sta}(v_a|Rd^2)$ representa los esfuerzos y momentos estacionarios, referenciados a \mathbf{CV} o a la nariz N^{10} . Cabe resaltar que dentro de este vector, se relaciona las fuerzas de fricción de un cuerpo sumergido en un fluido y la deflexión de los alerones, denotada por δ_e para elevación o configuración simétrica y δ_g para dirección o configuración desimétrica. Las deflexiones de los alerones afecta los esfuerzos lateral, normal y tangencial (respectivamente C_L , C_N y C_T), y los momentos de alabeo (roll), cabeceo (pitch) y guiñada (yaw) (respectivamente C_l , C_m y C_n) del dirigible completo (carena, góndolas, electrónica embarcada, alerones).

$$T_{sta}(v_a^2) = \begin{pmatrix} \frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} C_T \\ \frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} C_L \\ \frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} C_N \\ -\frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} L_{ref} C_l \\ -\frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} L_{ref} C_m \\ -\frac{1}{2}\rho v_a^2 S_{ref} L_{ref} C_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} F_{x|sta} \\ F_{y|sta} \\ F_{z|sta} \\ L_0 \\ M_0 \\ N_0 \end{pmatrix} \quad (1.22)$$

Los coeficientes de 1.22 representan :

¹⁰Debido a la técnica de identificación usada en el túnel de viento, los coeficientes encontrados por Bonnet son referenciados a la nariz

- $F_{x|sta}$, la fuerza o esfuerzo tangencial, con el coeficiente C_T asociado a los esfuerzos normales creados sobre la carena.
- $F_{y|sta}$, esfuerzo lateral, con el coeficiente C_L , asociado a los esfuerzos laterales que actúan sobre la carena.
- $F_{z|sta}$, la fuerza normal, conformada entre sus elementos con el coeficiente tangencial C_N , asociado a fenómenos que actúan de manera tangencial sobre la carena.
- L_0 , momento de alabeo (roll), con C_l como coeficiente debido a los momentos normales actuantes sobre el dirigible. Para llevar este momento al centro de gravedad, se debe aplicar la siguiente transformación : $L_G = L_0 + z_G F_{y|sta}$.
- M_0 , el momento de cabeceo (pitch), con el coeficiente C_m debido al momento de cabeceo del dirigible. La transformación que se debe aplicar para trasladarlo al centro de gravedad es : $M_G = M_0 + x_G F_{z|sta} - Z_G F_{x|sta}$.
- N_0 , el momento de guiñada (yaw), con C_n entre sus coeficientes y atribuido a los movimientos de dirección del sistema. La transformación para reportarlo al centro de gravedad es : $N_G = N_0 - x_G F_{y|sta}$.

La identificación realizada en **SUPAERO** de los coeficientes de los esfuerzos y momentos aerodinámicos, según las teorías antes mencionadas (Bryson y Kirchoff) y con la ayuda del túnel de viento, son presentados en la tabla 1.1.

Pocas publicaciones se direccionan realmente a un modelado estricto de los sistemas tipo dirigibles de pequeña envergadura. Grandes aportes fueron realizados alrededor de los años 1920 y 1930 por Munk [Max36], DeLaurier y Mueller, orientados a sistemas de gran envergadura. Un trabajo en la misma dirección que el desarrollado por Hygounenc, es presentado por Gomes y Ramos en [GR98] o estudios como los realizados en el proyecto con el dirigible **LOTTE**, demuestran que en cualquiera de los casos es difícil construir un modelo matemático del sistema completo, quedando siempre alguna dinámica por modelar o parcialmente modelada. Trabajos como el presentado en [PSGL05], muestran ser parciales en la identificación y modelado total del sistema.

Observaciones

- Si se plantea que la fuerza de empuje es igual a : $F_B = V_{ol}(\rho_{air} - \rho_{hel})g$ y si se desea saber el valor de la carga paga (**'pay load'**), se tiene de la expresión $F_B = (m_D + m_{load})g$, el valor de la capacidad de carga paga del dirigible. Aquí, m_D representa la masa de toda la estructura del sistema y m_{load} representa la masa de la carga paga.
- Los coeficientes inerciales de la matriz de masas e inercias M_d se realizan en función de la geometría del dirigible. Una manera de determinar estos coeficientes es presentada en [Hyg03], permitiendo de esta manera, tener un simulador con una estructura básica y solo modificar sus coeficientes para tener los simuladores de los dirigibles **KARMA** y **UrAn**.
- Para un dirigible del tamaño y forma de **UrAn** y/o **KARMA**, la fuerza de fricción puede ser escrita como $F_D = \frac{1}{2}\rho V^2 A C_D$, donde ρ es la densidad atmosférica, V es la velocidad nominal de desplazamiento libre, A es el área de referencia y C_D es el coeficiente adimensional de fricción del cuerpo. En un dirigible esta fuerza de fricción es una contribución de la fricción de piel de la carena y de la presión que actúan

sobre ella. Si la intención es determinar la velocidad mínima a la que el dirigible vencerá esta fuerza, debemos acudir a esta ecuación.

- El parámetro de alargamiento (en francés ‘**allongement**’) o el radio mayor (en inglés ‘**thickness ratio**’) es igual al diámetro mayor de la carena sobre la longitud

Coefficientes Aerodinámicos
$C_N = 0.024 + 0.937 \sin 2(\alpha + 0.085\delta_e) \cos^2 \beta + 1.855 \sin(\alpha + 0.085\delta_e) \cos \beta$ $\sqrt{\sin^2(\alpha + 0.085\delta_e) \cos^2 \beta + \sin^2 \beta}$
$C_L = 0.1226 \cos \alpha \sin 2\beta + 0.372 \sin \beta \sqrt{\sin^2 \alpha \cos^2 \beta + \sin^2 \beta} + 0.937 \cos \alpha \sin 2(\beta - 0.085\delta_g) + 1.855 \sin(\beta - 0.085\delta_g) \sqrt{\sin^2 \alpha \cos^2(\beta - 0.085\delta_g) + \sin^2(\beta - 0.085\delta_g)}$
$C_{T,symtrique} = \left(K_1 \left(\text{sgn}(C_N) \sqrt{C_N^2 + C_L^2} + K_2 \right)^2 + K_3 \right) \cos^2 \alpha \cos^2 \beta$ $K_1 = -0.0553 - 0.0129\delta_e + 0.0488\delta_e^2$ $K_2 = -0.061 - 0.4132\delta_e + 0.6899\delta_e^2 - 1.276\delta_e^3$ $K_3 = 0.1069 - 0.0087\delta_e + 0.0932\delta_e^2$
$C_{T,dessymtrique} = \left(K_1 \left(\text{sgn}(C_L) \sqrt{C_N^2 + C_L^2} + K_2 \right)^2 + K_3 \right) \cos^2 \alpha \cos^2 \beta$ $K_1 = -0.0553 + 0.0129\delta_g + 0.0488\delta_g^2$ $K_2 = -0.061 + 0.4132\delta_g + 0.6899\delta_g^2 + 1.276\delta_g^3$ $K_3 = 0.1069 + 0.0087\delta_g + 0.0932\delta_g^2$
$C_{l N} = \frac{1}{\rho S_{ref} L_{ref}} (0.548 \sin \alpha + 1.045 \rho \cos \alpha) \sin 2\beta$
$C_{m N} = -0.04 - 0.173 \sin 2(\alpha + 0.2\delta_e) \cos^2(\beta) - 1.234 \sin 2(\alpha + 0.2\delta_e) \cos \beta$ $\sqrt{\sin^2(\alpha - 0.2\delta_e) \cos^2 \beta + \sin^2 \beta}$
$C_{n N} = 0.012 \cos \alpha \sin 2\beta - 0.069 \sin \beta \sqrt{\sin^2 \alpha \cos^2 \beta + \sin^2 \beta} + 0.173 \cos \alpha$ $\sin 2(\beta - 0.2\delta_g) + 1.234 \sin(\beta - 0.2\delta_g) \sqrt{\cos^2 \alpha \cos^2(\beta - 0.2\delta_g) + \sin^2(\beta - 0.2\delta_g)}$

TAB. 1.1 – Coeficientes de esfuerzos y momentos aerodinámicos

del dirigible ($\lambda = \frac{D}{L}$). Para el caso de **UrAn** y **KARMA**, este valor se aproxima bastante y según los aportes de DeLaurier en el modelado de los dirigibles, los coeficientes aerodinámicos son asumidos iguales o muy próximos.

- Para un parámetro de alargamiento $[\lambda] \ll 1$, se tiene que puede ser aplicada la teoría de cuerpos enlazados planteada en [Hyg03, BL03]. Adicional a este resultado, se tiene que **KARMA** y **UrAn**, se clasifican entre los dirigibles de carenas con bajos coeficientes de fricción (el rango para el coeficiente de alargamiento (λ) esta entre 0.2 y 0.25, ver [KG99]).
- La estimación de los coeficientes inerciales y el cálculo de la nueva posición del centro de gravedad se hace a partir de las teorías expuestas antes. Para esto, es importante tener presente la geometría del dirigible y la ubicación de los diferentes componentes del dirigible, tales como góndolas, alerones y propulsores entre otros (ver las figuras 1.7 y 1.8).

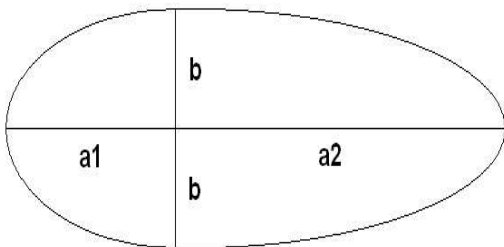


FIG. 1.7 – Longitudes de los semi-elipsoides. Estas medidas son usadas para el cálculo de los coeficientes inerciales de la matriz M_d .

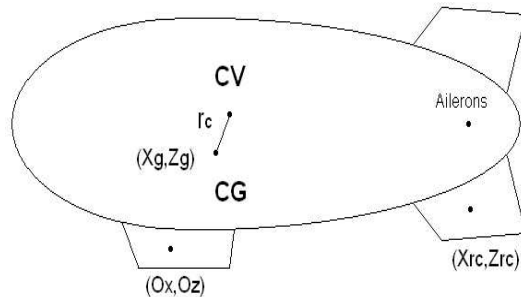


FIG. 1.8 – Puntos importantes en el elipsoide, alerones y góndolas. Son utilizadas para la formulación matemática, referenciadas al centro de volumen (CV).

Es de precisar que por razones de seguridad, en el momento de vuelos de practica con el dirigible, es dejado ligeramente mas pesado (masa aparente m mayor que ρV_{ol}) y picado¹¹ (ver figura 1.8).

1.4 Modelos reducidos

Continuando con el objetivo de tener un modelo del dirigible que permita la realización de reguladores para su control, se plantean modelos (sistemas estacionarios) en los puntos de operación que relacionan las dinámicas más relevantes del sistema, es decir el comportamiento local del sistema en el punto de operación. Dichos modelos son conocidos bajo el nombre de modelos afines. Según Fossard [FNC93], los sistemas de estructura triangular caen en la posibilidad de ser modelados como modelos reducidos o afines. El dirigible, tratado como un sistema de estructura triangular, debe presentar condiciones de vuelo predeterminadas para permanecer en la validez de este tipo de modelos.

¹¹Termino que describe una ligera inclinación del dirigible a nivel de la nariz, apuntando al suelo

1.4.1 Primera reducción

El modelo de la dinámica del dirigible, planteado en la sección 1.3, es bastante complejo para la realización de los controles, pues es basado en ecuaciones analíticas e identificaciones numéricas de modelos a escala en el túnel de viento. No es recomendado pensar en linealizar un modelo de esta magnitud alrededor de un punto de operación, pues continua siendo complejo para los diseños de los reguladores.

Si se considera la hipótesis de que el dirigible se desplaza a una velocidad constante, con un ángulo de vectorización igual a cero ($\mu = 0$), las señales de control para las superficies móviles de los alerones también iguales a cero ($\delta_g = 0$ y $\delta_e = 0$), y a una misma altitud debida a su equilibrio estático en el eje 'z', caemos en la **fase de vuelo crucero** con desplazamiento en línea recta a velocidad constante y posiciones angulares nulas. Así, simplificamos las variables de estado y las acciones de control a tener en cuenta dentro del modelo a plantear.

Realizando las sustituciones del caso, se puede mostrar que la dinámica de la velocidad de desplazamiento del dirigible en función de la fuerza de empuje de los propulsores es :

$$\dot{u} = \frac{1}{(m - a_{11})} (F_m \cos \mu + \frac{1}{2} \rho v_a^2 S_{ref} C_T) \quad (1.23)$$

Cabe resaltar que la velocidad de desplazamiento del dirigible para este caso, es la suma cuadrática media de las velocidades entregadas por el **GPS** en su referencial local R_o y convención **NED**. Al mismo tiempo, v_a en el caso de ausencia de viento, es igual a la velocidad de desplazamiento del dirigible en el eje longitudinal, es decir igual a la velocidad en el eje x de R_d (conocida como u).

1.4.2 Segunda reducción

Garantizando la velocidad constante y ausencia de viento como se afirma en el ítem anterior ($v_a = u = u_0$) y un desplazamiento en línea recta ($\delta_g = 0, v = 0$), se puede realizar una segunda reducción al modelo y plantear ecuaciones que representen la dinámica de la posición en altitud del dirigible.

Las variables involucradas en la dinámica de la altitud son z, w, u, θ, q y δ_e . Si consideramos que w es muy pequeña comparada con u y $\alpha \approx 0$, parte de las ecuaciones originales pueden ser rescritas como :

$$\begin{aligned} \dot{z} &= -u \sin(\theta) \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= \frac{((mx_g - a_{35} - x^2 m_{22})uq - z_g F_G \sin \theta - (x_g F_G - x_c F_B) \cos \theta + F_m O_z \cos \mu + F_m O_x \sin \mu - \frac{1}{2} \rho u^2 S_{ref} L_{ref} C_{mN})}{I_y - a_{55}} \end{aligned} \quad (1.24)$$

Linealizando alrededor del punto de operación del sistema y considerando $-(x_g F_G - x_c F_B) \cos \theta + F_m O_z \cos \mu \approx 0, \theta \approx 0 \rightarrow \sin \theta \approx \theta$ y $\cos \theta \approx 1$, el sistema puede ser rescrito como :

$$\begin{aligned} \dot{z} &= -u \sin \theta \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= k_{2|\delta_e} q + k_{1|\delta_e} \theta + k_{3|\delta_e} \delta_e \end{aligned} \quad (1.25)$$

donde $k_{2|\delta_e} = \frac{(mx_g - a_{35} - x^2 m_{22})u}{I_y - a_{55}}$, $k_{1|\delta_e} \approx \frac{-z_g F_G}{I_y - a_{55}}$ y $k_{3|\delta_e} \approx -\frac{\rho u^2 S_{ref} L_{ref} C_{mN}}{2(I_y - a_{55})}$. La ecuación 1.25 presenta un sistema de segundo orden para control de posición en θ y tercero para z . Considerando que la dinámica del ángulo θ se asemeja a un sistema de primer orden, el modelo para z puede ser visto en este caso como un sistema de primer orden en serie con un integrador puro.

1.4.3 Tercera reducción

Bajo supuestos similares al ítem anterior, velocidad constante ($v_a = u = u_0$) y un desplazamiento en el plano horizontal con $\delta_e = 0$ y $w = 0$, se puede realizar una reducción al modelo complejo y plantear ecuaciones que representen la dinámica de la posición en profundidad o dirección del dirigible, tal como es presentado por la ecuación 1.26.

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi - v \sin \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi - v \cos \psi \\ \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= \frac{ur(mx_g + a_{26} - mx_{11}) + F_{rc} x_{rc} - \frac{1}{2} \rho u^2 S_{ref} L_{ref} C_{nN}}{(I_z - a_{66})} \end{aligned} \quad (1.26)$$

Las variables involucradas en la dinámica de dirección son x , y , u , v , ψ , r y δ_g . Si se considera v muy pequeña comparada con u , $\beta \approx 0$ y considerando $F_{rc} = 0$ por razones de formulación similar de las leyes de control para los dos dirigibles (KARMA y UrAn), el sistema de ecuaciones de 1.26 pueden ser rescrito como :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi \\ \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= k_{2|\delta_g} r + F_{rc} x_{rc} + k_{1|\delta_g} \delta_g \end{aligned} \quad (1.27)$$

$$\text{donde } k_{2|\delta_g} = \frac{u(mx_g + a_{26} - mx_{11})}{(I_z - a_{66})} \text{ y } k_{1|\delta_g} = -\frac{\frac{1}{2} \rho u^2 S_{ref} L_{ref} C_{nN}}{(I_z - a_{66})}.$$

1.4.4 Escenario de la Misión

Basados en los modelos reducidos antes planteados, se debe garantizar y respetar unas condiciones de vuelo. De esta manera el sistema opera siempre en la validez de los modelos planteados y por lo tanto, los reguladores que se diseñen permanecerán siempre en las zonas de operación lineal y validez de los modelos reducidos. Por esto, se plantea un escenario de misiones que debe seguir y respetar en la medida de lo posible fielmente el sistema.

Generalmente los vuelos se enmarcan en una altitud regular de $20m$ y no mayor a $200m$ del punto de despegue. La velocidad de desplazamiento es fijada entre 5 a $6m/s$ para **KARMA** y entre 6 a $8m/s$ para **UrAn**, no excediendo jamás los $35km/h$ o $45km/h$ respectivamente. El tiempo de vuelo en cada prueba no sobrepasa los $25min$, especialmente por limitaciones de baterías en **KARMA** y para tener bajas variaciones de masa, al consumirse la gasolina en el caso de **UrAn**.

El despegue

Una manera de hacer el despegue del dirigible es dividiendo la fase de despegue en dos sub-fases. En la primera, el dirigible despega verticalmente hasta una altura referencia. Los actuadores implicados en esta maniobra son los propulsores (T) y la vectorización μ . Las variables de estado más relevantes en esta parte de vuelo son z , w . Luego como segunda sub-fase, al alcanzar una altura referencia, se realiza una transición donde la velocidad de desplazamiento debe llegar al valor de referencia (prefijado según el dirigible). Los actuadores que gobiernan estos movimientos son los propulsores (T), la vectorización (μ) y los alerones en configuración simétrica (δ_e). Las variables de estado implicadas en la transición son x , y , z , u , θ y w .

Otra manera de efectuar el despegue se realiza cuando el dirigible cuenta con suficiente velocidad para lograr cambios de altitud con los alerones. De esta manera, el dirigible parte de una posición inicial (altura igual al punto de despegue) con velocidad nula y llega a una altura referencia con velocidad prefijada según el dirigible. Los actuadores involucrados en esta etapa son los propulsores (T), la vectorización (μ) y los alerones en configuración simétrica (δ_e). Las variables de estado implicadas en esta maniobra son x , y , z , u , θ y w .

El aterrizaje

El aterrizaje se puede realizar de una manera similar a las etapas del despegue, es decir, invirtiendo los procesos antes mencionados para la fase de despegue.

El vuelo crucero

En esta fase se debe garantizar la velocidad de desplazamiento y la altitud del dirigible constantes, para realizar vuelos en el plano xy idealmente desacoplados (**vuelo lateral**). De esta manera, se puede realizar navegación, controlando solamente los alerones en configuración desimétrica (δ_g), donde las variables de estado relacionadas son x , y , u y v . Para asegurar un correcto funcionamiento del dirigible en esta fase, se debe garantizar que en el momento de requerir un cambio de altitud significativo, mayor a un cambio limite de amplitud en la referencia (fuera del punto de operación para el que se diseñó el regulador), se pase a una tarea que prioriza el control de altitud y lleva el dirigible a la altura solicitada (**vuelo longitudinal**). Una vez logrado el objetivo, se regresa a la navegación en el plano horizontal.

Considerando estas hipótesis, las fases para un vuelo autónomo del dirigible, pueden ser representadas por la figura 1.9.

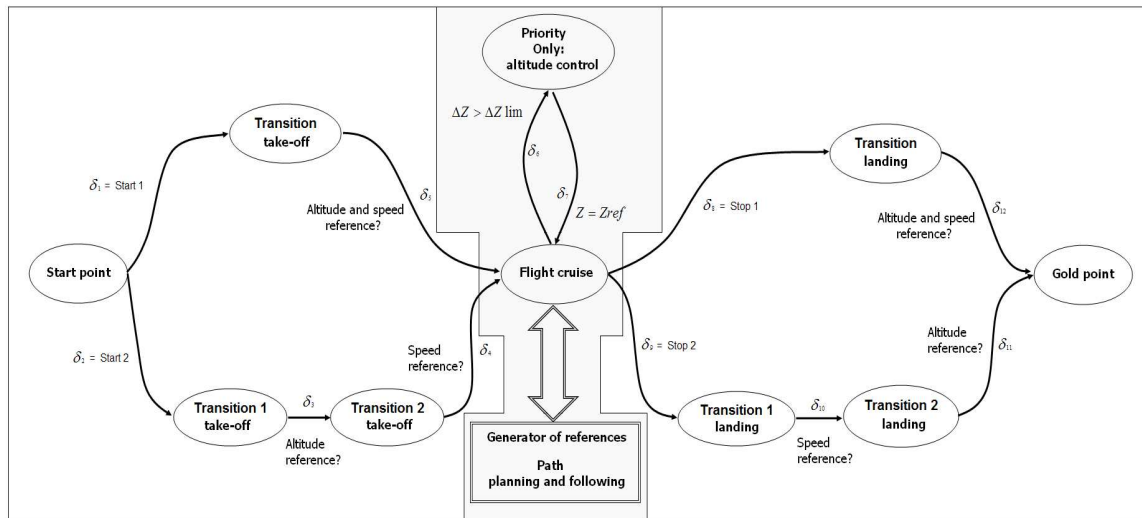


FIG. 1.9 – Fases de vuelo para el dirigible

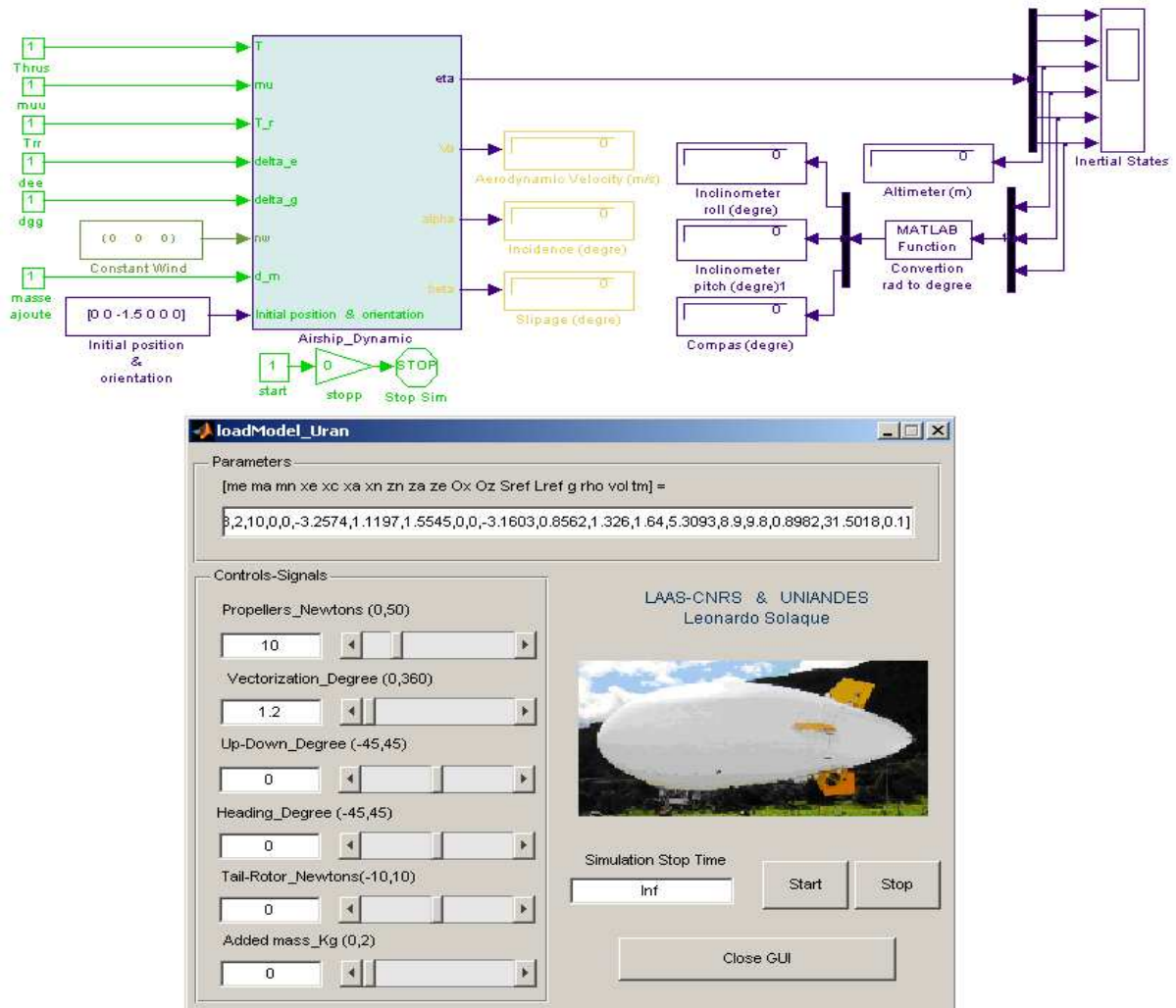
1.5 Sobre los simuladores de los dirigibles

Partiendo del simulador desarrollado por Hygounenc en el laboratorio LAAS-CNRS, el **AS²**, construido sobre la base del gran modelo dinámico comentado anteriormente y en la plataforma Matlab-Simulink, se implementó un modelo de simulación de esquema general, donde se tienen una interfase gráfica de usuario (**Graphical User Interface, GUI**) que despliega la foto del dirigible que se está trabajando, posibilita el cambio en línea de los parámetros basados en la geometría del sistema y los valores de las señales de control. Cabe resaltar que el simulador de igual manera permite cambios de la magnitud del viento y su orientación, o inclusive, permite dejar variaciones aleatorias.

La figura 1.10, muestra el simulador de **UrAn**, el cual presenta un esquema más general en comparación a los simuladores de **AS-500** y **KARMA**, pues entre sus fuerzas exteriores se encuentra la creada por el rotor de cola, mientras que los otros simuladores no cuentan con esta fuerza.

A groso modo, los simuladores implementados (uno por cada dirigible, el **AS-500**, **KARMA** y **UrAn**) permiten una variación en línea de los coeficientes atribuidos a las características geométricas de cada uno de los dirigibles, posibilitando un mejor análisis sobre la variación paramétrica de los sistemas. Conjunto a esto, se permite el cambio de las condiciones exteriores como la masa volumétrica (ρ), la magnitud y orientación del viento, variación de la carga útil y por ende, la posición del centro de gravedad (**CG**). De igual manera, presenta limitaciones sobre las señales de entrada, las mismas señales de control del sistema. Estas limitaciones están basadas en las restricciones físicas de los actuadores del dirigible.

Un bloque que relaciona los modelos de los sensores reales instalados en las plataformas, con sus respectivos tiempos de adquisición, es adicionado a la salida del sistema, permitiendo tener un modelo muy aproximado a la realidad. Cabe anotar que los resul-

FIG. 1.10 – *Simulador de UrAn*

tados más relevantes del simulador, son exportados al espacio de trabajo de **Matlab**, proporcionando la posibilidad de visualizarlos en cualquier programa de **3D**.

Finalmente, la singularidad matemática que se presenta en el modelo a causa del ángulo de cabeceo ($\theta = 90$), no corresponde a la realidad, debido a la dinámica propia del dirigible y por tanto no es considerada.

1.6 Conclusiones

Se mostró un modelo de gran complejidad, generalmente usado para simulación y validación. A partir de este modelo y según el análisis de la misión a cumplir por el dirigible, se realizaron simplificaciones del modelo, resultando modelos simplificados o modelos de control que representan las principales dinámicas de la fase de vuelo crucero. De igual manera, se presentan los simuladores realizados en el ambiente **Matlab-Simulink**.

Capítulo 2

Identificación de parámetros y fusión sensorial

Índice General

2.1	Introducción	23
2.2	Identificación paramétrica, métodos clásicos	24
2.2.1	Respuesta escalón	24
2.2.2	Identificación por mínimos cuadrados recursivos	25
2.2.3	Sobre la implementación en Matlab y sus resultados	26
2.3	Fusión sensorial y estimación óptima	27
2.3.1	Análisis de observabilidad	28
2.3.2	Teoría de Kalman	28
2.3.3	Presentación de los algoritmos y desarrollos en simulación	31
2.4	Kalman como identificador paramétrico, EKF y UKF	37
2.4.1	Identificación de los modelos reducidos	40
2.4.2	Validación del modelo simplificado de velocidad, datos del mundo real	44
2.4.3	Identificación del modelo complejo	44
2.5	Conclusiones	48

2.1 Introducción

Este capítulo es consagrado a la identificación paramétrica de los modelos simplificados, algunos parámetros del modelo complejo y la fusión de la información sensorial. Como primera medida, se presenta una aproximación con los métodos clásicos, aplicados en la identificación de los parámetros de los modelos reducidos. Enseguida, se presenta el filtro de Kalman en sus versiones **EKF** y **UKF** como fusionador de la información entregada por los sensores. Luego, la teoría de Kalman como identificador paramétrico es aplicada en la búsqueda de los valores de los parámetros de los modelos reducidos y algunos parámetros aerodinámicos del modelo complejo. Al final, se presentan las conclusiones del presente capítulo.

2.2 Identificación paramétrica, métodos clásicos

El modelo matemático para un sistema dinámico puede ser planteado a partir de su respuesta impulsional, del planteamiento de las relaciones físicas a través de las ecuaciones diferenciales, por funciones de transferencia o su representación en espacio de estado.

El modelo desarrollado en el primer capítulo, formulado a partir de las relaciones físicas imperantes sobre la estructura del dirigible, arroja como resultado un modelo completo que es utilizado generalmente para el análisis y la construcción de modelos de simulación. Raramente este tipo de modelos son utilizados para hacer control automático, lo que conduce a que en la mayoría de situaciones prácticas se prefiera realizar identificaciones directas sobre el sistema (modelos para control).

En algunos casos la manera de encontrar modelos de control para un sistema puede ser realizada al considerar el sistema como un sistema estacionario o tipo ‘caja-negra’ (black-box). Estos sistemas han sido tema de estudio en las últimas décadas, lo que permite tener un desarrollo profundo en estas teorías, por ejemplo Ljung [Lju99] y Astrom [AW95] en su respectivos libros han planteado y recopilado métodos de identificación de parámetros o Landau en [LLM98, Lan93] presenta la teoría para sistemas discretos, con algoritmos de identificación para sus parámetros.

Modelos reducidos o afines (ver [FNC93]) como los de las ecuaciones (1.23), (1.25) y (1.27), pueden ser vistos como modelos que no muestran las relaciones dinámicas reales del sistema, pero si como modelos que resultan suficientemente representativos del comportamiento local de la planta en el punto de operación. Respetando las fases de vuelo (ver sección 1.4), se garantiza la permanencia en configuraciones de vuelos particulares, haciendo interesante la identificación de los coeficientes de los modelos de control.

Resumiendo, la identificación es una aproximación experimental para la determinación de un modelo de la dinámica local del sistema. Esta labor esta compuesta por cuatro pasos importantes a saber :

- adquisición de entradas y salidas sobre un protocolo de experimentación (construcción de secuencias de entrada y salida),
- selección de la estructura del modelo (modelos de menor complejidad),
- estimación de parámetros del modelo, y
- validación del modelo identificado.

Para los modelos planteados en capítulo uno, modelos SISO (Single Input - Single Output), se trabajaron dos técnicas : la primera consiste en la identificación a partir de la respuesta ante entrada escalón y la segunda basada en algoritmos de adaptación de parámetros (**AAP**) realizada en función del error de estimación (salida medida menos la salida calculada).

2.2.1 Respuesta escalón

El método consiste en estudiar la respuesta del sistema cuando tiene como entrada una señal tipo escalón, se plantea un modelo y se identifica a partir de la gráfica de la respuesta. Los modelos seleccionados para representar el comportamiento del dirigible en la fase de vuelo crucero son : uno de primer orden con retardo (ecuación (2.1))

$$H_1(s) = \frac{k}{1 + s\tau} e^{-sL} \quad (2.1)$$

y el otro con primer orden mas integrador puro y retardo (ecuación 2.2)

$$H_2 = \frac{k}{s(1 + s\tau)} e^{-sL} \quad (2.2)$$

donde L , k y τ son el retardo puro, la ganancia estática y la constante de tiempo de respuesta del sistema, respectivamente. Los coeficientes se determinan según el procedimiento descrito en [AW95]. Aun cuando este método necesita amplitudes grandes como señales de prueba (raramente toleradas por los sistemas) y presenta baja precisión, influencia de las perturbaciones, ninguna posibilidad de modelar las perturbaciones, procedimientos largos y ninguna validación del modelo, permiten validar a groso modo los modelos simplificados.

Siguiendo bajo esta misma perspectiva, seguridad de una buena representación de las dinámicas del sistema por los modelos reducidos, se trabajó la técnica de mínimos cuadrados recursivos, la cual permite lograr una mejor precisión en la estimación de los valores de los parámetros de los modelos propuestos y tener entradas al sistema con variaciones pequeñas alrededor de un valor según el punto de operación deseado.

2.2.2 Identificación por mínimos cuadrados recursivos

El principio de la estimación de parámetros con este tipo de algoritmo de adaptación paramétrica (**AAP**) puede estar representado por el esquema de la figura 2.1, donde $y(k)$ es la salida del proceso en el instante de tiempo k , $\hat{y}(k)$ es la salida predicha por el modelo ajustable y $\xi(k)$ es el error de predicción entre $y(k)$ y $\hat{y}(k)$.

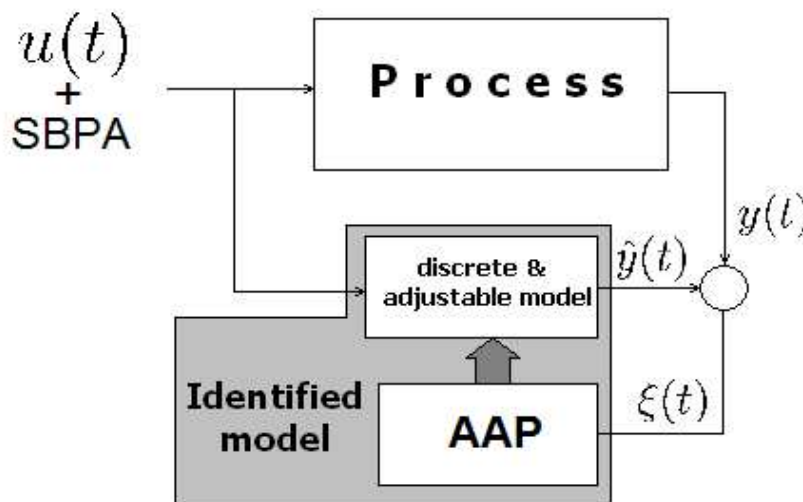


FIG. 2.1 – Estructura de la estimación de parámetros

La entrada al sistema es generalmente una señal binaria pseudo-aleatoria (**SBPA**) de baja amplitud alrededor de la referencia (los criterios de selección de la entrada pueden ser consultados en [LLM98]), permitiendo realizar la estimación mientras el sistema trabaja en cualquier punto de operación permitiendo también hacer estimación de parámetros en tiempo real y la posibilidad de encontrar modelos de perturbación. Se debe resaltar que el criterio de este método de identificación son los algoritmos de adaptación de parámetros y específicamente el usado aquí fue la minimización de la norma del error cuadrático de manera recursiva.

2.2.3 Sobre la implementación en Matlab y sus resultados

La identificación gráfica se realiza directamente de los resultados arrojados en la simulación y considerando los desarrollos teóricos antes mencionados. Los algoritmos **AAP** de igual manera han tenido grandes desarrollos en las últimas décadas, tanto que **Matlab** incluye una caja de herramientas ('toolbox') llamada **Ident** para la identificación paramétrica a partir de secuencias de datos de entrada y salida de los sistemas a identificar. Por ser estas técnicas largamente tratadas en los últimos tiempos no se hace referencia a los procedimientos seguidos en la obtención de los modelos.

Identificación del modelo de la velocidad

El modelo encontrado por la identificación gráfica conduce a encontrar un modelo continuo, diferente al caso donde se realiza la identificación con mínimos cuadrados extendido (algoritmo **AAP**) quien permite encontrar un modelo expresado en forma discreta. La ecuación 2.3 presenta de razón general la expresión de los modelos encontrados por estos métodos para la velocidad aerodinámica en función de la fuerza creada por los propulsores.

$$H_{11}(s) = \frac{v_a(s)}{T(s)} = \frac{k}{\tau s + 1} \tag{2.3}$$

$$H_{12}(z) = \frac{v_a(z)}{T(z)} = \frac{b_0 + b_1 z^{-1}}{a_0 + a_1 z^{-1}}$$

Identificación del modelo de la altitud

Los modelos que representan la relación entre la altitud z y la deflexión simétrica δ_e de los alerones, se pueden escribir como :

$$H_{21}(s) = \frac{z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{k}{s(\tau s + 1)} \tag{2.4}$$

$$H_{22}(z) = \frac{z(z)}{\delta_e(z)} = \frac{b_0 + b_1 z^{-1} + b_2 z^{-2}}{a_0 + a_1 z^{-1} + a_2 z^{-2} + a_3 z^{-3}}$$

El método gráfico permite identificar un sistema de primer orden con un integrador en el origen, confirmando lo presentado en la sección 1.4.

Identificación del modelo de dirección

La ecuación 2.5 presenta los modelos hallados para la dirección en el plano horizontal ψ , en función de la deflexión de los alerones en configuración desimétrica δ_g .

$$\begin{aligned} H_{31}(s) &= \frac{z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{k}{s(\tau s + 1)} \\ H_{32}(z) &= \frac{z(z)}{\delta_g(z)} = \frac{b_2 z^2 + b_1 z^1 + b_0}{z^2 + a_1 z^1 + a_0} \end{aligned} \tag{2.5}$$

Observaciones

- Aun cuando la identificación gráfica a partir de la respuesta del sistema ante entrada escalón no garantice la validez absoluta de los coeficientes, corrobora un comportamiento similar a un sistema de primer orden para la velocidad y segundo orden para la altitud y dirección en el plano $2D$.
- Al tener secuencias de datos de entrada y salida de los sistemas, se logra por medio de los algoritmos **AAP** caracterizar los parámetros del sistema con sus respectivas varianzas, permitiendo considerar estas variaciones en los desarrollos de los reguladores. Al igual, permite realizar estudios a partir de datos reales del sistema funcionando en un punto de operación, tal como se presenta cuando el dirigible se encuentra en la fase de vuelo crucero.
- De manera general y en función de los resultados obtenidos en esta sección, se puede garantizar que los modelos reducidos son validos en la fase de vuelo crucero.

2.3 Fusión sensorica y estimación óptima

Los métodos tratados en la presente sección se apoyan sobre el formalismo de espacio de estado. Dentro de este contexto, la implementación de reguladores sobre el dirigible necesita conocer los estados o una parte de ellos en un instante de tiempo según lo requerido por los controles. Se suponen conocidas : las entradas al sistema (resultado de los algoritmos de control o las señales enviadas por el radio-control) y las salidas del sistema, medidas por los sensores GPS, Central inercial y Barómetro. En general, por razones de implementación técnica o de costo entre otras, la dimensión del vector de salida es inferior a la dimensión del vector de estado. Para condiciones de observabilidad, el vector de estado $x(t)$ puede ser deducido del conocimiento de las entradas y las salidas sobre un intervalo de tiempo pasado $u([0, t])$, $y([0, t])$.

El objetivo de un observador de estado es entonces la reconstrucción del vector de estado, minimizando el error de la observación del estado cuando el tiempo tiende a infinito ($\| e(t) \| = \| \tilde{x}(t) - x(t) \| \rightarrow 0$ cuando $t \rightarrow \infty$), en función del conocimiento de las entradas y las salidas pasadas. Un problema adicional es la implementación del estimador en tiempo real, de forma que los algoritmos deben correr en un tiempo prudencial respecto a la dinámica del sistema y limitaciones computacionales.

2.3.1 Análisis de observabilidad

Sin entrar en rigurosas demostraciones de observabilidad para el sistema, de manera intuitiva podemos mostrar que los estados del dirigible son observables a partir de las medidas de los sensores embarcados¹².

El GPS posee grandes limitaciones de velocidad en la entrega de información (baja respuesta dinámica con un tiempo de un segundo por muestra) y errores de precisión sujetos al número de satélites que logre ver. Así, las observaciones son poco precisas en intervalos de tiempo menores a un segundo, obligando a interpolarlas de alguna manera. Sin embargo, las mediciones realizadas por el GPS son mediciones absolutas, permitiendo la observación de la posición y velocidad del dirigible en un tiempo finito.

El compás e inclinómetros tienen una respuesta dinámica diez veces mayor que la del GPS, facilitando el seguimiento en posición angular del dirigible. Esto se traduce a realizar estimaciones de posición más exactas, con medidas absolutas en tiempo finito y por ende las velocidades lo son también.

El altímetro, basado en el principio de presión barométrica y con la misma frecuencia de funcionamiento que la central inercial, permite la observación de la altitud del sistema de manera absoluta.

Con lo anterior se puede garantizar la observación de todos los estados del sistema, mediante la fusión de la información de los sensores utilizando el **filtro de kalman** como **observador óptimo**. Por esto, el valor de las variables de estado se garantiza con la información entregada por los sensores embarcados en los dirigibles (ver [GA93]). El filtro de Kalman a su vez, permite un filtrado de las señales adquiridas en función de las características de los sensores (ver [CC91]).

2.3.2 Teoría de Kalman

El fundador de la teoría del filtro de kalman (Kalman Filter, **KF**) fue Rudolph Kalman en 1960 quien haciendo uso de la teoría de espacio de estado, planteó un camino alternativo para el filtro de minimización del error medio cuadrático. Desde entonces, el filtro de Kalman ha sido utilizado en los campos de la estimación de orientación y posición o mejor conocido como la navegación de robots. Lefferts [LMS82] por ejemplo presenta el KF como estimador de estado para un sistema dinámico, Vaganay en [VAF93] muestra la aplicación del filtro de Kalman extendido (Extended Kalman Filter, **EKF**) para la estimación de la orientación y posición de un robót móvil. Nuculescu [Nic] presenta una discusión entre **EKF** y el 'Unscented Kalman Filter' (**UKF**). Sola [Sol03] presenta en su reporte de **DEA**¹³ la reconstrucción del estado de un mini-avión por **EKF**.

El **KF** se basa en sistemas lineales invariantes en el tiempo (Linear Time Invariant, **LTI**), descritos por la siguiente ecuación de estado :

¹²Se recomienda revisar el anexo A donde se presenta la electrónica embarcada.

¹³Diplôme d'Etudes Approfondies.

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= F_k x_k + w_k \\ y_k &= H_k x_k + v_k\end{aligned}\tag{2.6}$$

donde x_k representa los estados observados, y_k son las señales observadas por los sensores, w_k es el ruido del proceso y v_k el ruido de las medidas, considerando a w_k y v_k como secuencias de ruido blanco con matrices de covarianza :

$$E[w_i w_j^T] = Q_k, \text{ para } i = j \text{ y } 0 \text{ para } i \neq j$$

$$E[v_i v_j^T] = R_k, \text{ para } i = j \text{ y } 0 \text{ para } i \neq j$$

$$E[w_i v_j^T] = 0, \text{ para todo } i \text{ y } j$$

El propósito de este filtro es computar el estado estimado \hat{x}_k^- , mientras se minimiza el espectro de la probabilidad del error de estimación. De esta manera, el filtro de manera recursiva propaga la función de densidad de probabilidad de un instante de muestreo al siguiente, tomando en cuenta la dinámica del sistema, las entradas e incorporando las medidas y la estadística de los errores de medición en la estimación. El algoritmo para **KF** toma la forma que se presenta en la tabla 2.1, donde $P_k = E[(x_k - \hat{x}_k^-)(x_k - \hat{x}_k^-)^T]$ es llamada la matriz de covarianza.

Paso 1 : Evolución de los estados (a priori)	$\hat{x}_{k+1}^- = F_k \hat{x}_k^-$
Paso 2 : Calculo la covarianza de los errores (a priori)	$P_{k+1}^- = F_k P_k^- F_k^T + Q_k$
Paso 3 : Calculo la ganancia de Kalman	$K_k = P_k^- H_k^T (H_k P_k^- H_k + R_k)^{-1}$
Paso 4 : Actualizo la estimación de estados con medidas z_k (a posteriori)	$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}^- + K_k (z_k - H_k \hat{x}^-)$
Paso 5 : Calculo la covarianza de los errores (a posteriori)	$P_k = (I - K_k H_k) P_k^-$
Paso 6 :	Regreso al Paso 1

TAB. 2.1 – Algoritmo KF

Como el sistema de ecuaciones de 2.6 no es suficientemente representativo para considerar los sistemas no lineales, se acude a la extensión del filtro de Kalman **EKF** donde se implementan funciones no lineales conocidas ($f(x_k)$ y $h(x_k)$). La representación en espacio de estado del sistema puede ser reescrita como :

$$\begin{aligned}x_{k+1} &= f(x_k) + w_k \\ y_k &= h(x_k) + v_k\end{aligned}\tag{2.7}$$

El algoritmo de **EKF** es presentado por la tabla 2.2. La diferencia entre **KF** y **EKF** es el uso de las funciones no lineales $f(*)$ y $h(*)$ para hacer la proyección de los estados y la actualización de las medidas. Note que **EKF** incorpora las matrices jacobianas, la linealización de las funciones $f(*)$ y $h(*)$ (ver 2.8).

$$\begin{aligned}\Phi_{I,j}[x_k] &= \left. \frac{\partial f_i(x)}{\partial X_j} \right|_{x=\hat{x}_k} \\ \Upsilon_{I,j}[x_k] &= \left. \frac{\partial h_i(x)}{\partial X_j} \right|_{x=\hat{x}_k}\end{aligned}\tag{2.8}$$

En algunos casos prácticos el EKF presenta dos desventajas, la primera sucede cuando la linealización produce inestabilidades si los supuestos de linealidad local son violados y la segunda se presenta cuando las matrices jacobianas no son fáciles de encontrar ni de implementar [JU97].

Como solución a las dificultades de EKF, una variante al filtro de kalman para abordar sistemas no lineales, fue planteada en 1995 por Julier [JUDW95, JU96]. La idea consiste en realizar linealizaciones estadísticas, donde no truncan las funciones f y h como en EKF, sino que truncan las densidades de probabilidad (para profundizar se recomienda revisar [JU04, WM00]). Numerosas aplicaciones pueden ser encontradas en [PSGL05, Nic, WMN00, JU05]. El algoritmo de UKF es presentado en la tabla 2.3, una descripción mas profunda se encuentra en [CN03, VTK04].

Paso 1 : Evoluciono los estados (a priori)	$\hat{x}_{k+1}^- = f(\hat{x}_k)$
Paso 2 : Calculo la covarianza de los errores (a priori)	$P_{k+1}^- = \Phi_k P_k \Phi_k^T + Q_k$
Paso 3 : Calculo la ganancia de Kalman	$K_k = P_k^- \Upsilon_k^T (\Upsilon_k P_k^- \Upsilon_k + R_k)^{-1}$
Paso 4 : Actualizo la estimación de estados con medidas z_k (a posteriori)	$\hat{x}_{k+1} = \hat{x}^- + K_k (z_k - h(\hat{x}^-))$
Paso 5 : Calculo la covarianza de los errores (a posteriori)	$P_k = (I - K_k \Upsilon_k) P_k^-$
Paso 6 :	Regreso al Paso 1

TAB. 2.2 – Algoritmo EKF

2.3.3 Presentación de los algoritmos y desarrollos en simulación

Se desarrollaron programas de fusión sensorica sobre la plataforma de simulación Matlab y Simulink. Dichos programas fueron construidos en función de los algoritmos presen-

<p>Paso 1 : Selección de puntos sigma. Dada la dimensión del vector de estado (n), se selecciona un conjunto de $2n + 1$</p>	$X_{0 s} = \bar{x}$ $X_{i s} = \bar{x} + \sqrt{(n + \lambda)P_x}$ $X_{i+n s} = \bar{x} - \sqrt{(n + \lambda)P_x}$ <p>donde $i = 1, 2, 3, \dots, n$ y λ es un factor de escala.</p>
<p>Paso 2 : Se realiza la transformación no lineal de los puntos sigma con la función asociada a la dinámica del sistema (f)</p>	$X_{i xf} = f(X_{i s})$
<p>Paso 3 : Se hace la predicción de la media de los estados como</p>	$X_{est} = \sum_{i=0}^{2n} W_i X_{i xf}$ <p>donde W_i son pesos asociados a cada uno de los puntos sigma y su selección puede ser $W_0 = k/(n+k)$, $W_i = 1/2(n+k)$ y $W_{i+n} = 1/2(n+k)$. k es un valor que pertenece a los \Re (reales) y esta relacionado con el tipo de ruido del proceso estocástico. Algo importante a tener en cuenta es $\sum_{i=0}^{2n} W_i = 1$.</p>
<p>Paso 4 : Calculo la covarianza de predicción</p>	$P_{x,x} = \sum_{i=0}^{2n} W_i X_{i xf} X_{i xf}^T - X_{est} X_{i xf}^T - X_{est}^T$
<p>Paso 5 : Transformación de los puntos sigma a través de la función no lineal de medidas h</p>	$Y_{i yh} = h(X_{i s}, u_m)$
<p>Paso 6 : Se predice la observación</p>	$Y_{est} = \sum_{i=0}^{2n} W_i Y_{i yh}$
<p>Paso 7 : Calcula la covarianza de innovación</p>	$P_{y,y} = \sum_{i=0}^{2n} W_i Y_{i yh} Y_{i yh}^T - Y_{est} Y_{i yh}^T - Y_{est}^T$
<p>Paso 8 : Calculo de la covarianza cruzada</p>	$P_{x,y} = \sum_{i=0}^{2n} W_i X_{i xf} Y_{i yh}^T - X_{est} Y_{i yh}^T - Y_{est}^T$
<p>Paso 9 : Se actualiza todo como en el EKF</p>	$K_n = P_{x,y} P_{y,y}^{-1}$ $\hat{X} = X_{est} + K_n (Y_{measure} - Y_{est})$ $P_x = P_{x,x} - K_n P_{y,y} K_n^{-1}$
<p>Paso 10 :</p>	<p>Regreso al Paso 1</p>

TAB. 2.3 – Algoritmo UKF

tados en las tablas 2.1, 2.2 y 2.3. En la simulación, el método EKF calcula el jacobiano de las matrices $f(x_k)$ y $h(x_k)$ mientras que para UKF es suficiente con la representación discreta del sistema. El esquema general de simulación esta conformado por : el modelo completo del dirigible para simulación descrito en el capítulo anterior, un modelo de los sensores embarcados en el dirigible y el filtro de Kalman. Estos elementos se encuentran interconectados como se ilustra en la gráfica 2.2.

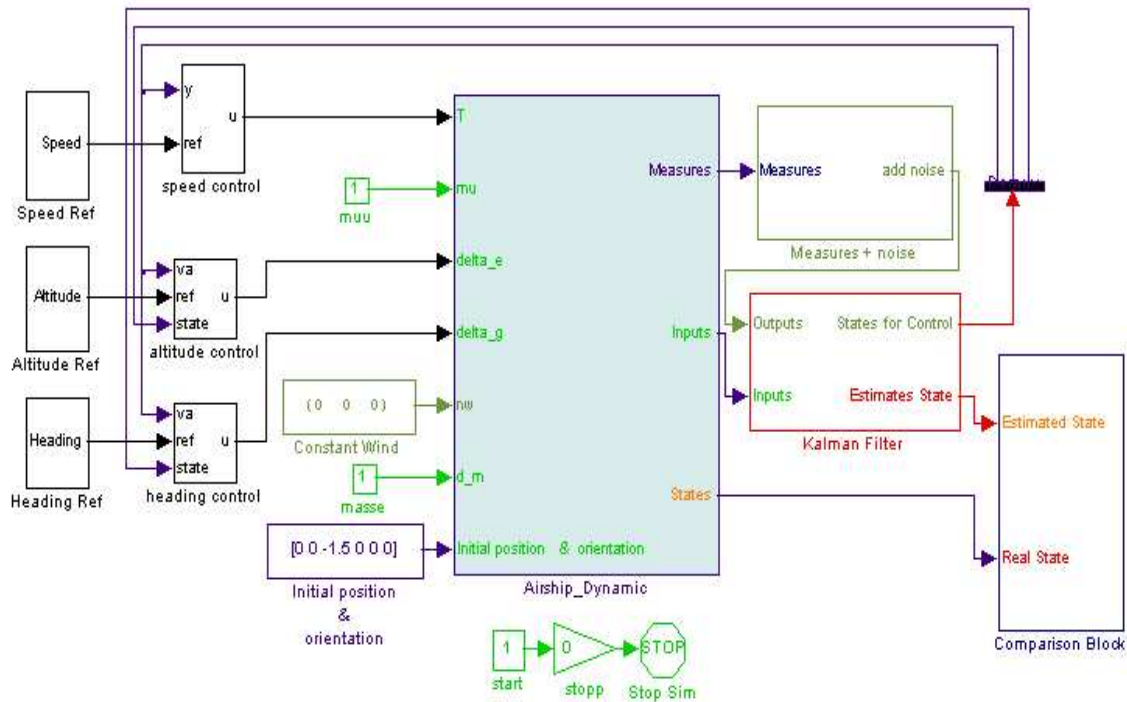


FIG. 2.2 – Diagrama de Simulación para filtro de Kalman, contempla un bloque con el modelo de los sensores

El bloque de comparación de la gráfica 2.2 exporta al espacio de trabajo los resultados que luego son graficados por macros. Es de aclarar que el bloque ‘Airship Dynamic’ contiene cualquiera de los modelos (**AS-500**, **KARMA**, **UrAn**) y el bloque ‘Kalman Filter’ trabaja con uno de los dos métodos **EKF** o **UKF**, incorporando el modelo complejo en sus cálculos.

Como convención para este documento, las señales que representan los resultados de la estimación de los estados se presentan en color azul, el color rojo representa la señal de un filtro que suaviza el estado estimado por Kalman. Del lado de las medidas y la estimación de la salidas se tiene el color violeta para la información proveniente de los sensores y la azul representa la salida estimada a partir de los resultados de Kalman. A continuación se presentan los resultados de la aplicación de estos algoritmos sobre el modelo **AS-500**.

- Al usar el método EKF en el bloque ‘Kalman Filter’, se estimaron los estados y las

salidas del sistema a una frecuencia de muestreo suficiente para los controles (un tiempo de muestro de $0.1s$). Estos resultados se muestran en las figuras 2.3 y 2.4 respectivamente. Detalles de estimación entre cada muestra de los sensores no son fáciles a apreciar en las gráficas anteriores, por esto, un acercamiento es presentado en la Fig. 2.5 para los estados y la Fig. 2.6 para las salidas.

- Ahora, con la versión UKF en el bloque ‘Kalman Filter’ se tienen como resultados para los estados la figura 2.7 y para las salidas la figura 2.8. Realizando un acercamiento sobre estas gráficas, se tiene lo presentado por la Fig. 2.9 y Fig. 2.10.

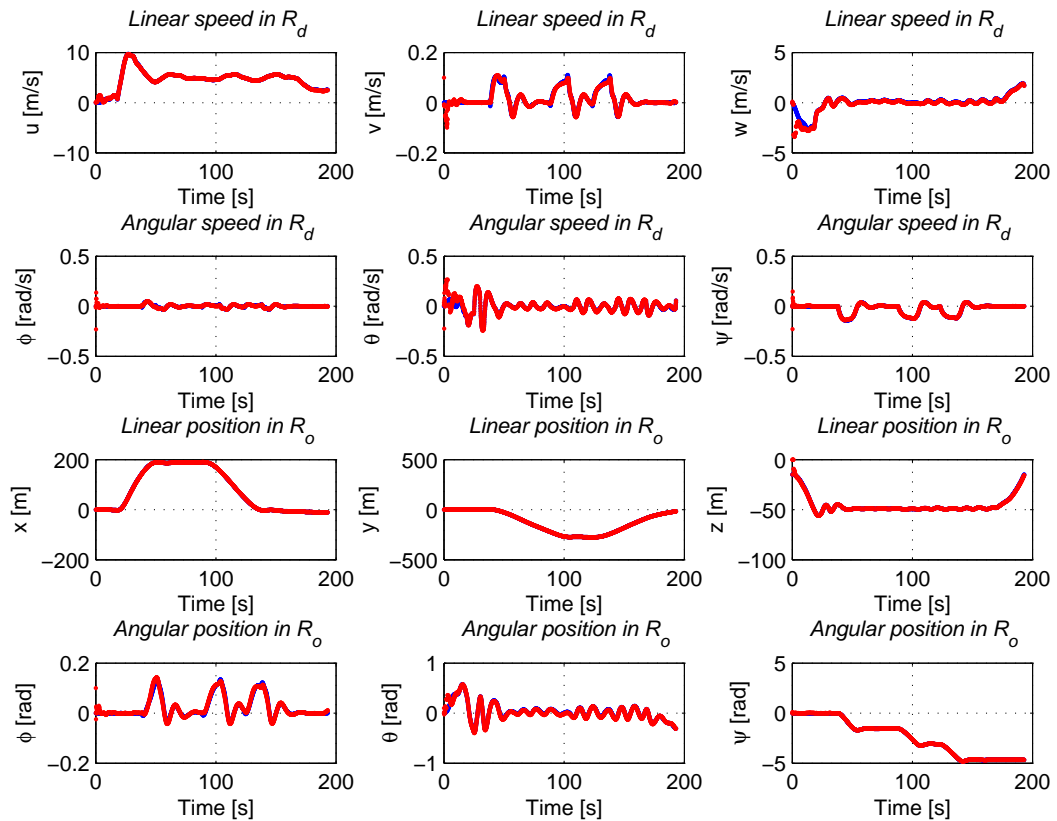


FIG. 2.3 – Estimación de estados del AS500 por EKF

Un estudio estadístico muestra en general buenos resultados en la estimación de las velocidades lineales y angulares locales, las varianzas del error de estimación en su gran mayoría se encuentran por debajo de 0.1. Un error de estimación en la velocidad w refleja la inexactitud del **GPS** en la estimación de la altitud. En la estimación de las posiciones lineales y angulares referenciadas a R_0 , se tiene errores de estimación con varianzas muy bajas, próximas a cero en las posiciones angulares y por debajo de $0.5m$ para las posiciones lineales. Como se mencionó, existe una gran variación en la altitud registrada por el **GPS**, lo que explica la varianza de $5m$ en el error de la posición sobre el eje z . Los anteriores resultados pueden ser vistos en las figuras 2.11 y 2.12 para la estimación EKF y 2.13 y 2.14 cuando se utilizó UKF.

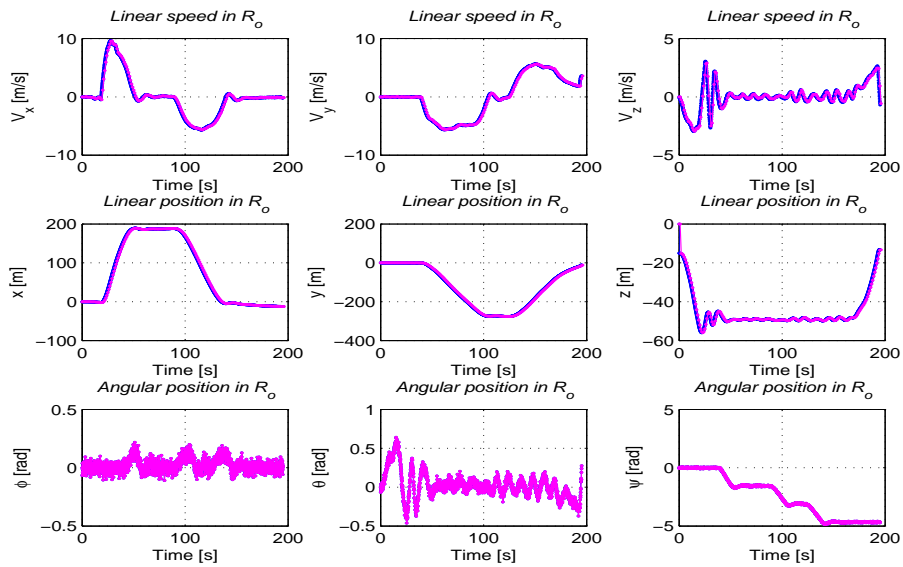


FIG. 2.4 – Estimación de salidas del AS500 por EKF

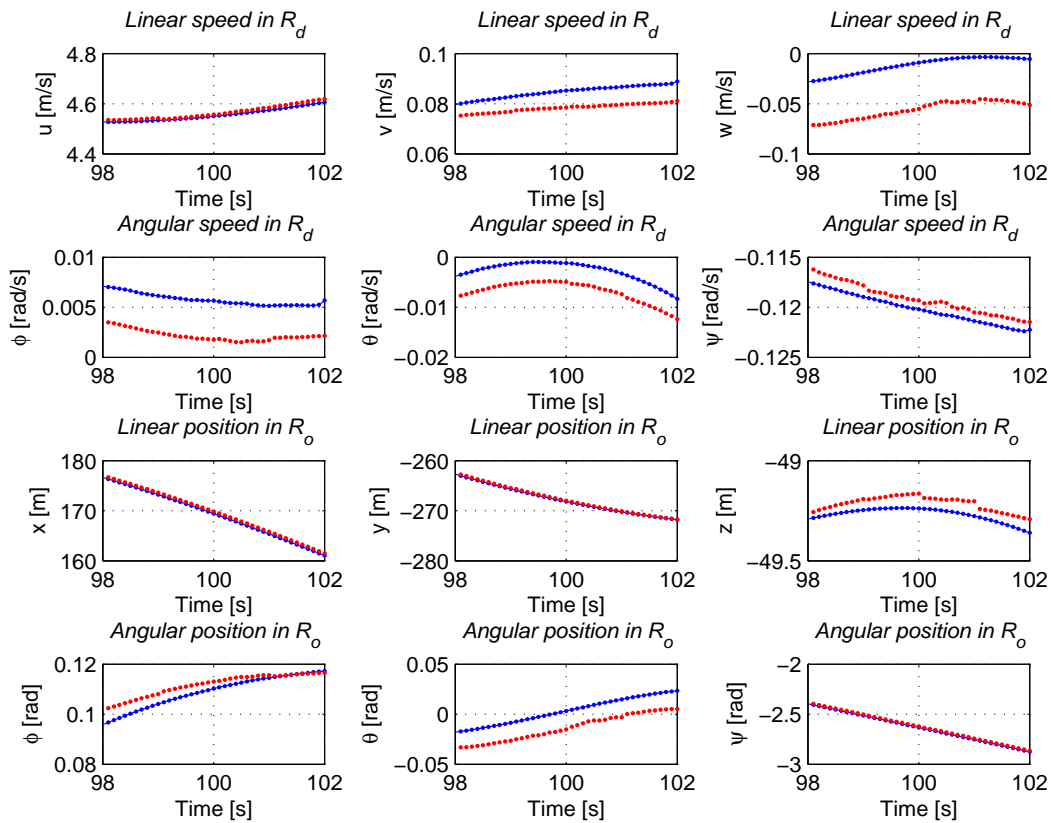


FIG. 2.5 – Acercamiento a la estimación de estados para AS500, EKF

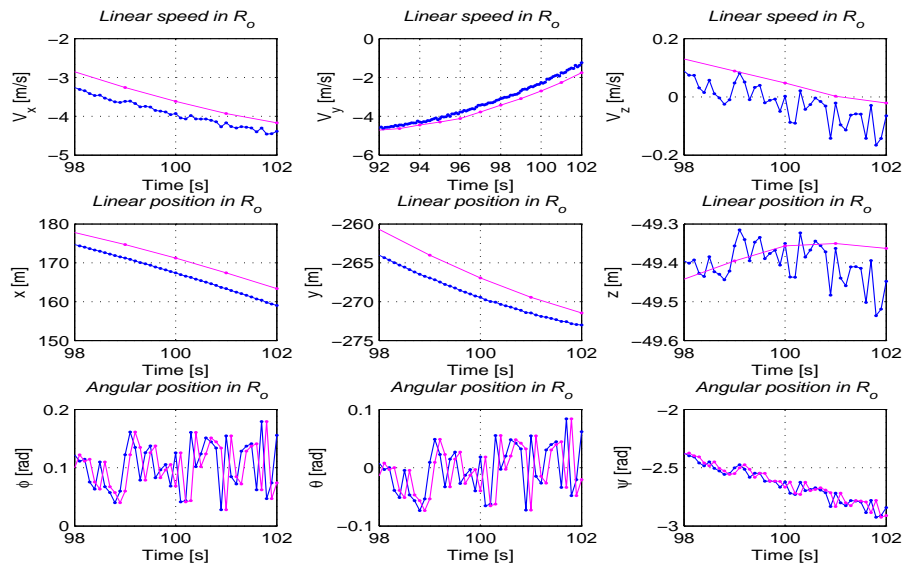


FIG. 2.6 – Acercamiento a la estimación de las salidas para AS500, EKF

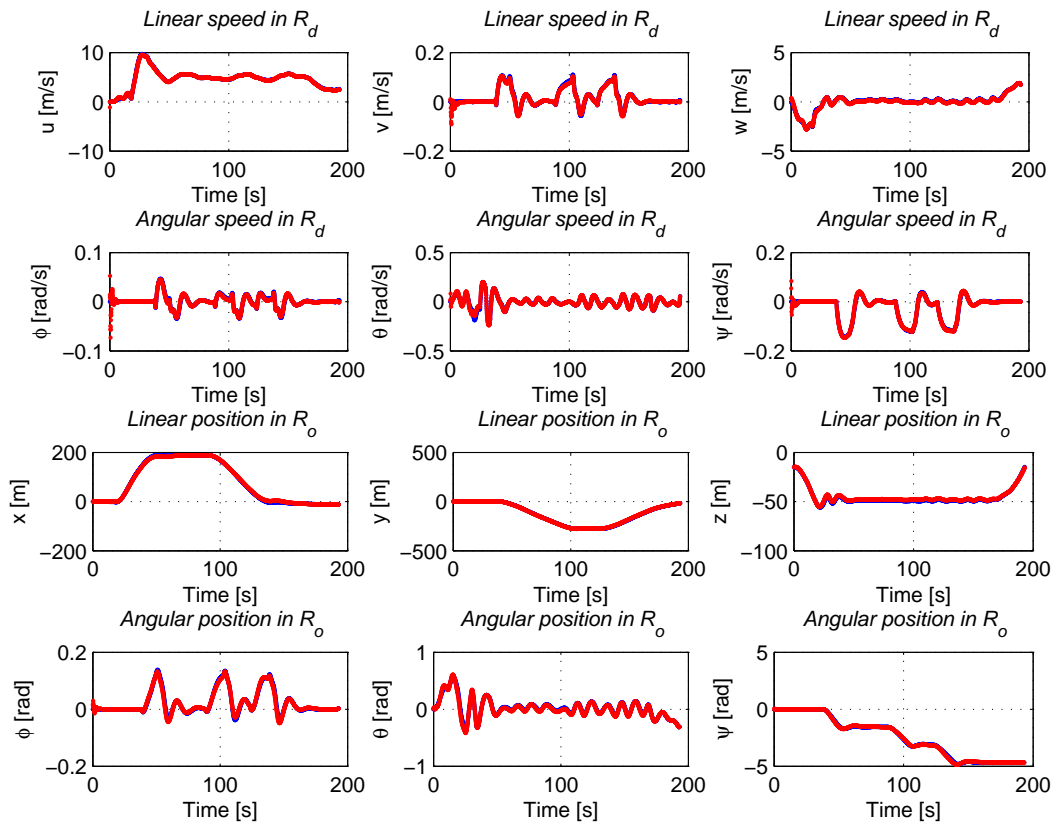


FIG. 2.7 – Estimación de estados del AS500 por UKF

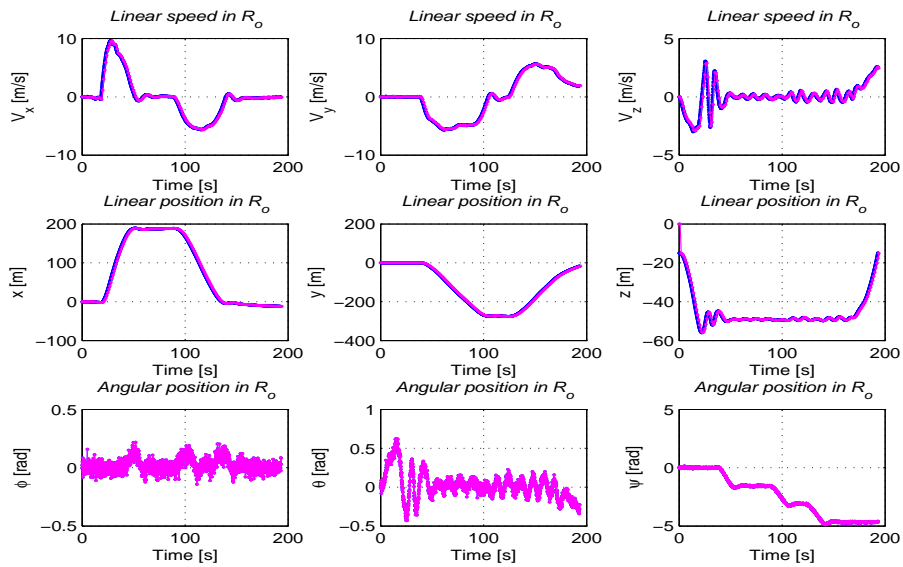


FIG. 2.8 – Estimación de salidas del AS500 por UKF

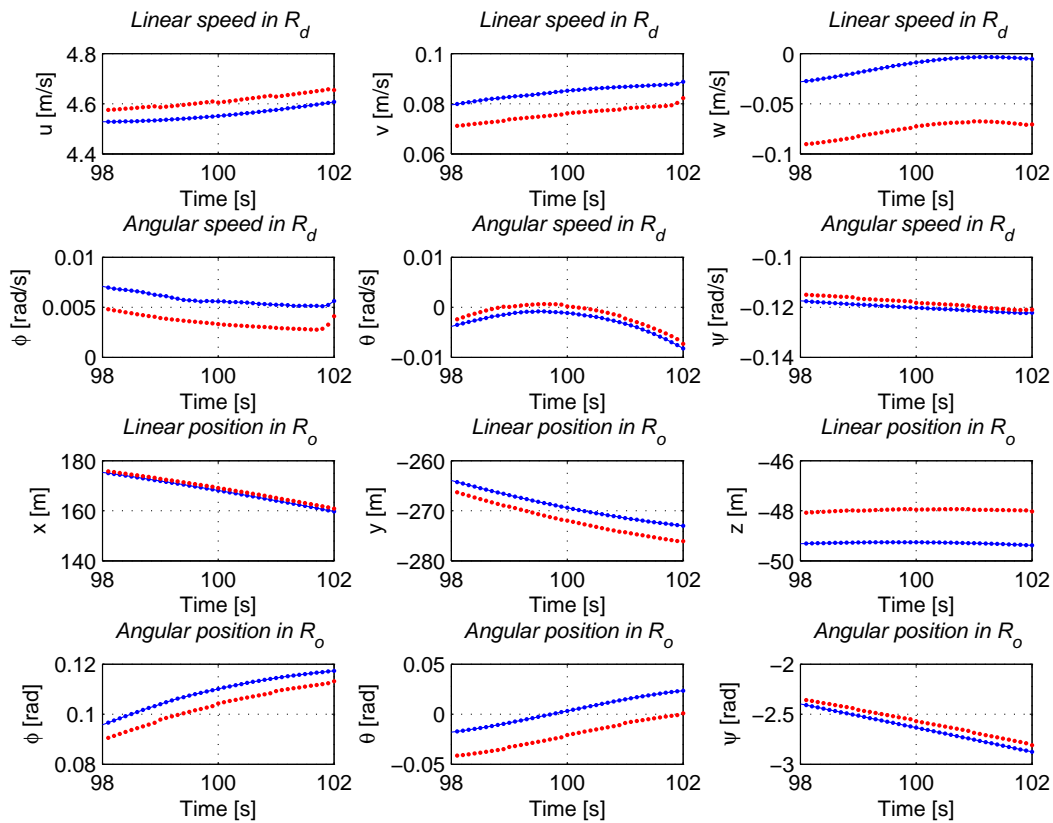


FIG. 2.9 – Acercamiento a la estimación de estados para AS500, UKF

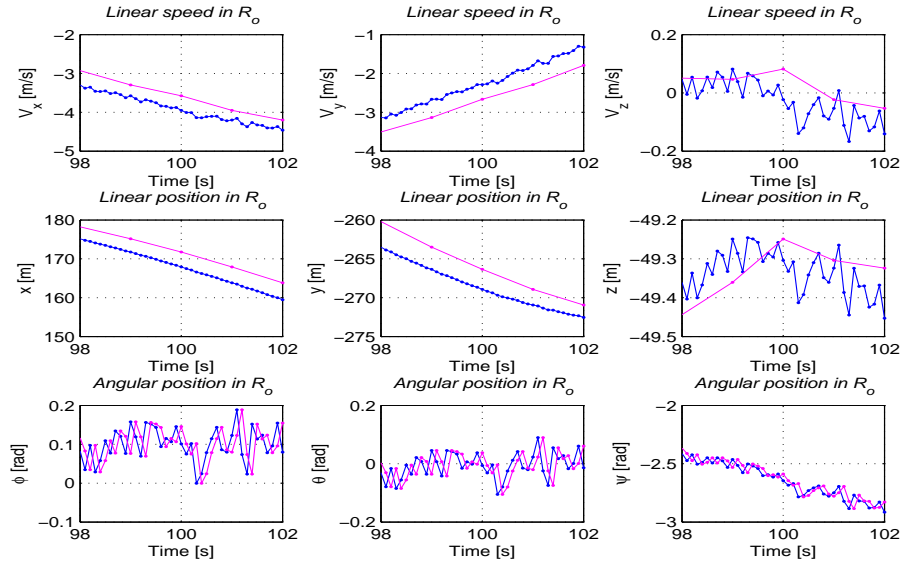


FIG. 2.10 – Acercamiento a la estimación de las salidas para AS500, UKF

Cabe resaltar que estas mismas pruebas han sido realizadas sobre las demás estructuras, **KARMA** y **UrAn**.

La implementación de las técnicas de estimación de estado por los métodos **EKF** y **UKF** y con el modelo completo, presentan de manera global un buen comportamiento, mostrando convergencia a los valores esperados, tal como lo muestran las figuras de los errores (figuras 2.11, 2.12, 2.13 y 2.14).

2.4 Kalman como identificador paramétrico, EKF y UKF

En la teoría descrita antes el **EKF** y **UKF** son aplicados a sistemas con parámetros conocidos, pero cuando coeficientes de las funciones no lineales f y h no son conocidos, es necesario identificarlos. La expansión del vector de estado, permite parametrizar las funciones f y h para construir un vector de estado extendido (ver [WM00, GA93]). Escribiendo el vector de estado extendido como $X_{k|new} = [x_k, \xi_k]^T$, donde ξ_k representa los parámetros no conocidos en f y h , el nuevo espacio de estado que representa el sistema puede ser escrito como :

$$x_{k+1|new} = \Phi_k(x_k, \xi_k) + \gamma_k \quad (2.9)$$

y las medidas descritas por :

$$z_k = \Upsilon_k(x_k, \xi_k) + \eta_k \quad (2.10)$$

El ruido asociado al proceso γ_k y el asociado a la medida η_k tienen ahora asociados también los ruidos de las nuevas variables de estado, es decir de los parámetros a estimar.

Las matrices de covarianza pueden ser reescritas como se presentan en la tabla 2.4.

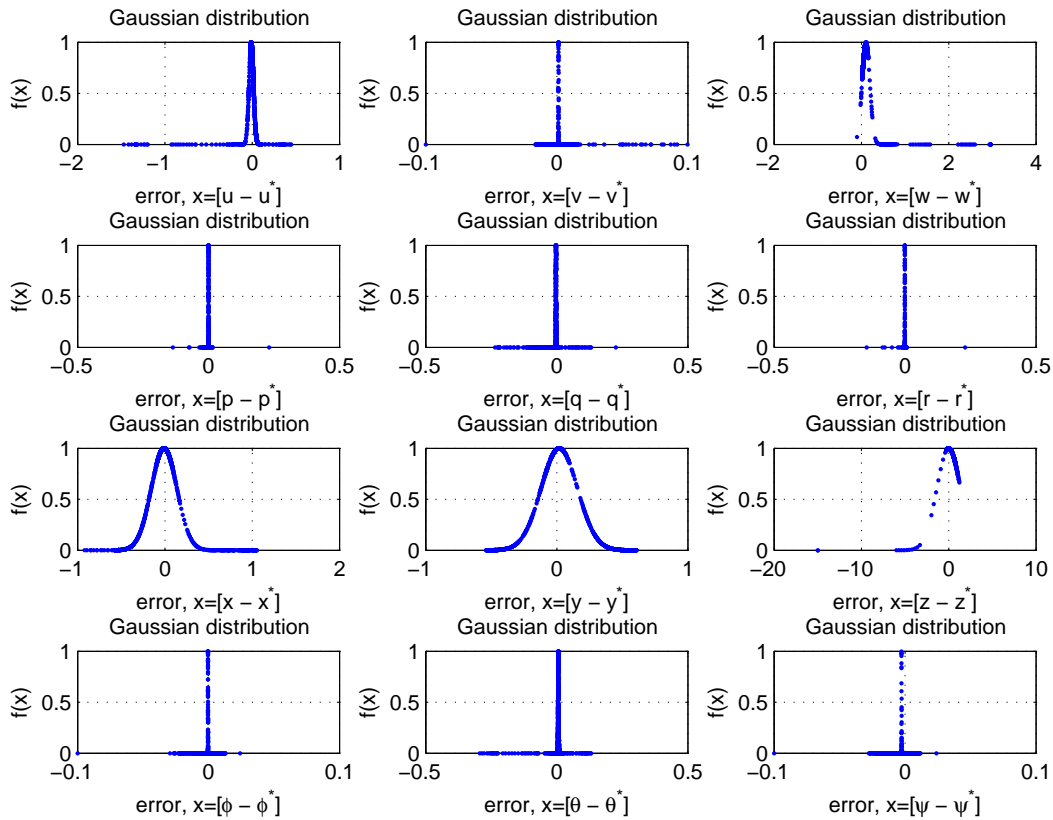


FIG. 2.11 – Errores de estimación de variables de estado, método EKF

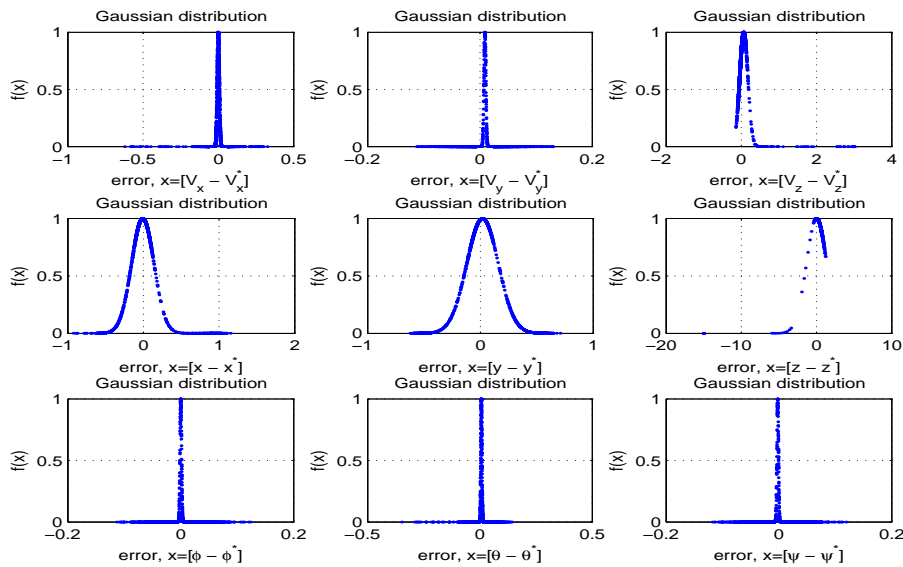


FIG. 2.12 – Errores de estimación de salidas del sistema, método EKF

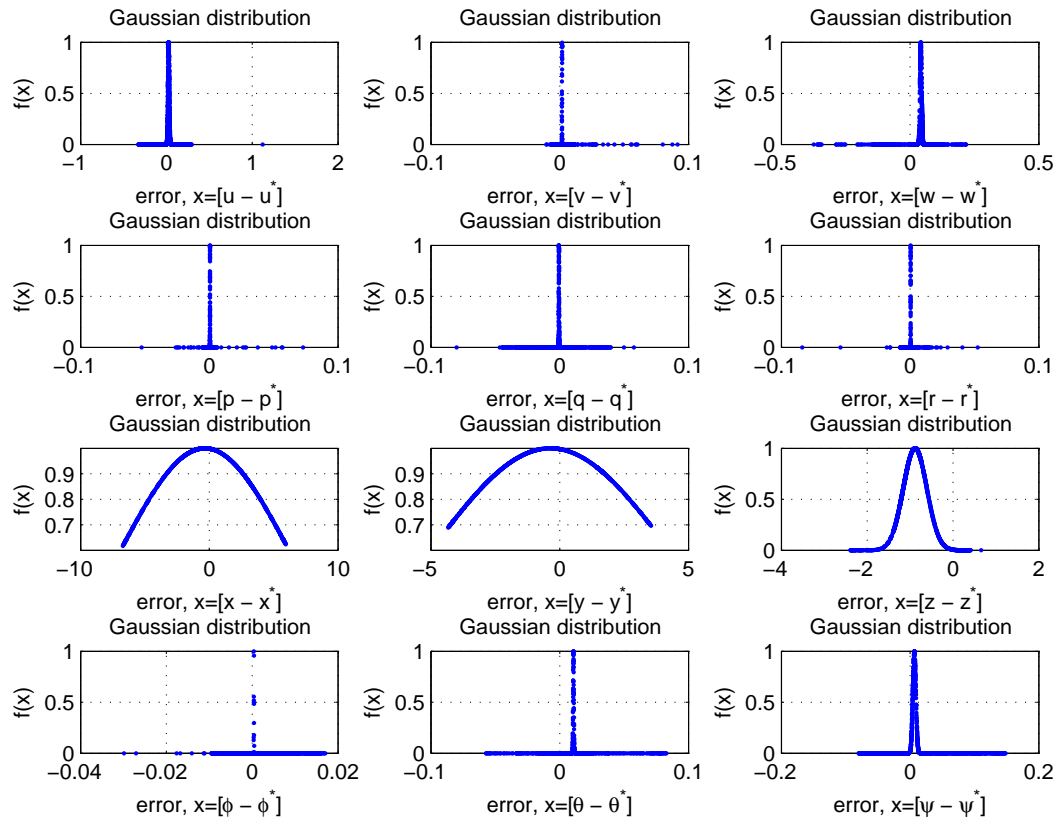


FIG. 2.13 – Errores de estimación de variables de estado, método UKF

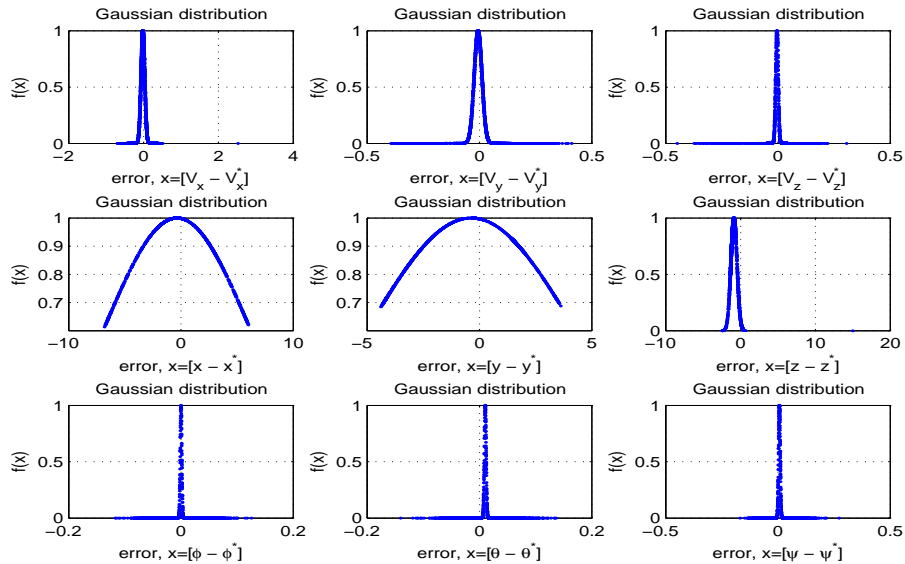


FIG. 2.14 – Errores de estimación de salidas del sistema, método UKF

$$E[\gamma_i \gamma_j^T] = Q_k, \text{ para } i = j \text{ y } 0 \text{ para } i \neq j$$

$$E[\eta_i \eta_j^T] = R_k, \text{ para } i = j \text{ y } 0 \text{ para } i \neq j$$

$$E[\gamma_i \eta_j^T] = 0, \text{ para todo } i \text{ y } j$$

TAB. 2.4 – Matrices de covarianza

Con esta nueva representación de estado se aplican los mismos algoritmos presentados en las tablas 2.1, 2.2 y 2.3.

2.4.1 Identificación de los modelos reducidos

Con la presente subsección se pretende mostrar por medio de los algoritmos de **Kalman**, la validez de los modelos reducidos. Estos resultados se basan solo en datos tomados a partir de simulaciones de los modelos **AS-500**, **KARMA** y **UrAn**.

Partiendo de los modelos continuos presentados en la sección 1.4, es posible encontrar los modelos discretos aproximados, con la salvedad de que estos modelos aplican solo si los tiempos de muestreo son cortos. El método utilizado para esta aproximación es el conocido **método de Euler**, el cual a partir de un modelo $\dot{x} = f(x, t)$ se encuentra el equivalente discreto $x(kT_m + T_m) = x(kT_m) + T_m f(x(kT_m), kT_m)$, donde T_m es el periodo de estimación y k la k -ésima muestra.

Es adecuado recordar que los modelos de los sensores y las varianzas de sus medidas son calculadas a partir de la respuesta dinámica del sensor o de las tablas características entregadas por el fabricante. Del **anexo A**, donde se presenta la instrumentación del dirigible, se tiene que para el tipo de **GPS** embarcado, la variación en la medida de la posición es $\pm 2m$, en la medida de las velocidades es $\pm 0.5m/s$ y para la Central inercial, los ángulos tienen variación de $\pm 0.05rad$.

Modelo Velocidad v.s. Propulsión (V_a/T)

Si tomamos el modelo reducido para la velocidad (ecuación 1.23) y consideramos que el vector de estado para la identificación es $\chi = [x, \kappa, \tau]^T$, el modelo de Euler para el sistema simplificado puede ser escrito como :

$$\begin{aligned} x(k+1) &= x(k) + \frac{T_m}{\tau(k)} (\kappa(k)u(k) - x(k)) \\ \tau(k+1) &= \tau(k) \\ \kappa(k+1) &= \kappa(k) \end{aligned} \tag{2.11}$$

Se puede mostrar que de 2.11 se obtiene la matriz F presentada a continuación :

$$F = \begin{pmatrix} (1 - \frac{T_m}{\tau}) & \frac{T_m u}{\tau} & \frac{T_m}{\tau^2} (-\kappa u + x) \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \tag{2.12}$$

La figura 2.15 presenta los resultados de la implementación de las ecuaciones anteriores en Matlab-Simulink. La curva superior izquierda muestra la estimación del estado de la velocidad, comparada contra la velocidad de salida del sistema y la del frente (superior derecha) muestra el comportamiento de la varianza del estado estimado. Las curvas de la parte inferior izquierda presentan la convergencia de los coeficientes κ y τ , con el comportamiento de sus varianzas en frente.

Un análisis de la variación de los polos en el plano complejo muestra que el sistema propuesto permanece estable durante la fase de vuelo crucero, presentando una variación paramétrica de sus coeficientes y que se debe tener presentes en el diseño de los reguladores. Este resultado puede ser apreciado en la figura 2.16, donde también se muestra el error de estimación.

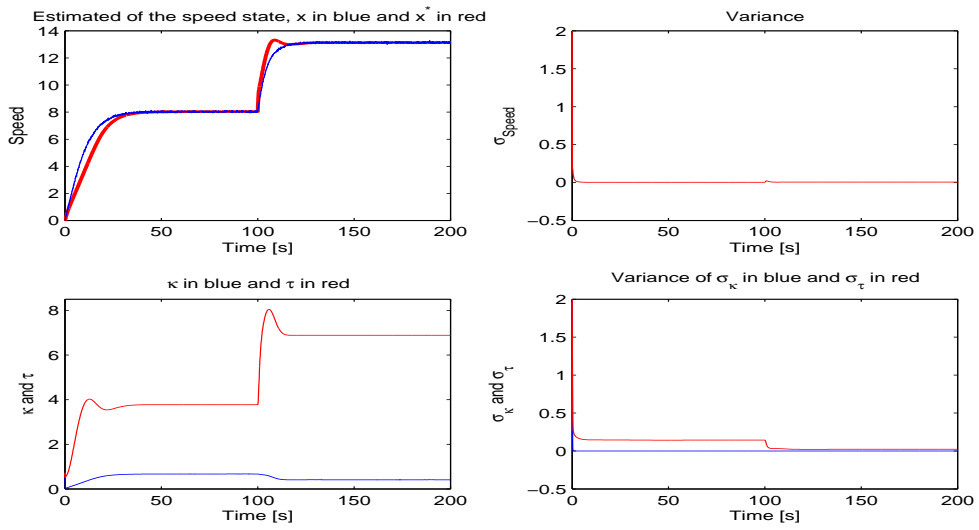


FIG. 2.15 – Estimación del estado de la velocidad y los parámetros del modelo reducido

Modelo Altitud v.s. Deflexión simétrica (z/δ_e)

Si se considera el modelo de la ecuación 1.25 con $\chi_1 = [z, \theta, q, k_z, k_1, k_2, k_3]^T$, el modelo de Euler para el sistema a identificar es :

$$\begin{aligned}
 z(k+1) &= z(k) + T_m k_z(k) \theta(k) \\
 \theta(k+1) &= \theta(k) + T_m q(k) \\
 q(k+1) &= q(k) (1 + T_m k_1(k)) + T_m (k_2(k) \theta(k) + k_3(k) \delta_e(k)) \\
 k_z(k+1) &= k_z(k) \\
 k_1(k+1) &= k_1(k) \\
 k_2(k+1) &= k_2(k) \\
 k_3(k+1) &= k_3(k)
 \end{aligned} \tag{2.13}$$

de 2.13 y el vector de estado χ_1 se tiene la matriz F , presentada en 2.14,

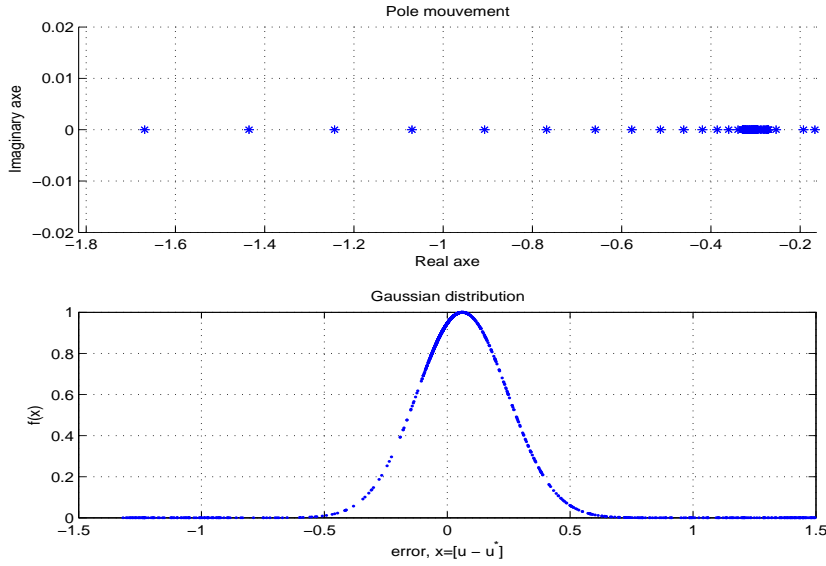


FIG. 2.16 – Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la velocidad

$$F = \begin{pmatrix} 1 & T_m k_z & 0 & T_m \theta & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & T_m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & T_m k_2 & (1 + T_m k_1) & 0 & T_m q & T_m \theta & T_m \delta_e \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.14)$$

Al realizar la implementación de estas ecuaciones en los algoritmos desarrollados según la teoría de Kalman antes mencionada, se obtienen los resultados presentados en la figura 2.17 donde las curvas presentan la convergencia tanto de los estados del sistema como de los parámetros desconocidos de este. Si se estudia un poco más en detalle estos resultados se tiene que el sistema planteado permanece estable a lo largo de la fase de vuelo crucero, afirmación que es soportada por la figura 2.18 donde se muestra el movimiento de los polos y la variación del error de los estados estimados.

Modelo Dirección v.s. Deflección de-simétrica (ψ/δ_g)

Considerando los mismos principios de los dos ítems precedentes, la ecuación 1.27 y como variables de estado $\chi_1 = [\psi, r, k_1, k_2]^T$, el modelo de Euler es el siguiente :

$$\begin{aligned} \psi(k+1) &= \psi(k) + T_m r(k) \\ r(k+1) &= r(k)(1 + T_m k_2(k)) + T_m k_1(k) \delta_g(k) \end{aligned} \quad (2.15)$$

de donde la matriz F para la predicción es :

2.4. Kalman como identificador paramétrico, EKF y UKF

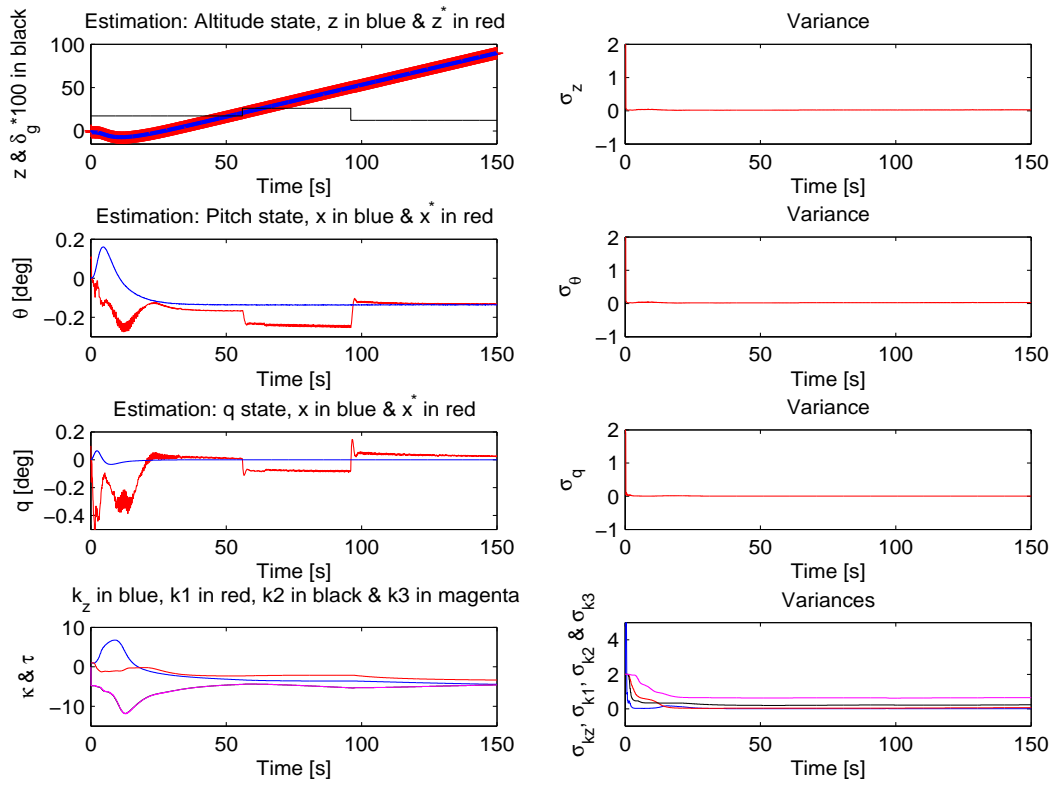


FIG. 2.17 – Estimación del estado de la altitud y los parámetros del modelo reducido

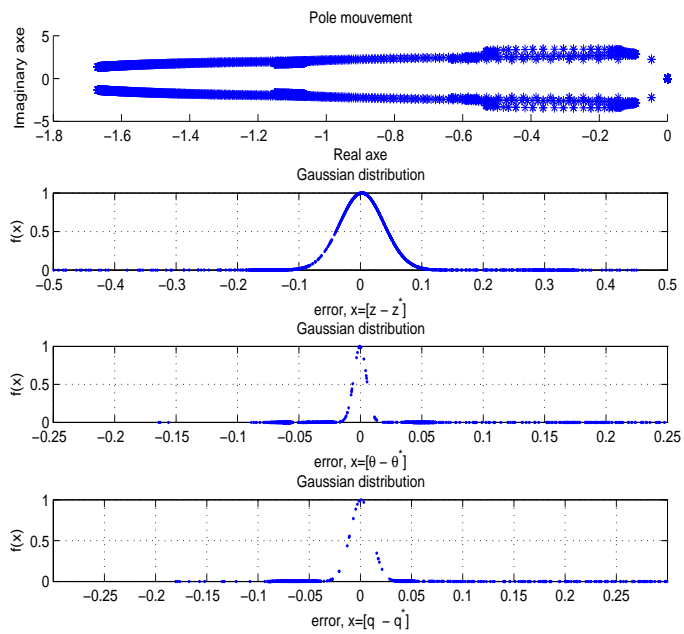


FIG. 2.18 – Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la altitud

$$F = \begin{pmatrix} 1 & T_m & 0 & 0 \\ 0 & 1 - \frac{T_m}{\tau(k)} & \frac{T_m \delta_e(k)}{\tau(k)} & -\frac{T_m}{\tau^2(k)} (\kappa(k) \delta_e(k) - \theta(k)) \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

Al hacer la implementación de las ecuaciones anteriores, se tienen las figuras 2.19 y 2.20 donde se presenta la convergencia de los estados a un valor y el comportamiento en el plano complejo del sistema identificado respectivamente.

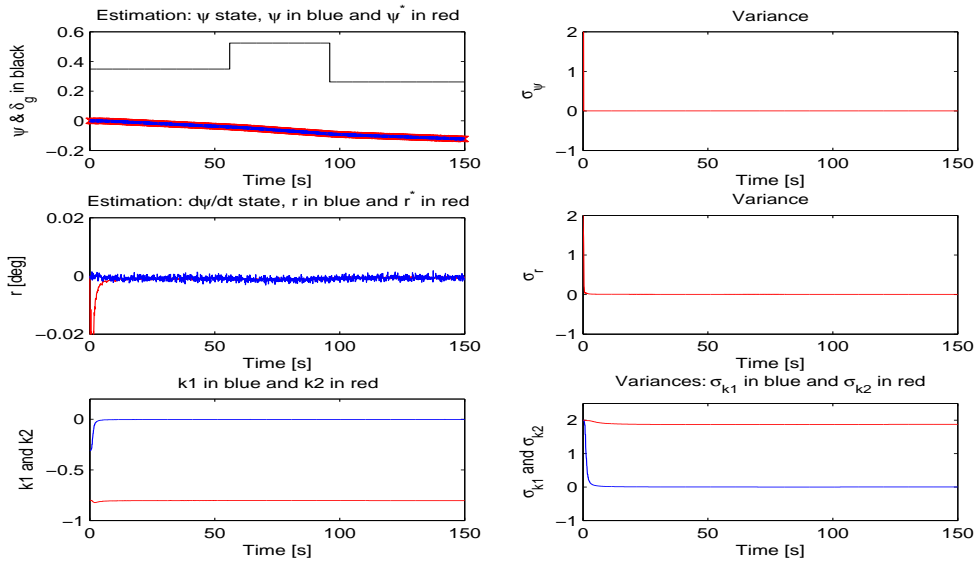


FIG. 2.19 – Estimación del estado de la dirección y los parámetros del modelo reducido

2.4.2 Validación del modelo simplificado de velocidad, datos del mundo real

Una vez estudiados los casos en simulación, se deben aplicar estos algoritmos a los datos reales de un vuelo. Las figuras 2.21 y 2.22 presentan los resultados obtenidos al realizar la identificación del modelo de control para la velocidad aerodinámica, con datos adquiridos de un vuelo real. En ellas se aprecia el comportamiento del polo del sistema planteado y el seguimiento del estado a lo largo del vuelo.

2.4.3 Identificación del modelo complejo

Pocas bibliografías hablan de la estimación de parámetros aerodinámicos a partir de datos de vuelo real, generalmente se remiten a la realización de modelos a escala y supuestos que permiten hacer la identificación numérica a partir de datos tomados en el túnel de viento (ver [BL03, GR98]).

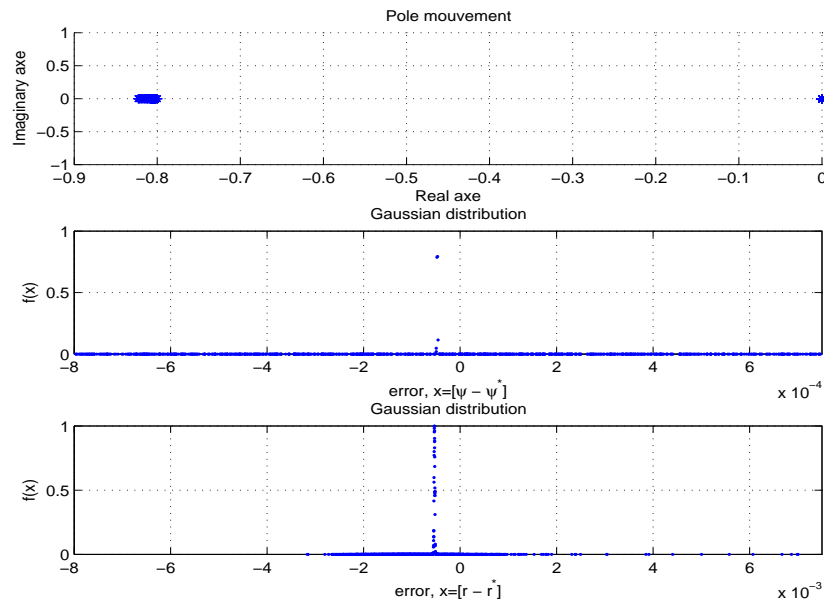


FIG. 2.20 – Movimiento de polos en el plano complejo y error de estimación para la dirección

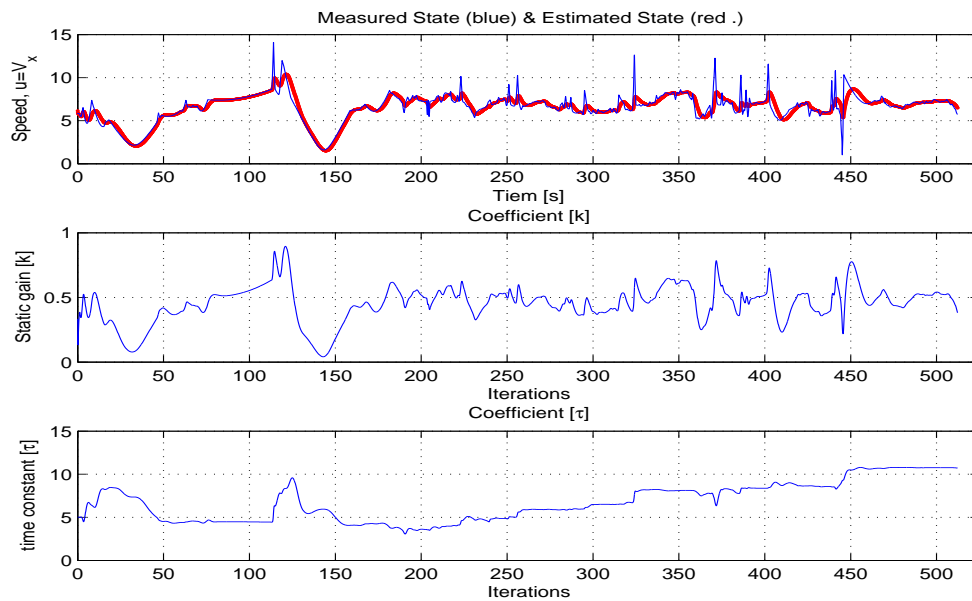


FIG. 2.21 – Evolución del estado del modelo de velocidad durante un vuelo real u y sus coeficientes : ganancia estática κ y constante de tiempo τ

Partiendo de las diferentes hipótesis y planteamientos realizados en trabajos de sistemas como el dirigible [KG99, Tuc23, Tuc26, JD81, Max36, MPZ, YG03b, YG03a], se realizó un análisis del vector de efectos aerodinámicos dentro del cual se encuentran parámetros poco relevantes. En general se mantienen expresiones como la mostrada en la ecuación 1.18, donde existen parámetros dependientes de la geometría del dirigible.

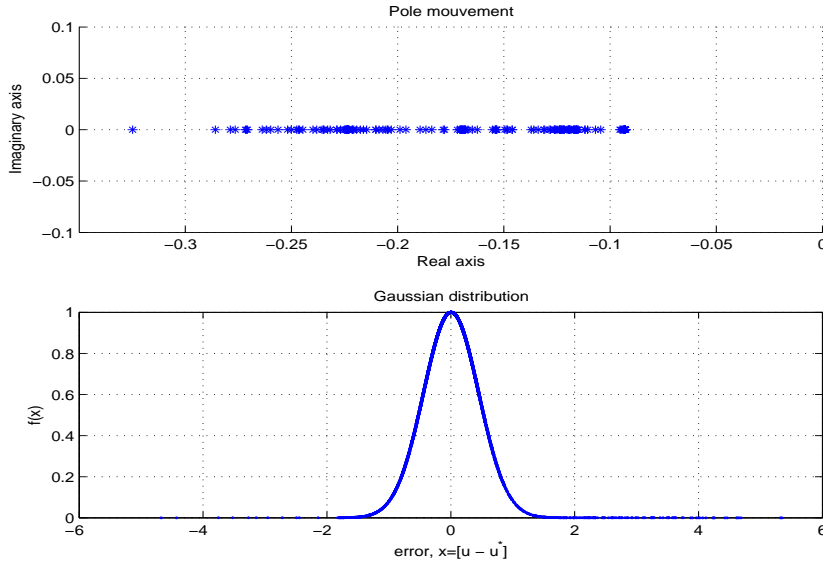


FIG. 2.22 – Movimientos del polo durante el vuelo y el error de la estimación

Recordando que $T_a(V_A) = Av_A - D(v_{dr})v_A + T_{sta}(v_a|Rd^2)$, se plantea ahora una reducción a $T_a(v_A)$, específicamente sobre el vector T_{sta} . para la fase de vuelo crucero (ver [PSGL05]), tal como se presenta a continuación :

$$T_a(v_A) = \begin{pmatrix} k_1(c_{T1} + c_{T2}\alpha + c_{T3}\delta_e) \\ k_1(c_{L1} + c_{L2}\beta + c_{L3}\delta_g) \\ k_1(c_{N1} + c_{N2}\alpha + c_{N3}\beta) \\ k_2(c_{l1} + c_{l2}\alpha + c_{l3}\delta_e) \\ k_2(c_{m1} + c_{m2}\beta + c_{m3}\delta_g) \\ k_2(c_{n1} + c_{n2}\alpha + c_{n3}\beta) \end{pmatrix} \quad (2.17)$$

donde k_1 y k_2 son constantes asociados a la geometría del sistema, a la masa volumétrica ρ y la velocidad aerodinámica de desplazamiento v_a . Con esta formulación reducida para T_{sta} se tienen modelos mas simples que ayudan eventualmente a la formulación de las leyes de control.

Usando el filtro de Kalman (**EKF** y **UKF**) según como se planteó al inicio de la presente sección, con $N = 1500$ muestras, el método de Euler para la integración (ODE [Bur02]) y medidas del **compás** y del **GPS** corruptas con un ruido Gaussiano pequeño, se obtuvo en simulación la identificación de los coeficientes de A , $D(v_{dr})$ y el vector de esfuerzos y momentos estacionarios propuesto (ecuación 2.17), resultados que son comparados con los datos identificados en el túnel de viento y presentados al lado izquierdo de la tabla 2.6.

Las figura 2.23 muestra la evolución del parámetro C_{T2} y la Fig. 2.24 presenta la evolución de los coeficientes C_{m1} y C_{m3} solamente, el resto de coeficientes presentan un comportamiento similar.

Si consideramos el error definido por $e = \frac{|x - \hat{x}|}{|x|}$ donde \hat{x} es la estimación de los estados del sistema con los nuevos parámetros y x los estados del sistema ‘real’, se puede ver en

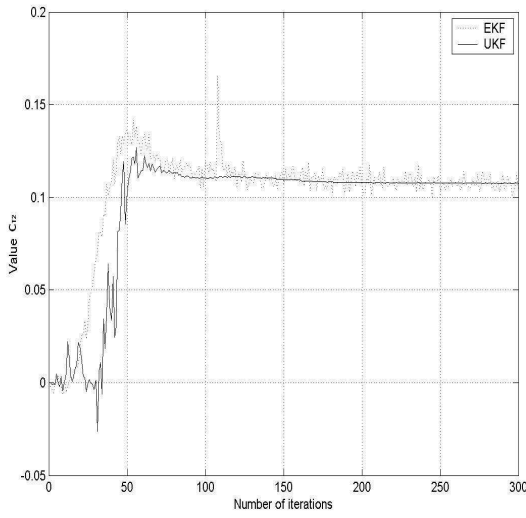


FIG. 2.23 – Evolución del parámetro C_{T2}

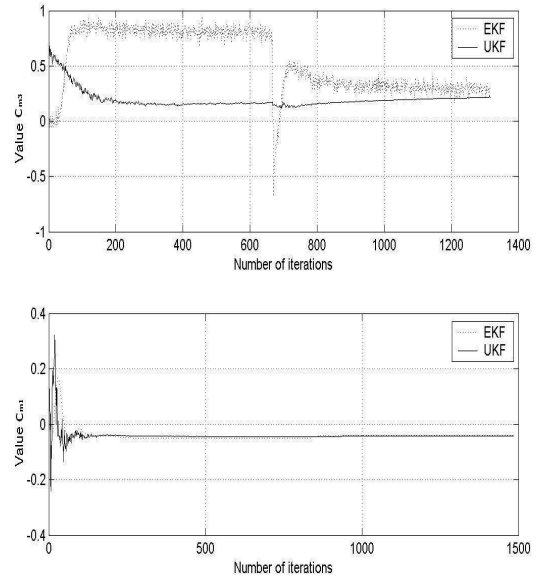


FIG. 2.24 – Evolución de los parámetros C_{m1} y C_{m3}

la tabla 2.5 que el modelo propuesto con la reducción de T_{sta} estima bien el sistema en la fase de vuelo crucero .

Estado	Media UKF	Varianza UKF	Media EKF	Varianza EKF
u	0.0177	0.0004	0.0190	0.0006
v	0.0034	0.0006	0.0058	0.0007
w	0.0156	0.0003	0.0287	0.0007
p	0.0016	0.0001	0.0017	0.0002
q	0.0019	0.0001	0.0023	0.0002
r	0.0057	0.0001	0.0020	0.0002
x	0.0439	0.0015	0.0639	0.0016
y	0.0670	0.0025	0.0209	0.0027
z	0.0217	0.0038	0.0086	0.0040
ϕ	0.0626	0.0009	0.0651	0.0009
θ	0.0179	0.0001	0.0209	0.0003
ψ	0.0153	0.0171	0.0603	0.0018

TAB. 2.5 – Errores de estimación de estados normalizados

Los resultados anteriores muestran una mejor aproximación por parte del **UKF** en la estimación de los parámetros identificados. Considerando esta hipótesis, se aplicaron los algoritmos desarrollados a datos reales de vuelo en la fase crucero. Los resultados son presentados al lado derecho de la tabla 2.6 y evoluciones de algunos parámetros son presentados en la figura 2.25.

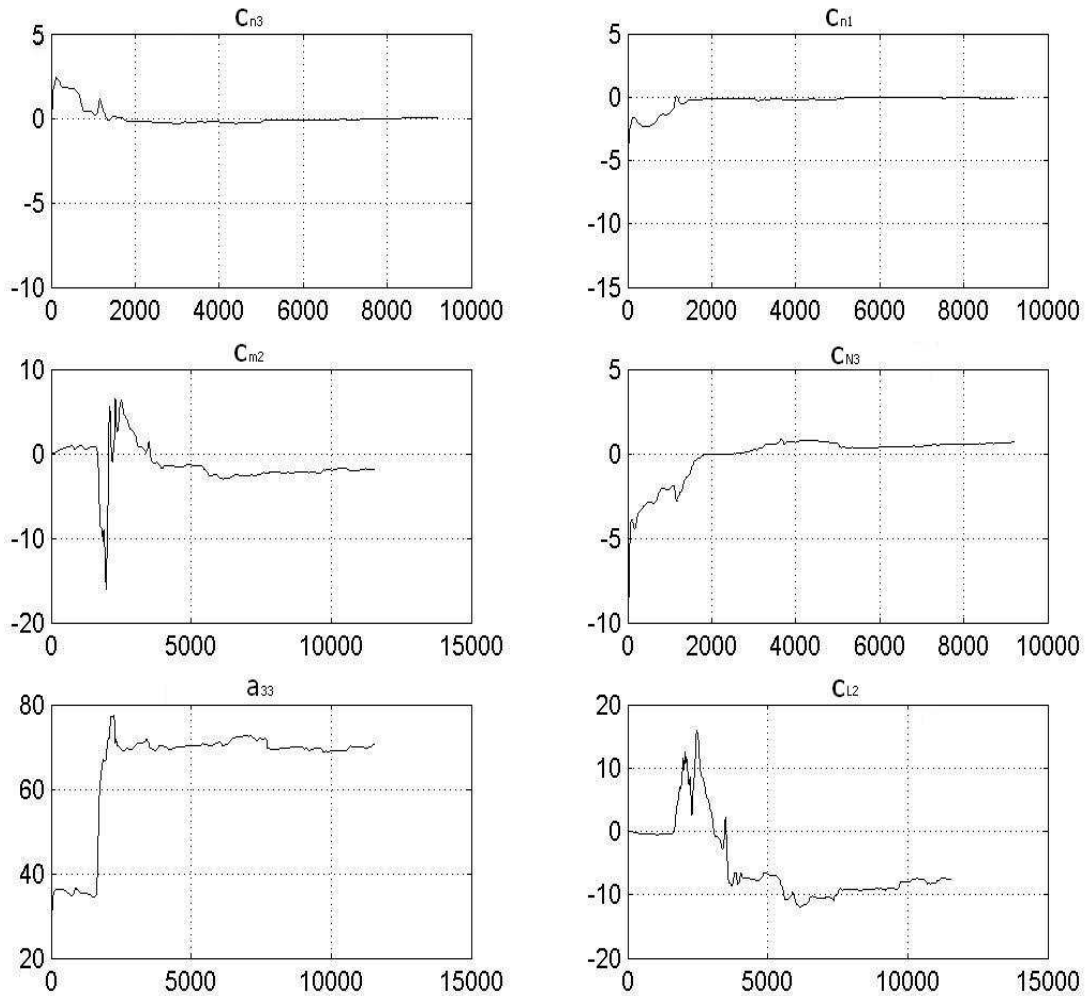


FIG. 2.25 – *Convergencia de algunos parámetros identificados.*

2.5 Conclusiones

Diferentes métodos permiten corroborar la validez de los modelos reducidos propuestos al final del capítulo anterior. Métodos clásicos como la identificación a partir de entradas tipo escalón aseguran una validez parcial del modelo, pero no con gran confiabilidad a la hora de aplicar en sistemas reales y específicamente para la fase de vuelo crucero. Caso contrario sucede con las técnicas de identificación paramétrica con algoritmos de adaptación para los coeficientes de los modelos propuestos, pues permiten a partir de datos con variaciones suficientemente grandes para distinguir el ruido de el comportamiento dinámico del sistema sin sacarlo del punto de operación, logrando una identificación cuando el dirigible se desplaza a velocidad constante, altitud constante y giros suficientemente

Parámetros	Real	EKF	UKF	Parámetros	UKF	Covarianza(P_{ii})
a_{11}	1.5276	1.2633	1.9660	a_{11}	11.2428	0.1580
a_{22}	21.0933	20.8660	21.1896	a_{22}	90.4922	0.0925
a_{33}	20.4220	20.2018	21.4239	a_{33}	70.5841	0.0922
a_{44}	16.3905	15.9151	16.8548	a_{44}	42.3387	0.0901
a_{55}	382.1290	380.0030	380.1463	a_{55}	383.7979	0.0837
a_{66}	388.0972	379.9988	384.0155	a_{66}	419.9314	0.0872
$a_{15} = a_{51}$	0	0.1309	0.0001	$a_{15} = a_{51}$	6.9103	0.1309
$a_{24} = a_{42}$	0	-0.0958	0.1628	$a_{24} = a_{42}$	1.2382	0.1240
$a_{26} = a_{62}$	-69.6939	-59.9030	-69.8978	$a_{26} = a_{62}$	-195.3407	0.1269
$a_{35} = a_{53}$	67.7045	70.0684	70.3361	$a_{35} = a_{53}$	59.4323	0.1053
a_{46}	0	0.0801	0.0101	a_{46}	-28.5030	0.1053
m_{13}	1.2801	2.0621	1.5235	m_{13}	33.7772	0.0621
m_{33}	-49.7019	-48.0249	-48.5013	m_{33}	-93.7707	0.0982
xm_{11}	25.6919	23.0748	24.5183	xm_{11}	76.4093	0.0905
xm_{22}	23.6878	20.0129	21.0075	xm_{22}	54.7163	0.0192
xm_{13}	-4.5582	-9.1165	-5.4699	xm_{13}	75.3240	0.0962
x^2m_{11}	-173.4906	-150.0044	-170.8227	x^2m_{11}	-201.9972	0.0335
x^2m_{22}	-166.3538	-149.9994	-158.8524	x^2m_{22}	-224.8353	0.0896
C_{T1}	-	-1.8974	-0.6579	C_{T1}	-2.9074	0.1290
C_{T2}	-	0.1071	0.1069	C_{T2}	-0.2250	0.0446
C_{T3}	-	-2.8752	-0.6877	C_{T3}	-0.7970	0.0767
C_{L1}	-	50.8756	15.4789	C_{L1}	15.0799	0.0744
C_{L2}	-	-15.9874	-11.5582	C_{L2}	-7.6177	0.0644
C_{L3}	-	-1.2234	-7.2243	C_{L3}	-3.2706	0.0249
C_{N1}	-	-0.0417	-0.0664	C_{N1}	-2.1196	0.0676
C_{N2}	-	0.5487	0.5789	C_{N2}	-13.9818	0.0949
C_{N3}	-	1.0258	0.389	C_{N3}	0.6837	0.0508
C_{l1}	-	0.0205	0.0304	C_{l1}	5.1576	0.0538
C_{l2}	-	-0.1919	-0.1271	C_{l2}	2.9208	0.1509
C_{l3}	-	0.0170	0.0266	C_{l3}	1.0168	0.0582
C_{m1}	-	-0.0405	-0.0415	C_{m1}	-0.0725	0.1442
C_{m2}	-	0.7975	0.9982	C_{m2}	-1.8937	0.0814
C_{m3}	-	0.2930	0.2173	C_{m3}	1.1017	0.0762
C_{n1}	-	1.0833	0.6207	C_{n1}	-0.1082	0.0942
C_{n2}	-	-0.8574	-0.7589	C_{n2}	-0.5101	0.0415
C_{n3}	-	0.0450	-0.0010	C_{n3}	0.0115	0.0227

TAB. 2.6 – Lado izquierdo : Parámetros estimados con datos de simulación, tomando como datos reales los coeficientes identificados en el túnel de viento y al lado derecho : Parámetros estimados con datos reales de un vuelo del dirigible.

grandes para evitar los deslizamientos del sistema.

El filtro de Kalman, muestra grandes potencialidades en las aplicaciones de fusión sensorica, permitiendo tener una estimación óptima a cada instante de muestreo necesaria para la operación de los reguladores. Una aplicación adicional del filtro se centra en la identificación de parámetros al mismo tiempo que efectúa la estimación óptima de estados, es suficiente con ampliar el vector de estados y considerar los parámetros a estimar dentro de este. Resultados satisfactorios se encuentran al tener el filtro de Kalman como herramienta que ayuda a verificar la validez de los modelos de menor complejidad.

Con respecto a la identificación realizada en la sección 2.4.3, se tiene que el filtro de Kalman permite encontrar algunos de los parámetros que fueron identificados en el túnel de viento para el antiguo dirigible del LAAS, el AS500. Probada esta técnica, en las dos modalidades del filtro de Kalman (EKF y UKF), se procedió a la identificación paramétrica, del modelo complejo, con datos reales, logrando reproducir los estados del dirigible y una convergencia de parámetros.

Capítulo 3

Reguladores para el vuelo autónomo

Índice General

3.1	Introducción	51
3.2	Reguladores clásicos tipo PID	52
3.2.1	Teoría	52
3.2.2	Desarrollo de reguladores	53
3.3	Reguladores GPC	57
3.3.1	Teoría	57
3.3.2	Desarrollo de reguladores	59
3.4	Reguladores no lineales tipo primer orden	64
3.4.1	Teoría	64
3.4.2	Desarrollo de reguladores	65
3.5	Resultados de los controles de velocidad y altitud en UrAn	71
3.6	Resultados de los controles de velocidad y dirección en Karma	73
3.7	Conclusiones	73

3.1 Introducción

El presente capítulo está dedicado a la concepción de leyes de control de bajo consumo computacional que aseguren el seguimiento de referencias en velocidad, altitud y dirección en la fase de vuelo crucero. En la búsqueda de reguladores posibles a utilizar para el control del dirigible en la fase **vuelo crucero**, se probaron reguladores de tipo adaptivo con modelo de referencia por el método del gradiente y por el método de funciones de Lyapunov (c.f. [AW95, AH95, BBP99]). Dichos reguladores presentaron acciones de control fuertes y fueron descartados (ver [SGL04]). De esta manera la primera parte del presente capítulo muestra una estrategia de control clásica tipo **PID**. Luego, se plantean leyes de control a partir de la teoría de control predictivo generalizado (**GPC**). En seguida, leyes de control basadas en técnicas no lineales tipo primer orden o de extinción del modelo linealizado (**FOC**), son desarrolladas. Resultados de los controles de velocidad - altitud sobre la plataforma real **UrAn** y de velocidad - dirección sobre **Karma**, son presentados al final, al igual que algunas conclusiones.

De manera general el esquema mostrado en la figura 3.1, es el utilizado para para la realización de las pruebas de regulación, persecución, estabilidad y robustez de los algoritmos de control desarrollados.

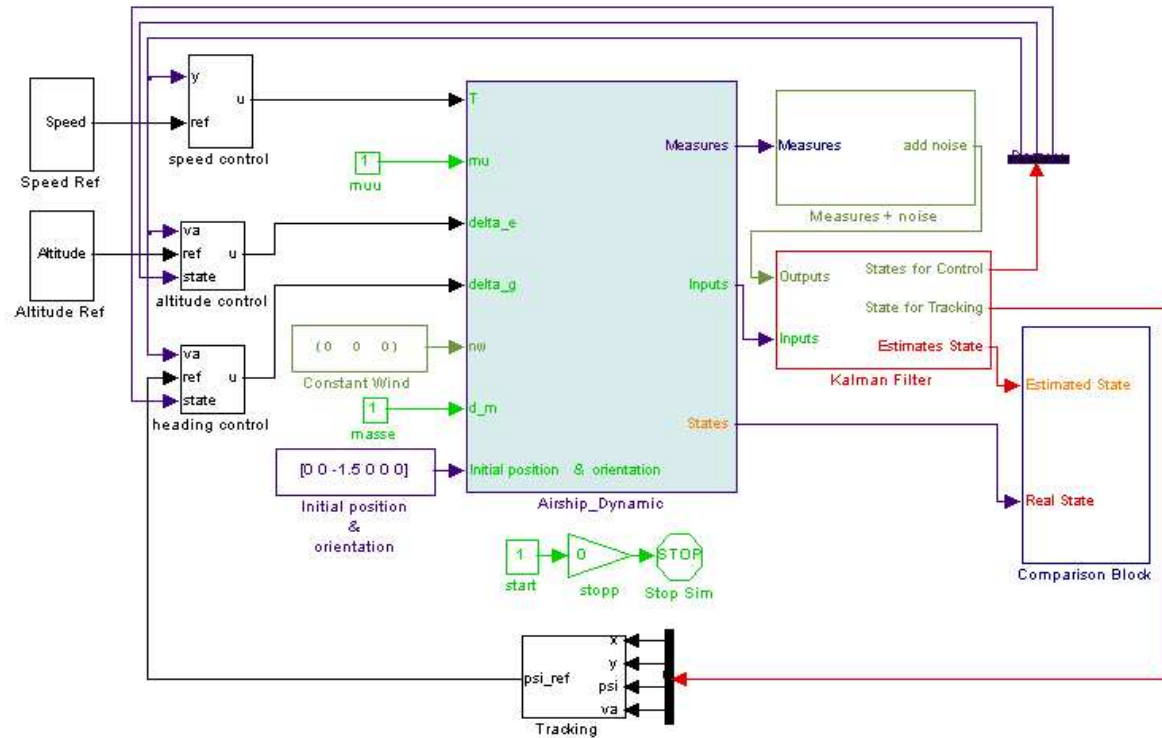


FIG. 3.1 – Esquema de simulación para el control de bajo nivel y el seguimiento de trayectorias

Las leyes que a continuación serán expuestas, respetan en general los tiempos de respuesta del dirigible, el tiempo que se toma el dirigible en lazo abierto para la ejecución de sus movimientos, permitiendo tener señales de control no fuertes y propias para que el sistema permanezca dentro de las hipótesis de linealidad del modelo, seguidos para el planteamiento de los modelos de control.

3.2 Reguladores clásicos tipo PID

Una teoría profundamente trabajada a lo largo de la existencia del control automático lleva a pensar en reguladores tipo **PID**. Los diseños postulados aquí se realizan a partir de los modelos reducidos estudiados en los capítulos precedentes.

3.2.1 Teoría

Sabiendo que los sistemas simplificados pueden tener una representación en espacio de estado $\dot{x} = Ax + Bu$, donde x es el vector de estado, u la señal de control, A la matriz de estados y B la matriz de la señal de control, se puede plantear una ley de control dada

por $u = K_p u_m + K_i \int (u_{ref} - u_m) dt + K_d \frac{du_m}{dt}$ (si no se tiene en cuenta la saturación de la acción integral), donde u_{ref} es la señal de referencia y u_m es la variable controlada o salida del sistema. Las ganancias proporcional k_p , integral k_i y derivativa k_d se determinan con la teoría de realimentación de estado y aplicando por ejemplo la técnica de asignación de polos (ver figura 3.2).

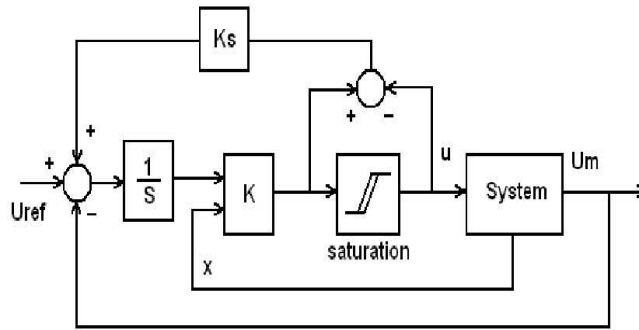


FIG. 3.2 – Esquema del regulador PID

Una vez planteada la ley de control a aplicar según el proceso en cuestión (primer PI, segundo PID o tercer PIDD orden según modelos reducidos) se encuentra el polinomio característico del sistema en lazo cerrado. Los parámetros de diseño o desempeño del sistema se relacionan en un polinomio que debe ser igualado al polinomio de lazo cerrado y de esta igualación, se recuperan los valores de los coeficientes de los reguladores (K_p , K_i , K_d y k_2d), tal como es planteado por la teoría de asignación de polos.

3.2.2 Desarrollo de reguladores

Considerando la teoría mencionada y el esquema de la figura 3.2 se desarrollaron los reguladores para cada uno de los modelos reducidos. Las pruebas de estos reguladores se realizaron sobre el esquema de simulación presentado en la figura 3.1.

Control de Velocidad

Asumiendo el modelo de control para la velocidad aerodinámica a la que el dirigible se desplaza como se presenta a continuación,

$$H(s) = \frac{v_a(s)}{T(s)} = \frac{\kappa}{\tau s + 1} \quad (3.1)$$

y planteado la ley de control siguiente :

$$T(s) = k_p v_a + \frac{k_i}{s} (v_r - v_a) \quad (3.2)$$

se tiene el polinomio de lazo cerrado

$$s^2 - \frac{1}{\tau}(1 + \kappa k_p)s + \frac{\kappa}{\tau}k_i \quad (3.3)$$

Seleccionando un polinomio $s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2$, sujeto a los criterios de desempeño del sistema en lazo cerrado, se realiza la igualación con la ecuación 3.3 y se obtienen los valores de los reguladores, $K_p = 14.3333$ y $K_i = 7.9012$. Los resultados obtenidos por este regulador se pueden apreciar en la figura 3.3, que muestra la evolución de la velocidad cuando sigue una referencia consigna (V_r) y la reacción de la señal de control, presentando un control con bajo sobre-pasos (sobre-picos). Un estudio de estabilidad según la variación paramétrica del sistema, cuando funciona en lazo cerrado ($H(s) = \frac{v_s(s)}{v_r(s)}$), es presentada en la figura 3.4, mostrando que el sistema permanece en estable.

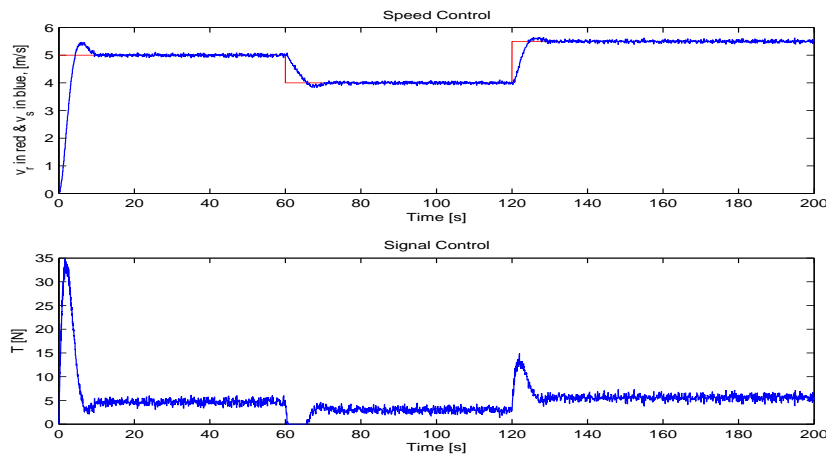


FIG. 3.3 – Regulador de velocidad con fuerte ruido en la medida, Control PI

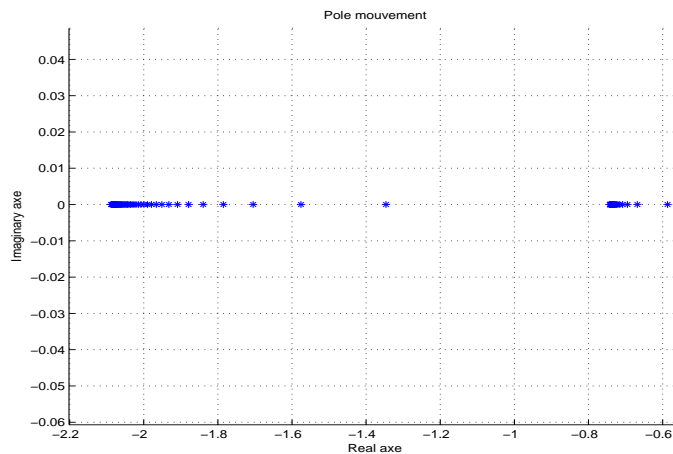


FIG. 3.4 – Movimiento de los polos del sistema con control de velocidad tipo PI

Control de Altitud

Considerando el modelo para la altitud del dirigible en la fase de vuelo crucero siguiente :

$$H(s) = \frac{z(s)}{\delta_e(s)} = \frac{k_z k_3}{s^3 - k_2 s^2 - k_1 s} \quad (3.4)$$

la ley de control :

$$\delta_e(s) = k_p z + \frac{k_i}{s}(z_r - z) + k_d \theta + k_{2d} q \quad (3.5)$$

se encuentra el polinomio de lazo cerrado de la ecuación siguiente

$$s^4 - s^3(k_2 + k_3 k_{2d}) - s^2(k_1 + k_3 k_d) - s(k_p k_3 k_z) + k_z k_3 k_i \quad (3.6)$$

Planteando el polinomio $(s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2)(s + 1/\tau_1)(s + 1/\tau_2)$ según los criterios de diseño del sistema en lazo cerrado e igualando a la ecuación 3.6 se obtienen los valores de los reguladores siguientes : $K_p = 20.8889$, $K_i = -3.5654$, $K_d = -167.5604$ y $K_{2d} = -31.0141$. Los resultados de la simulación con los presentes desarrollos son mostrados en la figura 3.5, donde se observa que el sistema sigue la referencia (z_r), manteniendo bajas velocidades de q y en w , lo que indica que se permanece en la zona válida para los modelos de control.

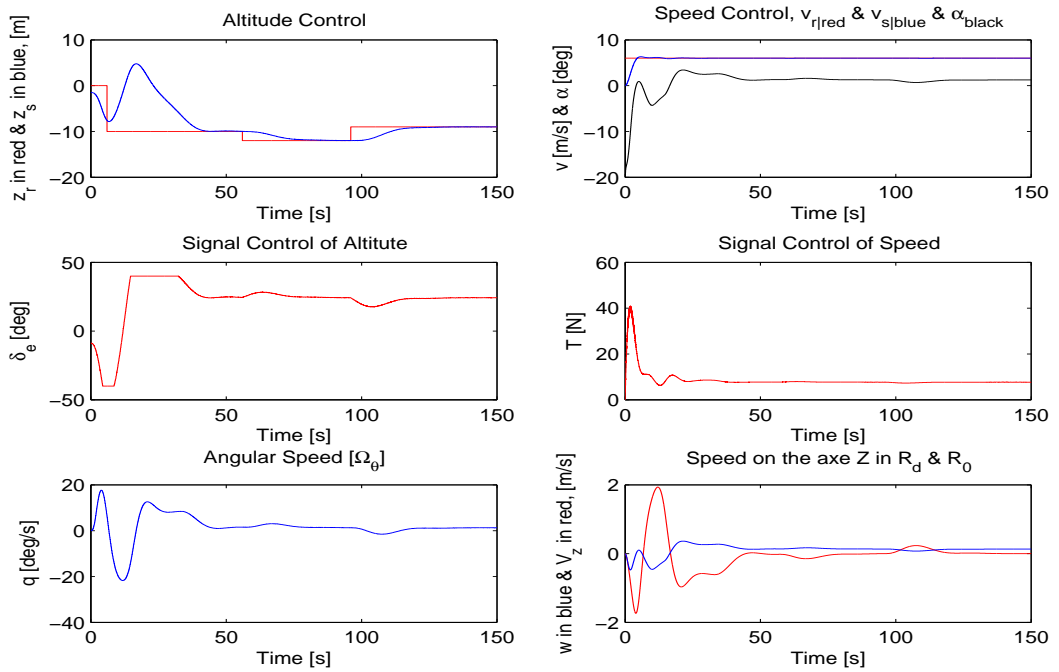


FIG. 3.5 – Regulador de altitud, Control PID

Control de dirección plano horizontal

Si definimos el modelo 3.4 como la representación dinámica de la dirección del dirigible en el plano horizontal ('heading') y la ley de control como :

$$\delta_g(s) = K_p \psi + \frac{K_i}{s} (\psi_r - \psi) + K_d \frac{d\psi}{dt} \quad (3.7)$$

se puede mostrar que el polinomio en lazo cerrado es :

$$s^3 + s^2(\tau - \kappa K_p) + v_a(\kappa K_d)s - v_a \kappa K_i \quad (3.8)$$

Si el polinomio deseado viene dado por $(s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2)(\tau s + 1)$, donde ζ y w_n son coeficientes seleccionados según criterios de diseño, se tiene al igualar con 3.8 los coeficientes del regulador, $K_p = -0.655496$, $K_i = 0.034447$ y $K_d = 1.775082$. La figura 3.6 presenta los resultados de esta ley de control, donde se observa que se mantiene bajas velocidades de r y v , perturbando menos el comportamiento lineal del sistema en la fase de vuelo crucero.

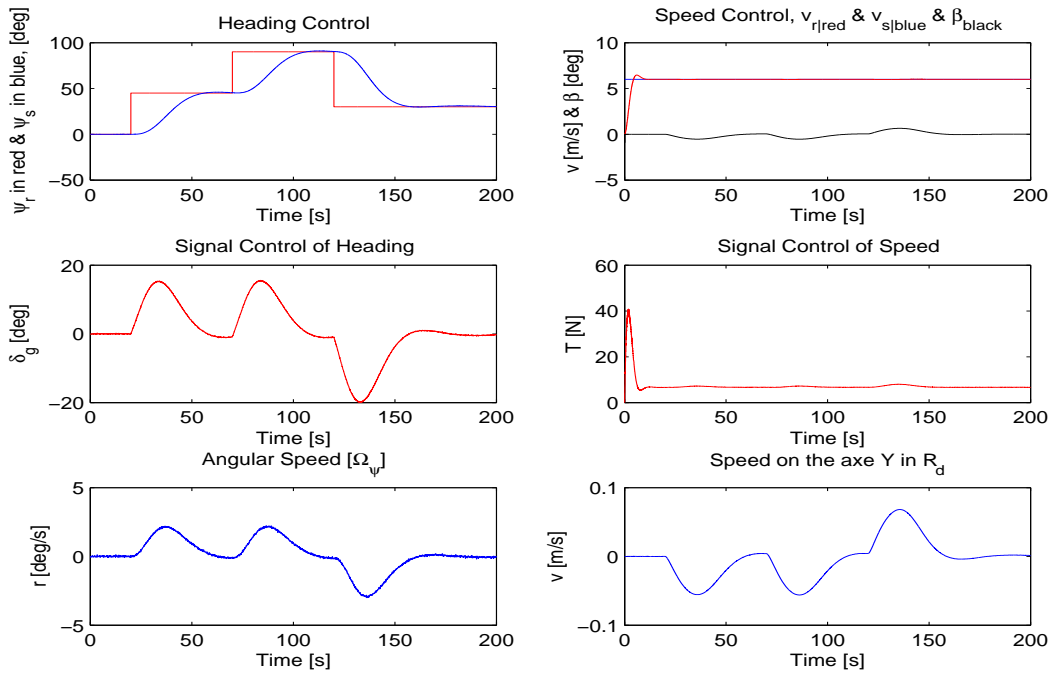


FIG. 3.6 – Regulador de dirección en el plano horizontal, Control PID

Observaciones

Como se menciono antes, los reguladores tipo **PID** han sido profundamente estudiados durante la existencia del control automático, permitiendo tener teorías bien definidas y con un buen grado de desarrollo. Esto permite aplicar la técnica de asignación o fijación de polos de una manera eficaz según criterios del comportamiento en lazo cerrado deseados.

Aunque solo se presenta el análisis de movimiento del polo del sistema en lazo cerrado para el control de velocidad aerodinámica, de forma similar se verificó la estabilidad de los controles de altitud y dirección en el plano horizontal.

La utilización del saturador de la parte integral (**anti-wind-up**) en cada uno de los reguladores diseñados es crucial a la hora de realizar implementaciones en tiempo real, protegiendo las señales de control cuando el error de seguimiento persiste y la acción de control se encuentra saturada. Una situación donde se presenta la acción del **anti-wind-up** esta enmarcada en acciones de des-aceleración pues el control tiende a apagar los motores e integrar a $-\infty$ la fuerza creada por los propulsores, situación que no es lógica al no tener un sistema de freno diferente a la sola acción de fricción sobre la carena.

Es interesante pensar en el comportamiento del sistema al tener los tres reguladores actuando al tiempo, por esto la figura 3.7 presenta un vuelo centrado en la fase ‘crucero’, donde se deja al dirigible mas los reguladores actuar en conjunto al partir de un punto inicial con condiciones de velocidad iniciales iguales a cero. Esto puede verse como una prueba de robustez a los reguladores, los cuales recuperan el sistema y lo llevan a la fase de vuelo crucero, aun cuando estos fueron sintonizados solo para esta fase, en otras palabras, reaccionan bien ante un sistema que puede tener ‘parámetros variables en el tiempo’. La evolución temporal de las posiciones en el marco de referencia global (R_0) se aprecia en la figura 3.8. Estas dos ultimas figuras evidencian el efecto de tener un dirigible ligeramente mas pesado (no cumple con la condición de equilibrio estática con la fuerza de Arquímedes), se frena un poco el dirigible y se pierde altitud siempre en los giros, mostrando acoples entre las dinámicas del sistema.

3.3 Reguladores GPC

La presente sección hace referencia a diseños de reguladores aplicando técnicas de control predictivo generalizado (Generalized Predictive Control, **GPC**) sobre los modelos de control hallados en el capítulo 1.

3.3.1 Teoría

El **GPC** fue propuesto por Clarke en 1987 [CMT87]. Las principales ideas del control predictivo se fundamentan en el uso explícito de un modelo para predecir las salidas futuras de un proceso en un instante de tiempo dado (horizonte), el calculo de la secuencia de control a aplicar según un criterio a minimizado y el desplazamiento del horizonte para la recuperación a cada paso de la señal de control.

En esta técnica es importante tener un modelo o idea del orden del modelo, conocer la función de transferencia o el orden de los polinomios (numerador y denominador), modelos inestables pueden ser considerados. Igualmente se debe contar con un modelo de perturbaciones como el llamado **CARIMA** (Controlled Auto-Regressive and Integred Moving Average), $n(t) = \frac{C(z-1)e(t)}{D(z-1)}$, donde $C(z-1)$ generalmente es 1, $D(z-1)$ un polinomio que explícitamente tiene un integrador $\Delta = 1 - z^{-1}$ y $e(t)$ es ruido blanco con media cero.

La función objetivo (**F.O**) para el **GPC** tiene como finalidad el seguimiento de la referencia y la minimización de los esfuerzos de control. La expresión general para F.O

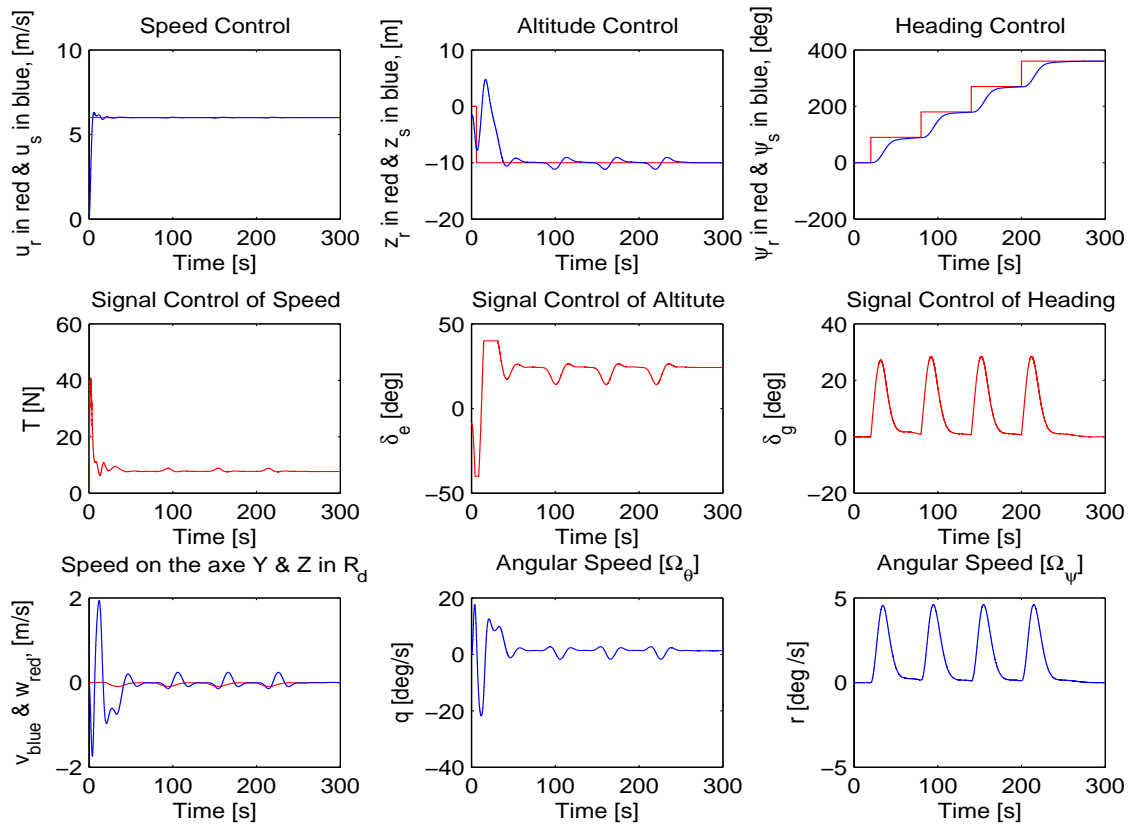


FIG. 3.7 – Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador PID

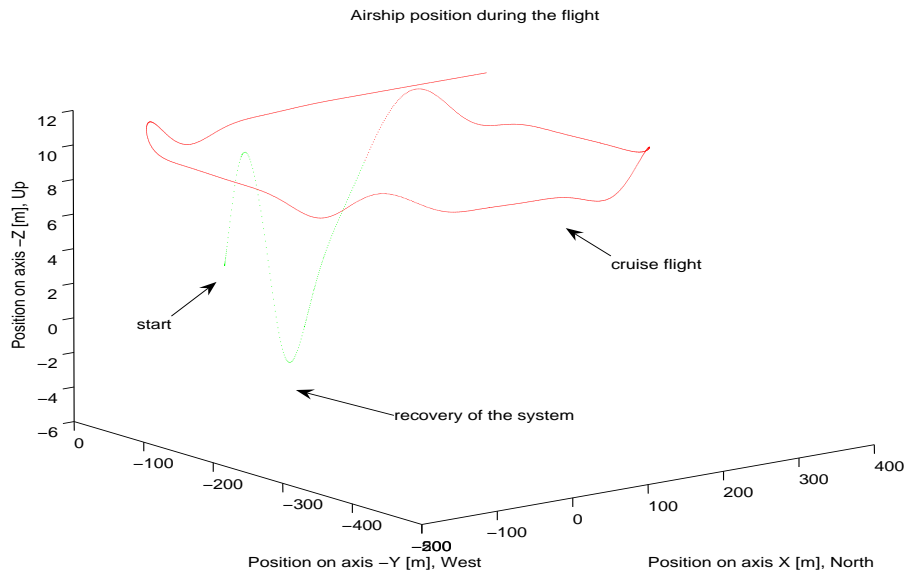


FIG. 3.8 – Resultados de la evolución de las posiciones, regulador PID

es :

$$J(N_1, N_2, N_u) = E \sum_{j=N_1}^{N_2} \delta(j)[y(t+j|t) - w(t+j)]^2 + \sum_{j=1}^{N_u} \lambda(j)[\Delta u(t+j-1)]^2 \quad (3.9)$$

donde E es la esperanza de la **F.O.**, la primera sumatoria es el termino asociado al seguimiento de una referencia y la segunda a la minimización de los esfuerzos de la señal de control. Para un lector interesado en profundizar sobre este control, puede consultar [CB95] o el libro de Landau [LLM98]. La **F.O** presenta una solución analítica por el criterio cuadrático cuando el modelo es no lineal y no tiene restricciones, de lo contrario la solución se debe hacer de una manera iterativa (con la ayuda de computador). Una publicación de la aplicación de la función objetivo con restricciones es presentada por Camacho [Cam93]. Aplicaciones a la industria con resultados satisfactorios son realizados por Clarke [Cla88]. Concluyendo, la idea básica del **GPC** es calcular una secuencia de la señal futura de control, en vía de conseguir la minimización de la **F.O** sobre un horizonte de predicción.

Si se tiene un modelo SISO como (modelo **CARIMA**) :

$$A(z^{-1})y(t) = z^{-d}B(z^{-1})u(t-1) + C(z^{-1})\frac{e(t)}{\Delta} \quad (3.10)$$

donde $u(t)$ es la entrada al sistema, $y(t)$ es la salida de la planta, d es el tiempo muerto del sistema, Δ es un integrador, $e(t)$ es un ruido blanco con varianza cero y A,B y C son polinomios, una ley de control tipo **GPC** puede ser planteada. La figura 3.9 representa un sistema en lazo cerrado con un control GPC el cual sirve como punto de referencia para los desarrollos que se presentan a continuación.

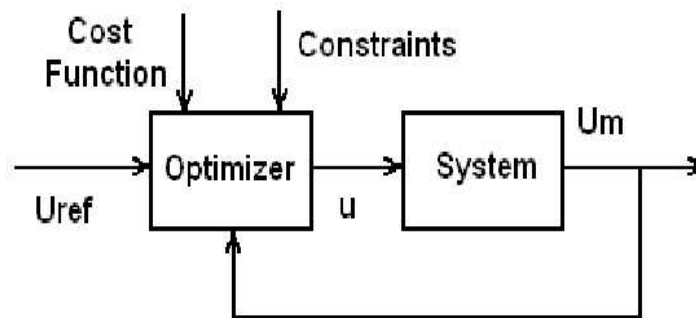


FIG. 3.9 – Representación gráfica de un sistema controlado con GPC

3.3.2 Desarrollo de reguladores

Considerando el esquema de la figura 3.9, se procedió a diseñar los reguladores para los diversos sistemas reducidos (modelos de control).

Control de Velocidad

Para este control se asumió el modelo general de la planta presentada en la ecuación 3.1 y se procedió a su discretización.

$$H(z^{-1}) = \frac{0.0198z^{-1}}{1 - 0.9802z^{-1}} \quad (3.11)$$

donde se observa que el tiempo muerto considerado es cero y que $C(z^{-1})$ es igual a uno.

Luego, aplicando cualquiera de los algoritmos presentados en [CMT87] o [CB95], con $N_1 = 1$, $N_2 = N_u = 10$, $\lambda = 1.2$, la ley de control que se encuentra es :

$$T(k) = T(k - 1) - 4.7404v_a(k) + 4.0845v_a(k - 1) + 0.0151v_{a|ref}(k + 1) + 0.0288v_{a|ref}(k + 2) + \dots + 0.1084v_{a|ref}(k + 10) \quad (3.12)$$

Los resultados al realizar la implementación de esta ley de control en Matlab-Simulink son presentados en la figura 3.10, donde se observa un sobre-paso mas grande, comparado con el resultado del PID. Este comportamiento esta asociado a la sintonización realizada para este regulador, tratando de llevar un poco mas rápido al sistema a el valor de referencia.

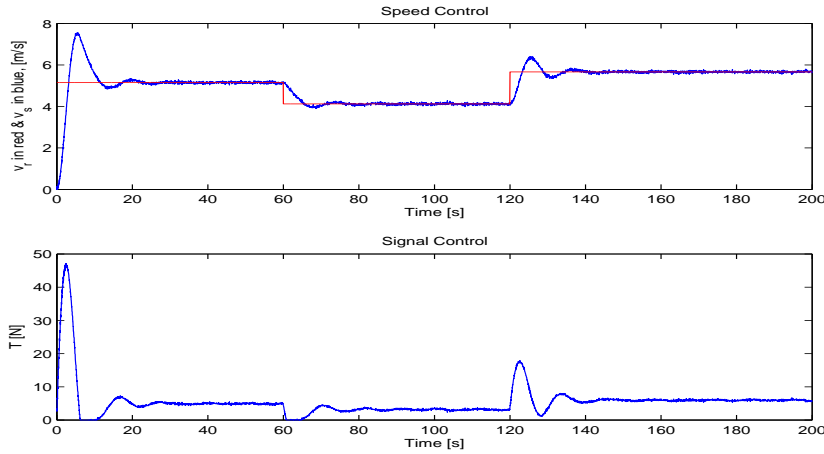


FIG. 3.10 – Control de velocidad, regulador GPC

Control de Altitud

En el diseño del control de altitud por GPC, se asumió el modelo :

$$H(z^{-1}) = \frac{0.000603 + 0.002424z^{-1} + 0.000609z^{-2}}{1 - 3.021z^{-1} + 3.041z^{-2} - 1.02z^{-3}} \quad (3.13)$$

Considerando los siguientes valores para las variables de la función objetivo $N_1 = 1$, $N_2 = N_u = 10$, $\lambda = 6.2$, la ley de control calculada se presenta en la ecuación 3.14.

$$\begin{aligned} \delta_e(k) = & 0.9484\delta_e(k-1) - 0.0516\delta_e(k-2) - 24.2363z(k) + 65.6447z(k-1) - \dots \\ & + 18.3751z(k-3) + 0.00004z_{ref}(k+1) + \dots + 0.0384z_{ref}(k+10) \end{aligned} \quad (3.14)$$

La figura 3.11 presenta los resultados en simulación logrados por esta ley de control. Estas curvas manifiestan el error de estado estable del regulador en un punto diferente al punto donde se realizó la síntesis (punto de operación), que para el caso de simulación fue de $10m$, igualmente se presentan bajas velocidades de w y de q , cumpliendo con los objetivos de diseño y manteniendo el sistema en la región lineal.

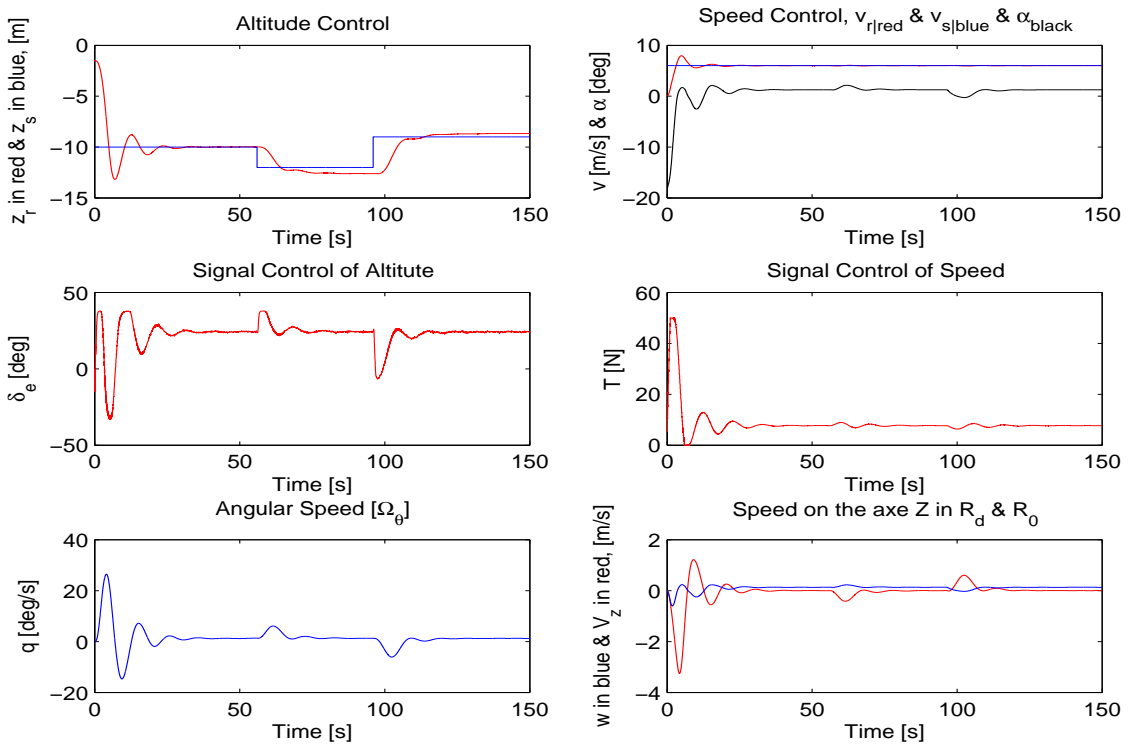


FIG. 3.11 – Control de altitud, regulador GPC

Control de dirección plano horizontal

Para el diseño del control de dirección en el plano horizontal se consideró el modelo discreto siguiente :

$$H(z^{-1}) = \frac{0.001839z^{-1} + 0.001722z^{-2}}{1 - 1.822z^{-1} + 0.8219z^{-2}} \quad (3.15)$$

Los valores considerados para la función objetivo fueron $N_1 = 1$, $N_2 = N_u = 10$, $\lambda = 0.6$. La ley de control que se encontró es :

$$\begin{aligned} \delta_g(k) = & 0.9717\delta_g(k-1) - 0.0282\delta_g(k-2) - 38.5727\psi(k) + 64.3467\psi(k-1) - \dots \\ & + 0.0029\psi_{ref}(k+1) + 0.0108\psi_{ref}(k+2) + \dots + 0.1609\psi_{ref}(k+10) \end{aligned} \quad (3.16)$$

Los resultados obtenidos al aplicar la ley de control para la dirección sobre el modelo en simulación son presentados en la figura 3.12. Estos resultados muestran una exigencia mayor a los actuadores, situación deseada para lograr una estabilización del sistema en un tiempo mas corto al solicitado para el PID, queriendo mostrar que el exigir al sistema, estabilizaciones mas rápidas a la dinámica del sistema, se reflejan en acciones de control mas fuertes.

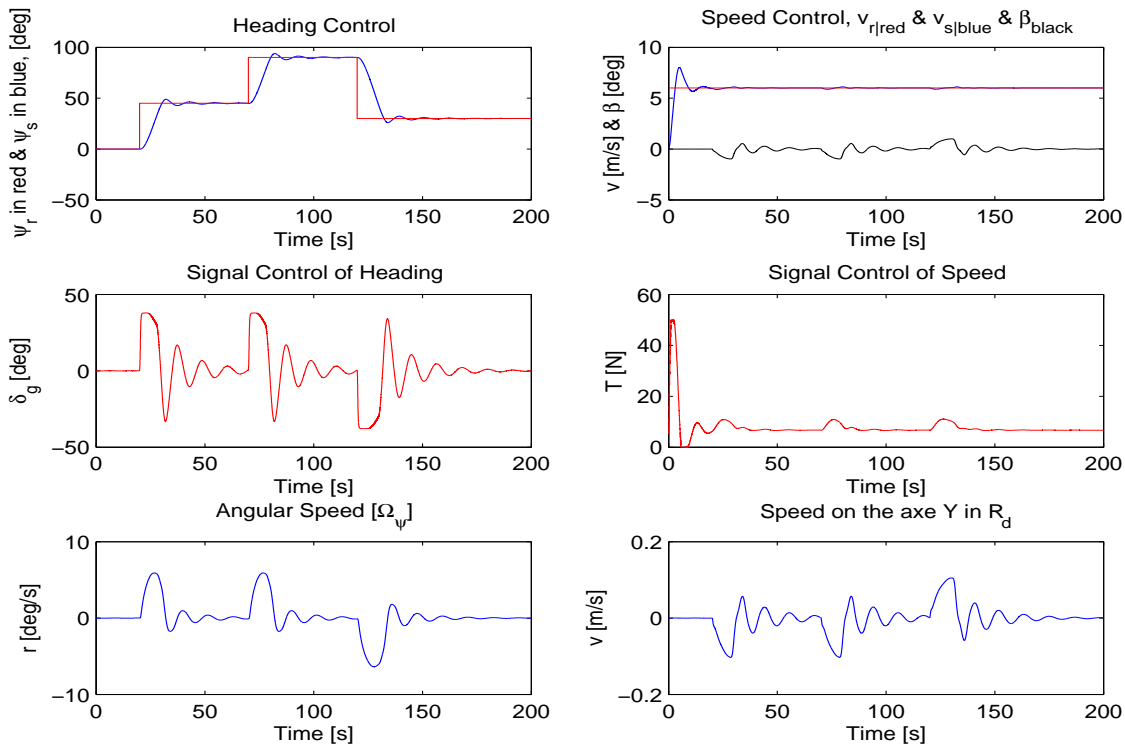


FIG. 3.12 – Control de dirección en el plano horizontal, regulador GPC

La figura 3.13 presenta el comportamiento de la estructura bajo la acción de los tres reguladores **GPC**, presentado acoples entre las dinámicas del sistema, atribuidas a un sistema con la fuerza del peso ligeramente mas grande que la desarrollada por el helio del dirigible (sustentación de Arquímedes). Sin embargo se observa que los controles llevan el sistema a la fase de vuelo crucero, aun cuando el sistema parte desde un punto diferente para el cual se realizaron las síntesis de los reguladores. Una evolución de la posición del dirigible en el espacio 3D se muestra en la figura 3.14.

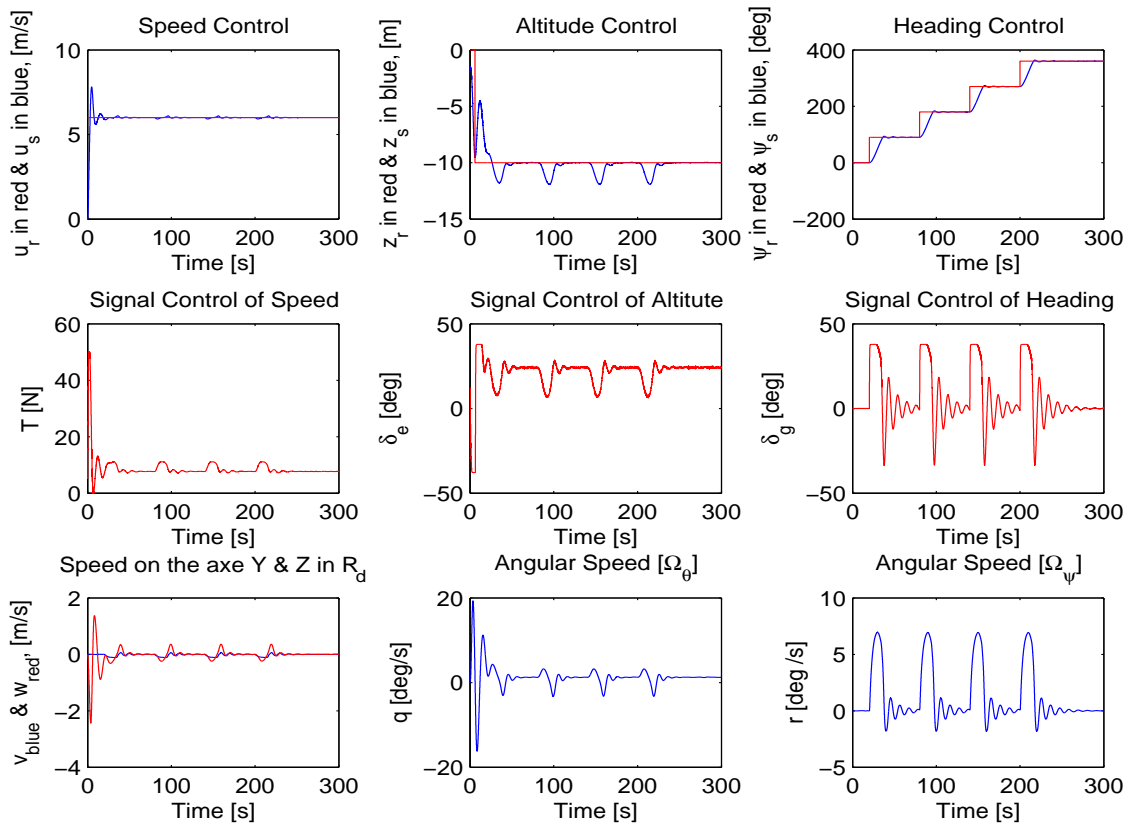


FIG. 3.13 – Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador GPC

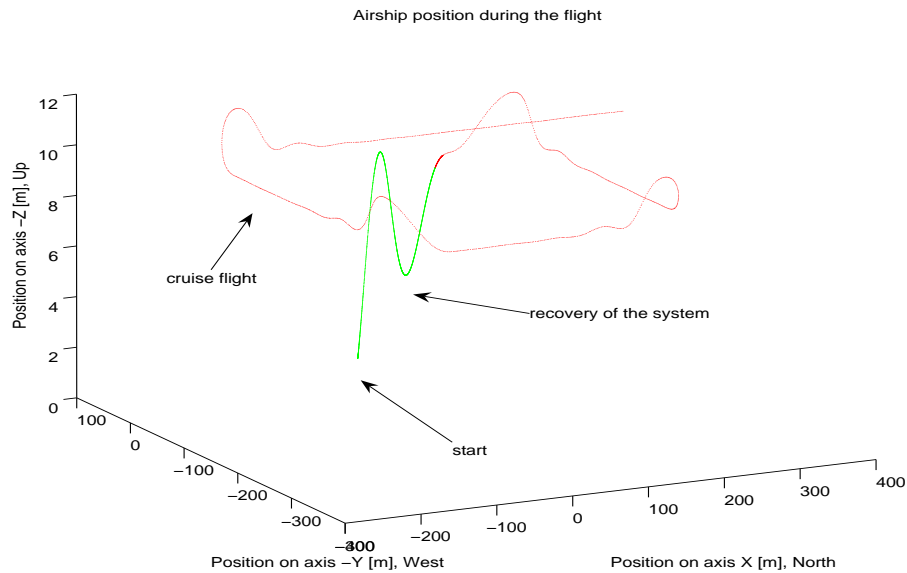


FIG. 3.14 – Resultados de la evolución de las posiciones, regulador GPC

3.4 Reguladores no lineales tipo primer orden

La técnica abordada en este ítem se limita a sistemas tipo SISO (Single Input - Single Output) y NLTI (NonLinear Time Invariant) o modelos con variaciones paramétricas lentas, tal como se pueden considerar los modelos simplificados. A continuación se presentan las leyes de control encontradas por la técnica de control de primer orden (**FOC**) por realimentación de estado, la cual es una técnica dedicada al estudio de los sistemas no lineales en la vecindad del punto de equilibrio del sistema. Otras técnicas como realimentación de salida no presentadas en este documento, muestran ser útiles también en el control del dirigible.

3.4.1 Teoría

La linealización de las ecuaciones de sistemas no lineales, alrededor de un punto de equilibrio ha sido durante mucho tiempo uno de los caminos a seguir por los ingenieros de control. Relativamente, nuevas técnicas de control han sido planteadas según la linealización de los modelos, es decir, según su validez local (en una superficie) o global (todo el espacio de estado).

Cuando un modelo linealizado sobre un punto de operación deja de ser válido, se debe pensar en diferentes modelos linealizados en diferentes puntos de operación. El conjunto de estos modelos linealizados es llamado modelo lineal tangente. Algunos sistemas de control de vuelo de pilotos automáticos para los aviones o sistemas químicos por ejemplo, son realizados con la ayuda de estos modelos.

Para un sistema no lineal la representación de estado puede ser :

$$\dot{x} = f(x, u) \quad (3.17)$$

donde f es considerado un campo vectorial parametrizado por la entrada u y sobre una variedad de estado M , que puede ser asociada a una superficie. Así, a cada par (x, u) el campo asocia una dirección $f(x, u)$ tangente a la variedad de estado M en el punto P de coordenada x . En el caso del dirigible, f es un campo de fuerzas y es modificado por las entradas al sistema que son la propulsión, alerones, vectorización y rotor de cola.

Se puede considerar la aproximación a primer orden del comportamiento de un sistema, como el planteado por la ecuación 3.17, en la vecindad de un punto de equilibrio (x^0, u^0) , utilizando el desarrollo en series de Taylor de f .

$$f(x, u) = f(x^0, u^0) + \frac{\partial f}{\partial x}(x^0, u^0)(x - x^0) + \frac{\partial f}{\partial u}(x^0, u^0)(u - u^0) + \varsigma(x - x^0, u - u^0) \quad (3.18)$$

despreciando los términos de orden superior e imponiendo $\delta x = x - x^0$ y $\delta u = u - u^0$, la ecuación 3.17 puede ser rescrita como :

$$\delta \dot{x} = \frac{\partial f}{\partial x}(x^0, u^0)\delta x + \frac{\partial f}{\partial u}(x^0, u^0)\delta u \quad (3.19)$$

que es la representación lineal del sistema sobre el punto de operación. Ahora si se consideran los diferentes modelos en los diferentes puntos de equilibrio, el modelo resultante es el llamado modelo lineal tangente. Una teoría mas profunda y la demostración

de la gobernabilidad local pueden ser consultadas en [FtDNC93]. La expresión analítica para el modelo lineal tangente en función del punto de operación puede ser escrita como :

$$\delta\dot{x} = F(x^0, u^0)\delta x + G(x^0, u^0)\delta u \quad (3.20)$$

Considerando la ecuación 3.20 se formula una ley de control δu por cualquier método lineal (ubicación de polos, realimentación de estado, control óptimo, etc). Si se formula la ley de control en función del punto de operación y por realimentación de estado con referencia δv se tiene :

$$\delta u = -K(x^0, u^0)\delta x + \delta v \quad (3.21)$$

Esta ley calculada localmente, debe ser integrada para encontrar la ley control no lineal y aplicarla a todo el espacio de estado, quedando las ganancias adaptables al punto de operación sin recurrir a estimadores del punto de operación y sin conmutaciones. Esta integración es el paso más difícil y una representación para ella es :

$$u = \Omega(x, v) \quad (3.22)$$

Lo descrito antes, puede ser ilustrado por la figura 3.15. Para garantizar el buen funcionamiento se debe respetar la condición de equilibrio para la cual se diseño la ley, la fase de vuelo **crucero**.

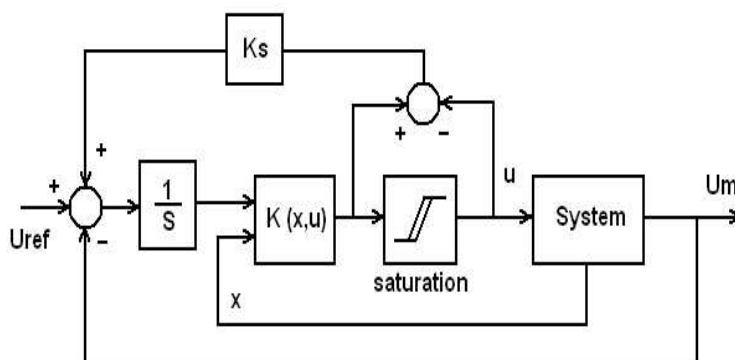


FIG. 3.15 – Esquema del regulador NL-PO

3.4.2 Desarrollo de reguladores

La noción de sistemas de estructura triangular nos llevan a pensar que el dirigible en la fase de vuelo crucero, cumple con un número reducido de limitaciones en el equilibrio, es decir se tiene un equilibrio parcial, el cual aparece para los sistemas de tipo triangular. La finalidad de estos sistemas es permitir la síntesis de leyes de control en diferentes etapas, de tal forma que a cada paso se tenga un número reducido de variables y menor complejidad en los modelos, tal como se realizó en la sección 1.4.

Este tipo de reguladores llamados también pseudo-compensadores, son desarrollados con la finalidad de fijar los polos del modelo lineal tangente a un valor independiente del punto de operación. Considerando el esquema de la figura 3.15 y probando los desarrollos en simulación según el esquema mostrado en la figura 3.1, se diseñaron los reguladores para los diversos sistemas reducidos. Como requisito antes de realizar algún procedimiento para la obtención de los controles por esta técnica, se debe garantizar que el modelo lineal tangente (caso SISO) dependa solo de la variable de estado a controlar y que se cumpla la condición de gobernabilidad local ($\frac{\partial f}{\partial u}(x^0, u^0) \neq 0$). Los desarrollos que se describen a continuación, asumen como verdadera esta condición.

Control de Velocidad

Para este control se asumió el modelo general de la planta :

$$m\dot{u} = F_m \cos \mu + \frac{1}{2}\rho u^2 S_{ref} C_{Tt} \quad (3.23)$$

donde u es la variable de estado, μ el ángulo de vectorización, generalmente próximo a cero en la fase crucero y F_m es la señal de control. El punto de equilibrio esta dado por :

$$u_0^2 = \frac{2F_{m0} \cos \mu}{\rho S_{ref} C_{Tt}} \quad (3.24)$$

y el sistema lineal tangente o de primer orden es :

$$\begin{aligned} \delta\dot{u} &= \frac{\rho S_{ref} C_{Tt} u_o}{m} \delta u + \frac{\cos \mu}{m} \delta F_m \\ \delta\dot{u} &= a(u_o) \delta u + b(u_o) \delta F_m \end{aligned} \quad (3.25)$$

Definiendo la ley de control como :

$$\delta F_m = -K(u_0, F_{m0}) \delta u + \int (\delta u_{ref} - \delta u) dt \quad (3.26)$$

tal que el sistema en lazo cerrado, ley de control 3.26 mas planta, satisfagan los requerimientos de desempeño $s^2 + 2\xi w_o s + w_o^2$ y error en estado estable nulo, se tiene :

$$\begin{aligned} k(u_o) &= \frac{-2\xi w_o m - \rho S_{ref} C_{Tt} u_o}{\cos \mu} m \\ k_a(u_o) &= \frac{m w_o^2}{\cos \mu} \end{aligned} \quad (3.27)$$

Realizando la integración de la ley de control 3.26, se tiene la expresión para el compensador de velocidad siguiente :

$$F_m(t) = \frac{-2\xi w_o m u(t)}{\cos \mu} - \frac{1}{2} \frac{\rho S_{ref} C_{Tt} u^2(t)}{\cos \mu} + \frac{m w_o^2}{\cos \mu} \int (u_{ref}(t) - u(t)) dt \quad (3.28)$$

Cabe resaltar que los resultados de este regulador son similares a la síntesis realizada en el control PID, por lo tanto, se presenta el funcionamiento del control ante pruebas de ruido en el sistema. Los resultados obtenidos por este regulador en el modelo dinámico planteado en simulación se pueden apreciar en la figura 3.16. Se observa en estas curvas, que el regulador reacciona a las perturbaciones del ruido, mostrando señales de control que reaccionan, sin sacar de la zona de estabilidad al sistema.

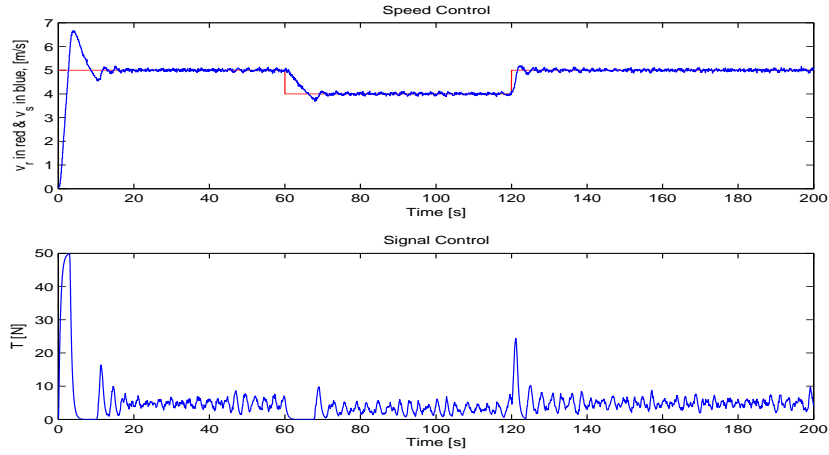


FIG. 3.16 – Control de velocidad, regulador NL-PO

Control de Altitud

Retomando el modelo de la ecuación 1.25,

$$\begin{aligned}\dot{z} &= -u \sin \theta \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{q} &= k_2 q + k_1 \theta + k_3 \delta_e\end{aligned}\tag{3.29}$$

se encuentra el punto de equilibrio siguiente :

$$\begin{aligned}\delta_{e0} &= 0 \\ \theta_0 &= 0 \\ q_0 &= 0\end{aligned}\tag{3.30}$$

El sistema linear tangente para este sistema es :

$$\begin{aligned}\delta \dot{z} &= -u \cos \theta_0 \delta \theta \\ \delta \dot{\psi} &= \delta q \\ \delta \dot{q} &= k_2 \delta q + k_1 \delta \theta + k_3 \delta \delta_e\end{aligned}\tag{3.31}$$

Si la ley de control se expresa como :

$$\delta \delta_e = -K(z_0, \theta_0, q_0, \delta_{e0}) \delta x + \int (\delta z_{ref} - \delta z) dt\tag{3.32}$$

donde δx es la variación del vector de estado, $K = [k_z, k_\theta, k_q]^T$ el vector de ganancias de realimentación y el desempeño esperado en lazo cerrado formulado por :

$$(s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2)(s + 1/\tau_1)(s + 1/\tau_2)\tag{3.33}$$

la ley de control después de hacer la integración, según la ecuación 3.22, es :

$$\delta_e = \frac{w_n^2}{-u \cos \theta k_3 \tau_1 \tau_2} \int (z_{ref} - z) dt - \frac{\tau_2 + \tau_1 + 2\zeta w_n}{\tau_1 \tau_2 k_3} q + \frac{1 + 2\zeta w_n (\tau_1 \tau_2) + \tau_1 \tau_2 (w_n^2 + k_1)}{\tau_1 \tau_2 k_3} \theta + \frac{2\zeta w_n + \tau_1 + \tau_2}{\tau_1 \tau_2 k_3 u \cos \theta} z \quad (3.34)$$

Cabe recordar que por disposiciones de los elementos en el dirigible, especialmente la góndola principal, el dirigible no alcanzara un ángulo θ de 90 grados.

Los resultados pueden ser apreciados en la figura 3.17, donde se observa un comportamiento similares al PID, logrando magnitud de velocidades bajas para w y q con una buena regulación y seguimiento de la referencia.

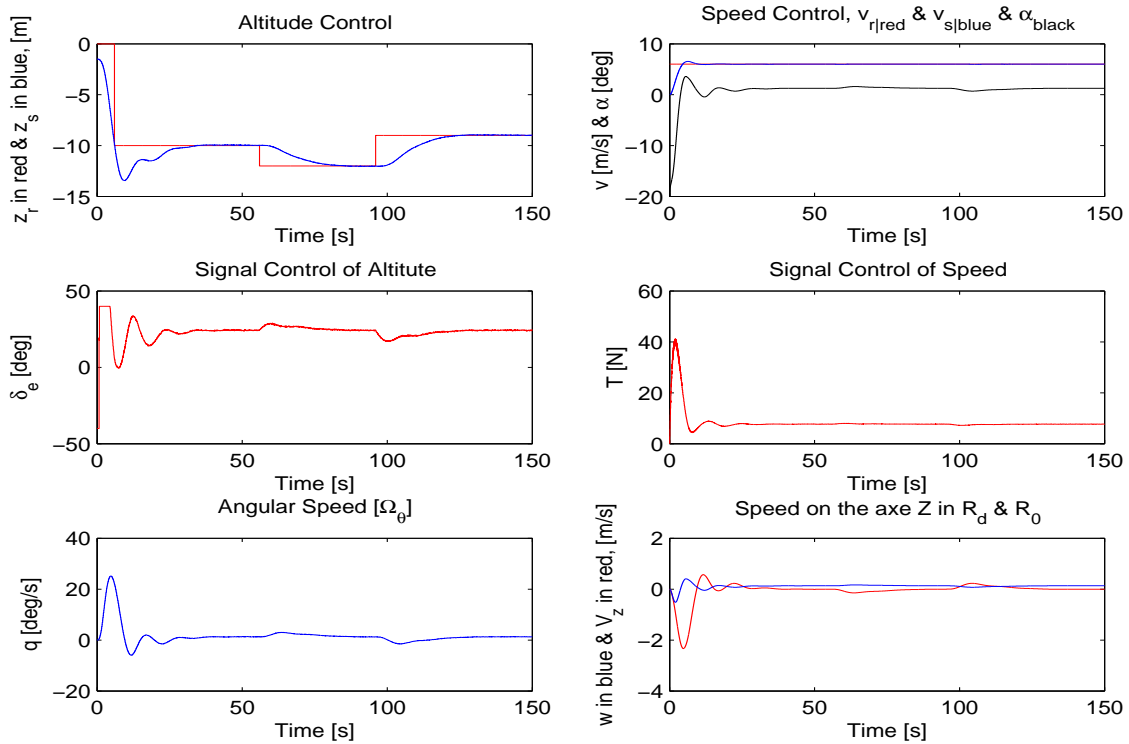


FIG. 3.17 – Control de altitud, regulador NL-PO

Control de Dirección plano horizontal

Procediendo de manera similar a como se hizo en el desarrollo de las leyes de control anteriores, se diseñó el regulador de dirección para el dirigible. Tomando como partida para el desarrollo de la ley de control el modelo reducido para la dirección en el plano (x, y) , reformulando en la ecuación siguiente,

$$\begin{aligned} \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= k_2 r + k_1 \delta_g \end{aligned} \quad (3.35)$$

se tiene el punto de equilibrio :

$$\begin{aligned}\delta_{g0} &= 0 \\ r_0 &= 0\end{aligned}\tag{3.36}$$

El sistema linear tangente es :

$$\begin{aligned}\delta\dot{\psi} &= r \\ \delta\dot{\psi} &= k_1\delta\psi + k_2\delta_g\end{aligned}\tag{3.37}$$

Si la ley de control satisface en lazo cerrado el desempeño fijado por los polos según la ecuación $s^3 + s^2(2\xi\omega_0 + \frac{1}{\tau}) + s(\omega_0^2 + \frac{2\xi\omega_0}{\tau}) + \frac{\omega_0^2}{\tau}$, se tiene que la expresión del controlador es :

$$\delta_g = \frac{\omega_n^2}{k_1\tau} \int (\psi_{ref} - \psi)dt - \frac{2\xi\omega_n\tau + 1}{k_1\tau}r - \frac{\omega_n^2\tau + 2\xi\omega_n}{k_1\tau}\psi\tag{3.38}$$

Los resultados obtenidos con esta ley de control son presentados en la figura 3.18.

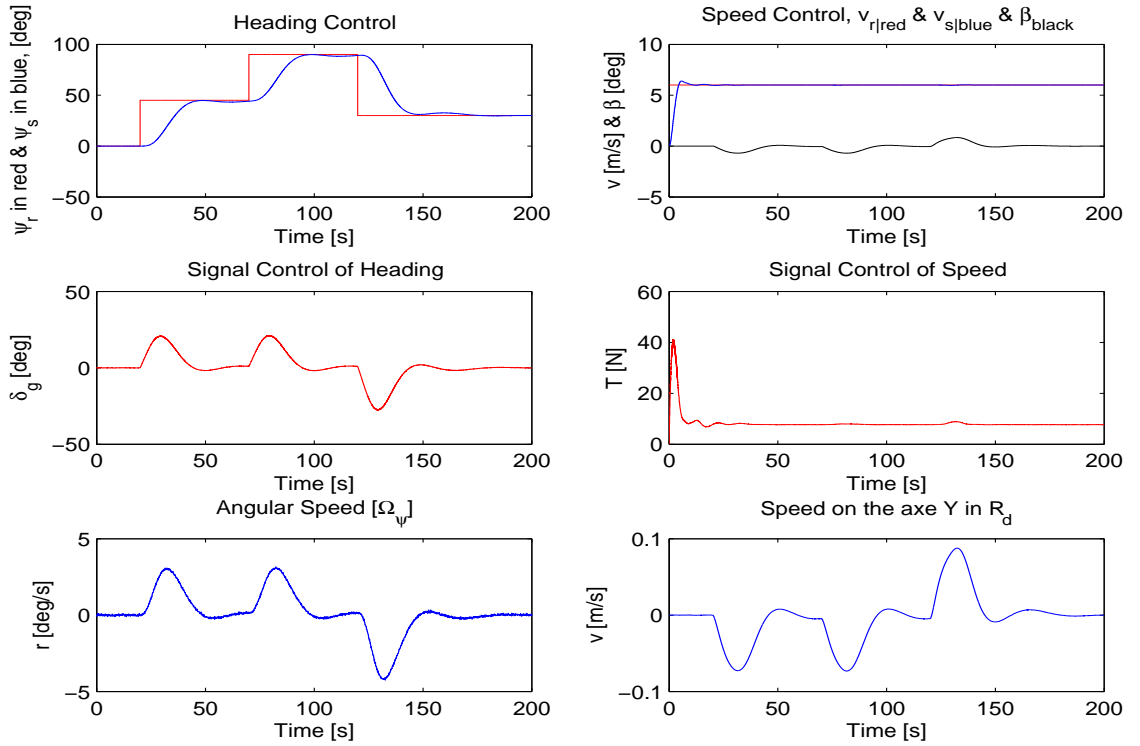


FIG. 3.18 – Control de dirección en el plano horizontal, regulador NL-PO

Como un análisis de los resultados en forma general para el control **FOC**, se tiene que los reguladores actuando de manera conjunta sobre el dirigible, logran alcanzar las referencias para que de manera global se tenga un desempeño aceptable, tal como se presenta en la figura 3.19. La evolución del sistema en el espacio 3D se muestra en 3.20.

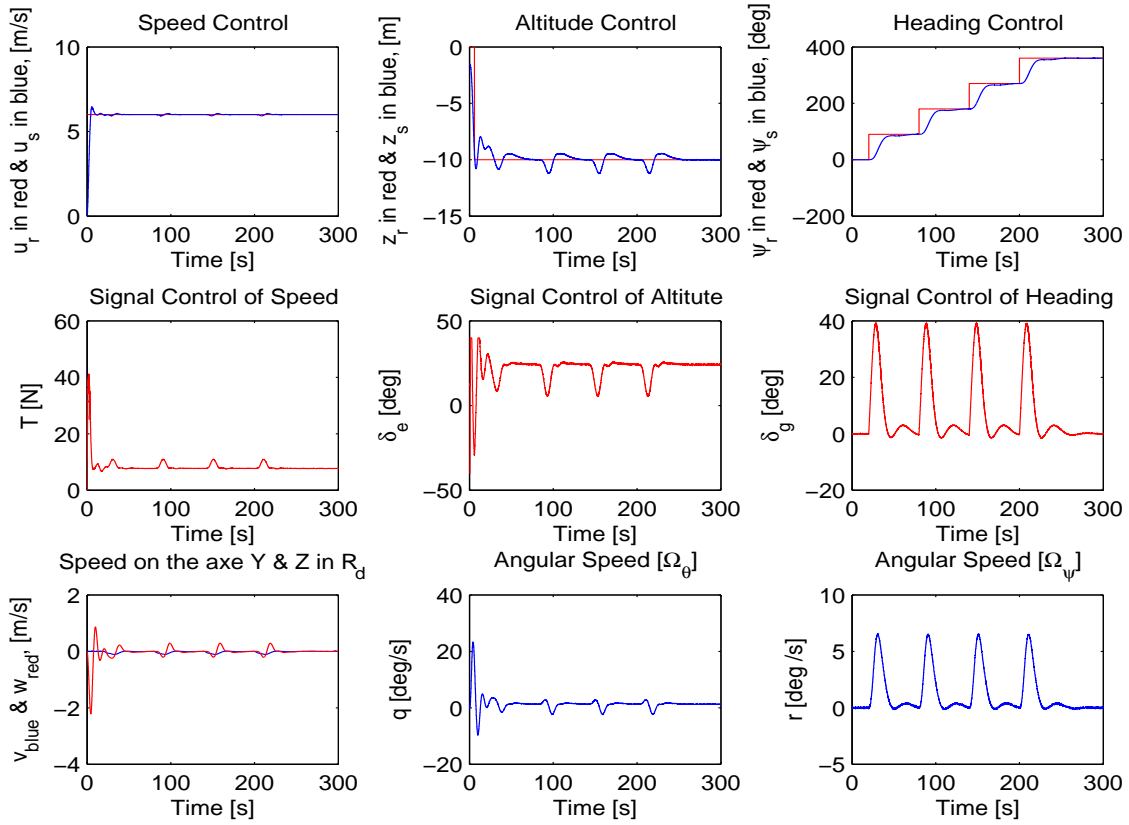


FIG. 3.19 – Resultados de control total en fase de vuelo crucero, regulador NL-PO

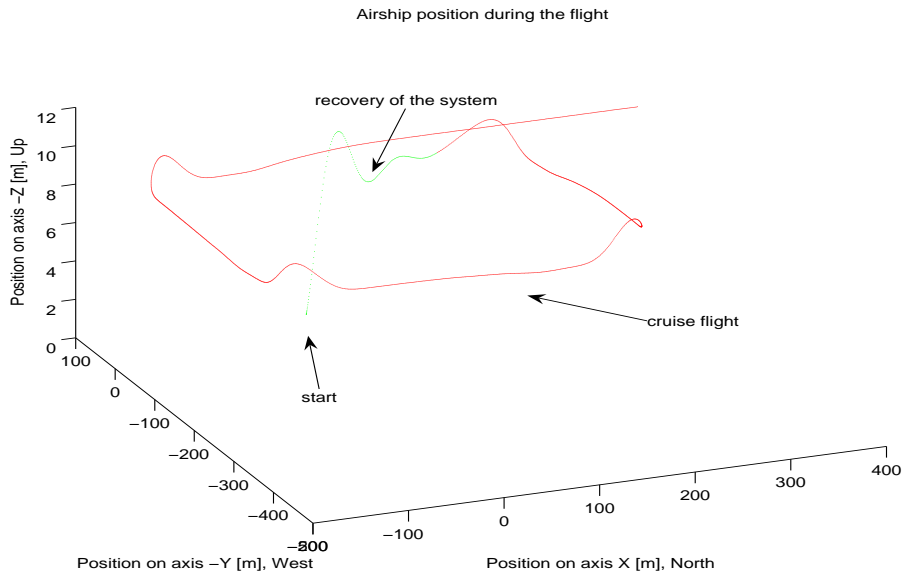


FIG. 3.20 – Resultados de la evolución de las posiciones, regulador NL-PO

3.5 Resultados de los controles de velocidad y altitud en UrAn

La puesta en funcionamiento de los reguladores en la estructura real, reúne con síglo diferentes etapas : una instrumentación del dirigible, selección de sistema operativo y programa gestor de las tareas a realizar, mas la implementación de las leyes de control en el computador embarcado. Las dos primeras partes se describen con un relativo grado de profundidad en los anexos A y B respectivamente. El punto de la implementación de los reguladores reúne consigo los tiempos de adquisición del sistema, la velocidad de procesamiento y algoritmos rápidos en tiempo de ejecución. Logrando un equilibrio entre las diversas tareas a ejecutar, los tiempos de ocupación de la CPU, se logra controlar a un tiempo de muestreo 0.1s, tiempo base de los algoritmos de control.

A continuación se presentan los resultados experimentales realizados con el dirigible UrAn. La Figura 3.21 muestra el control sobre la velocidad aerodinámica v_a y la señal de control enviada a los propulsores T , presentando un gráfico que aclara el control que funciona en el respectivo espacio de tiempo del vuelo, según control PID, GPC o no lineal (ELC). Se observa que el vuelo es un poco perturbado y tanto la velocidad del dirigible como la señal de control presentan variaciones un poco fuertes. al rededor del la referencia. Es de resaltar que solo podemos decir que existen perturbaciones de viento, en función del análisis de los resultados, pues no se cuenta en este momento con un sensor de viento embarcado en la plataforma.

Un vuelo menos perturbado por el viento es presentado en la figura 3.22. La señal de control es saturada cuando el viento es aplicado en frente del dirigible o cuando es aplicado por detrás del dirigible, presentando las saturaciones positivas o negativas de las señal de control según el caso.

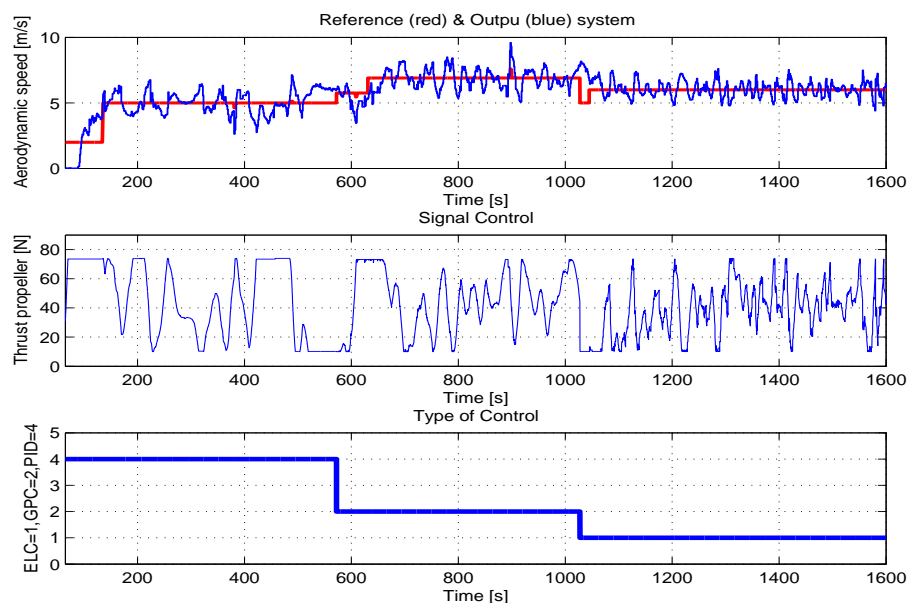


FIG. 3.21 – Control de velocidad en el sistema real (dirigible UrAn), primer resultado

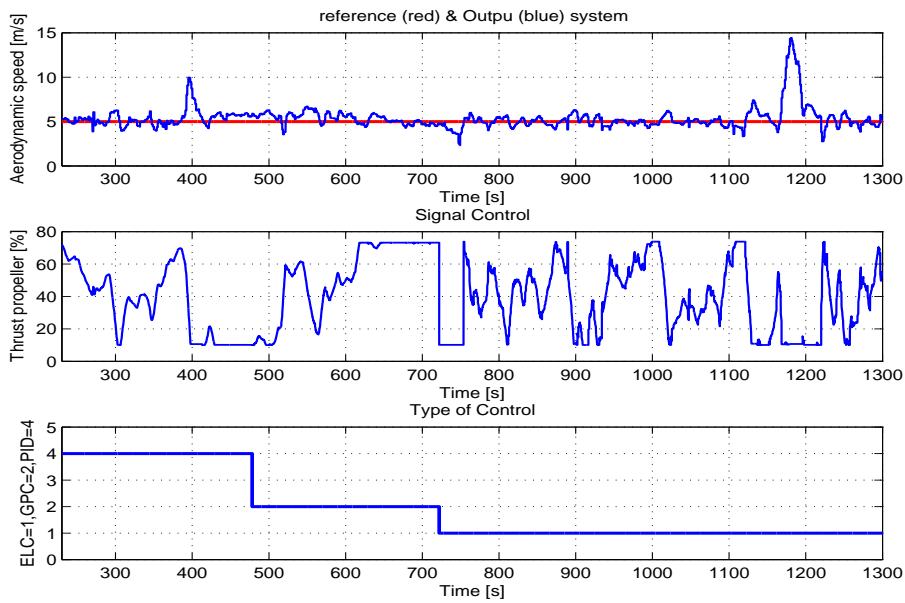


FIG. 3.22 – Control de velocidad en el sistema real (dirigible UrAn), segundo resultado

La Figura 3.23 presenta el resultado de aplicar la ley de control basada en los algoritmos descritos por la técnica GPC sobre la altitud del sistema. Se observa que la señal de control δ_e es un poco fuerte, actuando hasta tener el sistema nuevamente en el valor de la altitud referencia z_{ref} . Estos resultados están relacionados con la resolución del sensor de altitud embarcado ($\pm 1m$).

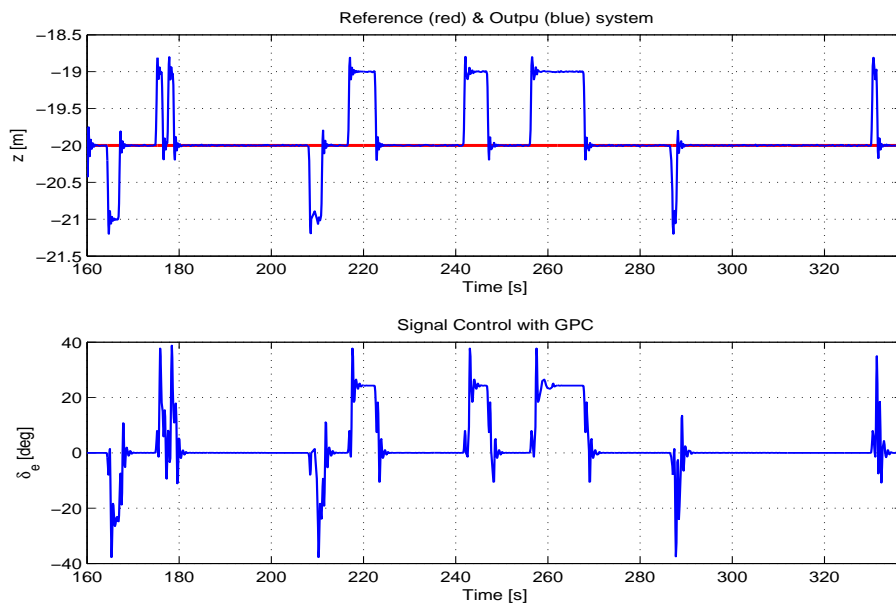


FIG. 3.23 – Control de altitud en el sistema real, dirigible UrAn

3.6 Resultados de los controles de velocidad y dirección en Karma

Los resultados experimentales logrados con el dirigible Karma son presentados a continuación. La figura 3.24 muestra el control sobre la velocidad aerodinámica v_a y la señal de control enviada a los propulsores T , presentando un gráfico que aclara el control que funciona en el respectivo espacio de tiempo del vuelo, según control PID, GPC o no lineal (FO). Se aprecia que el sistema logra seguir la referencia generalmente, existiendo momentos donde la referencia exige al sistema demasiado, produciendo saturaciones en la señal de control y no logrando llegar al punto solicitado.

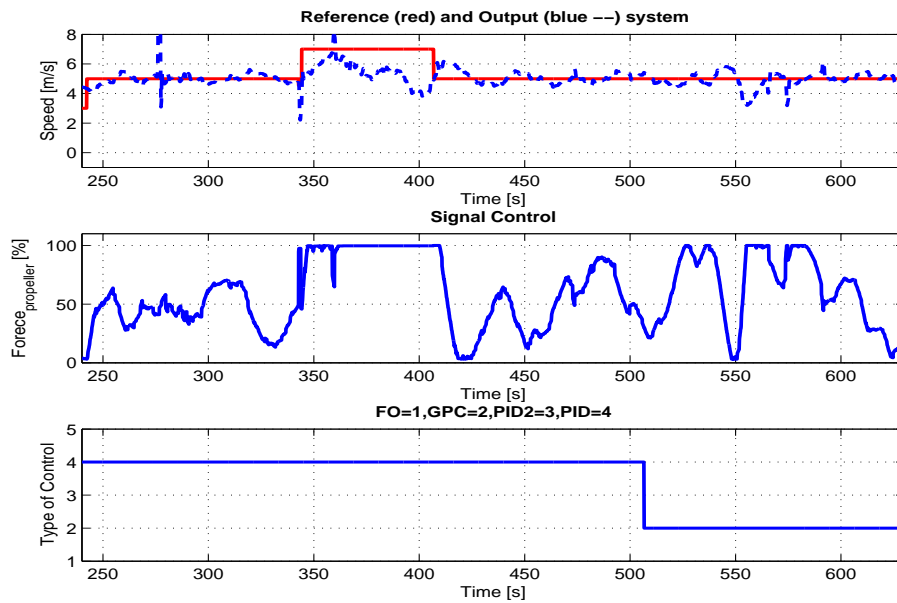


FIG. 3.24 – Control de velocidad en el sistema real, dirigible Karma

La Figura 3.25 presenta el resultado de aplicar la ley de control basada en los algoritmos descritos por la técnica PID sobre la dirección del sistema. Se observa que el sistema reacciona en función de lograr la referencia, teniendo señales de control propias para permanecer en las hipótesis de la fase de vuelo crucero, es decir que logra tener velocidades en el eje y de R_d bajas, haciendo pequeño el deslizamiento del sistema en los giros.

La Figura 3.26 presenta el resultado de aplicar el regulador GPC sobre el control de la dirección del sistema. Se observa que el sistema sigue la referencia, permaneciendo en el valor final solicitado, con señales de control δ_g adecuadas para permanecer sobre los principios de los modelos de control.

3.7 Conclusiones

Según las condiciones de vuelo planteadas, estrategia de navegación comentada en la sub-sección 1.4.4, se tiene que el objetivo es mantener el dirigible a una velocidad

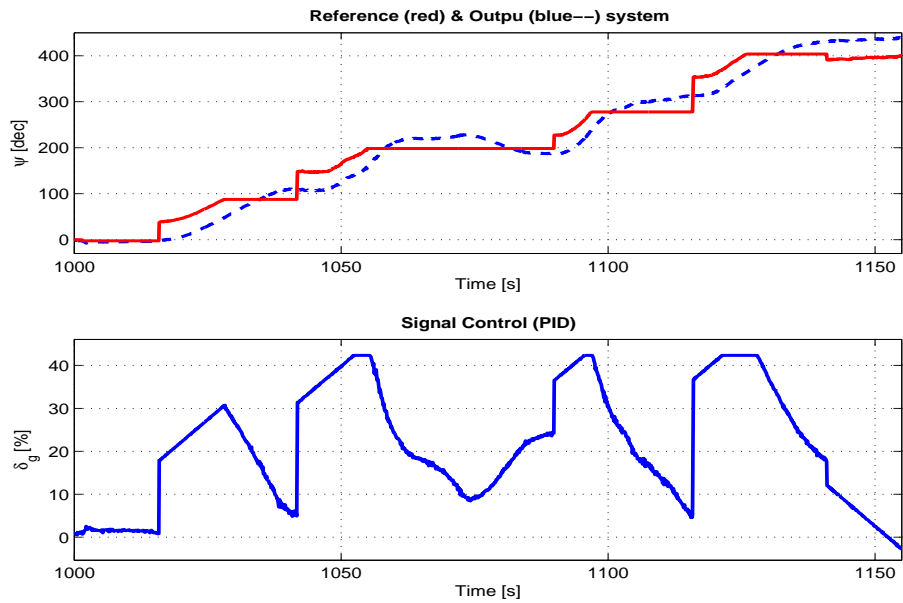


FIG. 3.25 – Control de dirección en el sistema real (dirigible Karma), primer resultado

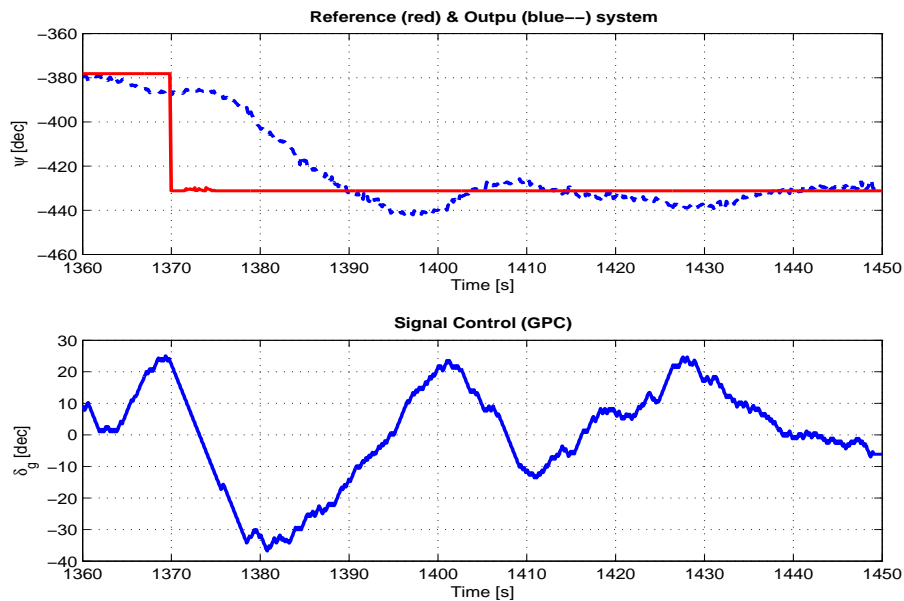


FIG. 3.26 – Control de dirección en el sistema real (dirigible Karma), segundo resultado

constante de desplazamiento, una altitud fija y el seguimiento de una trayectoria en el plano horizontal $2D$, con algoritmos que no requieran gran cantidad de tiempo en el procesador embarcado. Lo anterior hace contemplar estrategias de control como **PID**'s clásicos, **GPC**'s y controles no lineales (**FOC**) basados en un modelo linealizado sobre el punto de operación y la generalización de ellas a todo el espacio de trabajo.

Los algoritmos de control presentan en general buenos resultados para cada uno de los controles que según los análisis realizados en el planteamiento de los modelos de control, son considerados desacoplados. Las pérdidas de altitud de aproximadamente dos metros en los giros son atribuidas al hecho de no considerar desacopladores para estas dinámicas y que el dirigible vuela siempre ligeramente más pesado en referencia a la fuerza generada por el principio de Arquímedes. Es relativamente fácil la implementación de desacopladores que podrían eventualmente mejorar esta situación pero no son objetivo del presente trabajo. Dentro de las misiones planeadas se acepta esta pérdida de altitud sin causar disturbios en el fin buscado con el dirigible.

Algunos trabajos como el de Xie [RLG⁺05a] o Mueller [MPZ] presentan estrategias de control donde se consideran las dinámicas longitudinal y lateral desacopladas, controlando principalmente el dirigible con los alerones, pero no discuten explícitamente sobre pérdidas de altitud en los giros, posiblemente vuelan siempre en equilibrio estático. En nuestro caso esto se mejora al realizar leyes de control más exigentes, es decir que los criterios de desempeño del sistema soliciten tiempos de establecimiento más cortos, llevando a los actuadores a mayores esfuerzos.

Capítulo 4

Planificación de trayectoria

Índice General

4.1	Introducción	77
4.2	Planificación de Trayectoria	77
4.2.1	Modelo del dirigible como el problema de Dubins	79
4.2.2	Teoría sobre la trayectoria óptima	79
4.2.3	Modelos con ley de control inercial	82
4.2.4	Trayectorias generadas en simulación	84
4.3	Seguimiento de una trayectoria	86
4.3.1	Teoría de Seguimiento de trayectorias	87
4.3.2	Simulación, control de seguimiento de trayectorias	90
4.4	Conclusiones	93

Dubi

4.1 Introducción

Dedicamos este capítulo a la planificación de la trayectoria del dirigible y su seguimiento. En primer lugar se plantea un modelo reducido para la dinámica de desplazamiento del dirigible en el plano horizontal, a través de la teoría de control óptimo y apoyado en conceptos de geometría, se plantea la solución al problema de la generación de una trayectoria. Luego, dos extensiones al modelo reducido son consideradas, junto a una solución por métodos numéricos. Una vez formulado el camino, se plantea un regulador para hacer el seguimiento de la trayectoria y al final se presentan conclusiones.

4.2 Planificación de Trayectoria

Entre los primeros objetivos de la robótica, presentados en los años 60, se encuentra la determinación de caminos que lleven un sistema de una posición inicial a una final, de manera que temas como la planificación y ejecución de movimientos para un robot ha sido un campo largamente estudiado. Antes de la década de los 90, la planificación

de caminos había estado orientada a soluciones geométricas sin prestar atención a las limitaciones por la no holonomía de los sistemas. Una síntesis de algoritmos que dan solución a la planificación de caminos en el dominio geométrico se encuentra en el libro de Latombe [Lat91b]. A finales de la década de los 80 e inicio de los 90 aparecieron métodos aleatorios como RPP (Random Path Planing) y PPP (Probabilistic Path Planing) tal como se presenta en [BKL⁺96, BL91, KL94, OS94].

Personas como Lozano-Pérez [LP83] con sus trabajos en robótica popularizaron el concepto espacio de configuración (espacio físico de trabajo del sistema y dentro del cual esta localizado por su posición y orientación). Para situar un robot en el espacio, es suficiente con conocer un mínimo número de parámetros del sistema. El espacio de estos parámetros constituye lo que se llama ‘espacio de configuración’. Así, un robot puede estar situado en el espacio de 6 dimensiones con parámetros que implican su configuración.

Otros aportes como los de Chatila [Cah86] o Latombe [Lat91b], presentan trabajos sobre la evasión de obstáculos cuando un sistema se desplaza en un espacio real. La robótica móvil a la hora de seguir una trayectoria en el espacio de configuraciones puede presentar limitaciones de movimiento o movimientos no admisibles y por lo tanto no cumplir la trayectoria objetivo, presentando la problemática de los robots no holonómicos. Trabajos iniciales sobre este campo fueron realizados por Laumond [Lau87] y por Canny [LC83].

Contribuciones al seguimiento de trayectorias o puntos de pasada para dirigibles pueden ser encontradas en la literatura. Hygounenc [HS03] muestra una estrategia de control de orientación por realimentación de estado que dirige el sistema en el plano horizontal. En [EMH⁺] los autores proponen una aproximación llamada “orientering” : el objetivo del control es definido en términos de los punto de pasada a lograr, en vez de mirar una trayectoria planificada. Un trabajo similar es presentado en [RLG⁺05b], donde la idea es obtener ψ_{ref} en términos de la desviación con respecto al n^{th} punto de pasada. Cuando la distancia entre el dirigible y el punto de pasada es menor a $20m$, la misión considera n^{th} como una posición lograda y cambia su objetivo al $(n + 1)^{th}$ punto de pasada. En [RA05], los autores presentan una aproximación en la cual señales visuales son usadas para realizar las tareas de seguimiento de trayectorias, una filosofía similar se encuentra en [ZO99], donde se guía por visión un blimp. En [AdPRB00a] los autores proponen dos aproximaciones para guiar un dirigible : una es basada en la teoría de control de H_∞ y la otra es basada en controles clásicos PI. Pocos trabajos están orientados al problema de planificación del camino a seguir por el dirigible. En [KO03] los autores describen algoritmos dedicados a búsqueda aleatoria, considerando en estos movimientos las restricciones cinemáticas y dinámicas. Un trabajo sobre caminos cortos para el vuelo en plano horizontal de un dirigible es presentado en [HB03]; la idea es caracterizar los caminos óptimos, tomando en cuenta la dinámica y las limitaciones de los actuadores.

La planificación de una trayectoria a seguir por la plataforma dirigible, tiene como hipótesis un ambiente estático y libre de obstáculos. De esta manera, el problema para el planificador es encontrar a partir de un punto de partida $([x_i, y_i, \psi_i]$, configuración inicial), una trayectoria admisible que lleve el dirigible hasta un punto de llegada $([x_f, y_f, \psi_f]$, configuración final), y dentro su solución considerar las restricciones dinámicas del sistema y los actuadores.

4.2.1 Modelo del dirigible como el problema de Dubins

Generalmente dos enfoques para la modelización de un robot móvil son considerados, un modelo cinemático que no se preocupa por limitaciones dinámicas del sistema, y otro modelo que las considera en conjunto con las señales de control (c.f. [Lau93]). Considerando que el dirigible se mantiene siempre a una altitud fija y con desplazamiento a velocidad constante positiva (no se permiten movimientos en reversa), el modelo del comportamiento del dirigible en esta fase de vuelo crucero puede estar representado por la ecuación 4.1, donde u es la velocidad constante de desplazamiento, ψ el ángulo de dirección, ρ es una constante atribuida al radio de giro y δ_g la señal de control, para este caso específico δ_g puede ser relacionada con la velocidad angular del dirigible. Desarrollos sobre sistemas con modelos similares fueron trabajos por Dubins¹⁴ [Dub], Souères [SL96, BSBL94] y Canny [JC89].

$$\begin{aligned}\dot{x} &= u \cos \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi \\ \dot{\psi} &= \delta_g / \rho\end{aligned}\tag{4.1}$$

Una prueba de controlabilidad presenta que el modelo de la ecuación (4.1) es controlable y además se puede mostrar que cumple con la ecuación de no holonomía, $\dot{y} \cos \psi - \dot{x} \sin \psi = 0$ (c.f. [LSL98]). Se debe recordar que la restricción de la no holonomía consiste en la existencia de un acoplamiento entre la posición y la dirección a la hora de dar solución a la anterior ecuación.

Caminos de longitud óptima (en el caso donde el sistema se desplaza a velocidad constante), se tiene que la solución es también de tipo óptimo en tiempo, fueron de los primeros trabajos realizados sobre planificadores de robots no holonómicos (ver [Lat91a, LJTM94]). Esta teoría se apoya en la teoría de control óptimo y conceptos geométricos, dando como resultado trayectorias basadas en rectas y arcos de círculo con radio limitado.

4.2.2 Teoría sobre la trayectoria óptima

Como se mencionó, el sistema de la ecuación 4.1 es controlable y se garantiza la existencia de una señal de control que lleve el sistema de una configuración inicial (x_i, y_i, ψ_i) a una configuración final (x_f, y_f, ψ_f) . Al formular el problema de encontrar la señal de control que lleve el robot de una configuración a otra, como un problema de control óptimo (minimización en tiempo y/o distancia según la velocidad de desplazamiento), se deben encontrar leyes que minimizan el funcional :

$$J(\delta_g) = \int_{t_0}^{t_f} L(x(t, \delta_g), \delta_g(t)) dt\tag{4.2}$$

La solución que se plantea a continuación permite encontrar la señal de control que minimice el tiempo y la distancia para alcanzar la posición deseada, pues el dirigible se desplaza a velocidad constante. Si consideramos que el sistema 4.1 puede ser rescrito como :

¹⁴Trabajos no sobre robots pero si sobre caminos cortos para el movimiento de una partícula.

$$\dot{x} = \sum_{i=1}^r g_i(x)u_i \quad (4.3)$$

y si se cumple que las funciones $g_1 \dots g_r$ son localmente lipschitzianas, el conjunto de controles $U = [u, \delta_g]$ es convexo y se puede encontrar una trayectoria que transfiera el sistema desde un punto cualquiera a otro. Desafortunadamente el hacer que el dirigible vaya a velocidad constante (propulsores a la misma velocidad angular), hace que el sistema sea no holonómico y al encontrar su trayectoria se cae en la formulación de un problema de forma no convexa.

Para encontrar una posible solución se acude al principio de Pontryagin, quien entrega una condición local necesaria de optimalidad para las trayectorias que son solución del sistema dinámico pero que en ningún caso asegura la existencia de una solución óptima. Para la determinación de esta optimalidad, es necesario considerar en conjunto el principio de Pontryagin y un análisis desde el punto de vista geométrico.

Para que la ley de control $\delta_g(t)$ y la trayectoria $x(t, \delta_g)$ sean óptimas en tiempo, se necesita que exista un vector adjunto no trivial $\lambda(t) = \{\lambda_1(t), \lambda_2(t), \lambda_3(t)\}$ continuo. Planteando el Hamiltoniano para el sistema 4.1 :

$$H = \lambda_1 u \cos \psi + \lambda_2 u \sin \psi + \lambda_3 \delta_g \quad (4.4)$$

y haciendo la maximización de 4.4, podemos encontrar una ley de control $\delta_g(t)$ que satisfaga el principio de Pontryagin y en ese caso, se tiene un control extremo. Realizando estos desarrollos se encuentra que existen varias soluciones según las funciones de conmutación, haciendo difícil la solución analítica por el camino teórico y obligando a buscar apoyo en los conceptos de geometría. Tomando en cuenta las condiciones de optimalidad encontradas (control óptimo de tipo bang-zero-bang) y llevándolas a un análisis geométrico del problema, se encuentran 6 clases de curvas óptimas (c.f. [BSBL94]), formadas por líneas rectas y líneas curvas. Asumiendo de manera similar la notación seguida por Souères, se tiene : línea curva (C), línea recta (S), giro a derecha (R), giro a izquierda (L), y los subíndices de longitud de línea curva u, v, w y línea recta s . De manera general las curvas óptimas se pueden expresar como :

– Familia $C_u C_v C_w$ tiene 2 tipos :

– $LR_v L$,

– $RL_v R$

donde : $v \in]\pi, 2\pi[$, $u, w \in [0, v]$, y $0 \leq u < v - \pi$ o $0 \leq w < v - \pi$.

– Familia $C_v S_s C_u$ tiene 4 tipos :

– $C_L S C_L$,

– $C_R S C_R$,

donde : $u, v \in [0, 2\pi]$ y $u + v \leq 2\pi$.

– $C_R S C_L$

– $C_L S C_R$

donde : $u, v \in [0, 2\pi[$.

La integración de la contribución geométrica y de la teoría de control óptimo permite limitar la región de búsqueda en el espacio de configuración y de esta forma encontrar soluciones en tiempo finito. Como ejemplo, si tomamos la curva tipo $L_v S_s L_u$, implica que

se debe desplazar en línea de curva con una señal de control saturada (**bang**) hasta un primer punto intermedio donde se conmuta de control y de curva, entrando a la curva de línea recta y continuando de esta manera hasta encontrar el punto final. Las ecuaciones que relacionan este primer desplazamiento son :

$$\begin{aligned}x_1 &= \rho \sin v \\y_1 &= \rho - \rho \cos v\end{aligned}\tag{4.5}$$

Luego, el sistema se desplaza desde la primer posición intermedia hasta la segunda posición intermedia, la línea recta con control en cero (**tipo zero**). Las ecuaciones que relacionan este desplazamiento son :

$$\begin{aligned}x_2 &= \rho \sin v + s \cos v \\y_2 &= \rho - \rho \cos v + s \sin v\end{aligned}\tag{4.6}$$

El último trayecto se realiza sobre una línea curva, saliendo desde la posición intermedia 2 y llegando a la posición meta (control saturado tipo **bang**). Las ecuaciones son :

$$\begin{aligned}x_f &= \rho \sin v + s \cos v + \rho \sin \psi - \rho \sin v \\y_f &= \rho - \rho \cos v + s \sin v + \rho \cos v - \rho \cos \psi\end{aligned}\tag{4.7}$$

Simplificando estas ecuaciones, se encuentra un sistema de fácil evaluación, como el que se presenta en la ecuación 4.8, donde $v \in [0, \psi]$ y $s \in \mathbb{R}^+$.

$$\begin{aligned}\Delta x &= \rho \sin \psi + s \cos v \\ \Delta y &= \rho + s \sin v - \rho \cos \psi\end{aligned}\tag{4.8}$$

De manera similar se procede a encontrar las ecuaciones que solucionen el sistema para los otros tipos de curvas y se selecciona el que tenga menor distancia por recorrer.

Un problema que se presenta en la implementación directa de los resultados de la planificación basada en el modelo simple 4.1, es que la trayectoria encontrada produce señales de control para la velocidad tipo escalón y que su derivada genera señales impulso que llevadas a los sistemas reales ocasionan aceleraciones infinitas. Una forma de solucionar este inconveniente es aplicando algoritmos de suavización en la señal de velocidad de forma tal que se limite la aceleración. Souères en [FSLC95] presenta una metodología de alisado de las trayectorias calculadas basada en la utilización de “clothoids”¹⁵ y anticlothoides. Este tipo de curvas unen curvas de radio infinito a curvas de radio finito proporcionando cambios continuos en la curvatura de la trayectoria.

Un algoritmo numérico para la solución de sistemas no holonómicos es presentado por Fernandes [FGL94], donde inspirado en la aproximación de Ritz, propone un método numérico que encuentra la trayectoria semi-óptima de un sistema no holonómico. Una reciente aplicación de estos algoritmos es presentada en [ALHB06], donde se describe la forma geométrica de las trayectorias locomotrices en de los seres humanos cuando se realizan movimientos intencionados.

En respuesta a un suavizado de las trayectorias encontradas por la solución óptima presentada y recordando que la planificación de un camino no implica la planificación de una

¹⁵O también “Cornu Spiral”

trayectoria físicamente implementable, se reformula el modelo 4.1 de forma que el nuevo modelo asocie una dinámica a la velocidad de giro, permitiendo considerar indirectamente el alisado de las trayectorias y de esta manera limitar su aceleración

4.2.3 Modelos con ley de control inercial

A continuación se presentan dos modelos con inercia en la señal de control y que pueden representar mejor la dinámica del dirigible cuando se desplaza en el plano horizontal.

Modelo con control inercial uno

Un modelo un poco más elaborado y que puede asociar una inercia sobre la velocidad de giros es presentado por el siguiente sistema de ecuaciones :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi \\ \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= k_g \delta_g \end{aligned} \quad (4.9)$$

donde u y r son las velocidades lineal y angular respectivamente, k_g constante asociada al sistema y δ_g la señal de control del sistema. Igual a como se hizo para el sistema 4.1 se puede mostrar que 4.9 cumple con la restricción de no holonomía.

Una prueba de controlabilidad presenta que el modelo de la ecuación 4.9 es controlable, a continuación se muestra este resultado,

$$\det \begin{vmatrix} u \cos \psi & 0 & 0 & -k_g u \sin \psi \\ u \sin \psi & 0 & 0 & k_g u \cos \psi \\ r & 0 & k_g & 0 \\ 0 & k_g & 0 & 0 \end{vmatrix} \neq 0.$$

Planteando la solución como un problema de control óptimo (minimización de la norma L_2 , asociado a la energía de la señal), se tiene el funcional,

$$J(\delta_g) = \int_{t_0}^{t_f} \langle \delta_g(t), \delta_g(t) \rangle dt \quad (4.10)$$

Para que la ley de control $\delta_g(t)$ y la trayectoria $x(t, \delta_g)$ sean óptimas, se necesita que exista un vector adjunto no trivial $\lambda(t) = \{\lambda_1(t), \lambda_2(t), \lambda_3(t), \lambda_4(t)\}$ continuo. Planteando el Hamiltoniano para el sistema 4.9 y según el criterio 4.10 :

$$H = \frac{1}{2}(u^2 + \delta_g^2) + \lambda_1 u \cos \psi + \lambda_2 u \sin \psi + \lambda_3 r + \lambda_4 \delta_g$$

al tener las señales de control explícitas en el Hamiltoniano, se tiene $\frac{\partial H}{\partial u} = 0$,

$$\begin{aligned} u + \lambda_1 \cos \psi + \lambda_2 \sin \psi + \lambda_3 r &= 0 \\ \delta_g + \lambda_4 &= 0 \end{aligned}$$

De los desarrollos anteriores se puede mostrar que $u^2 + \delta_g^2$ tiene valores constantes, lo que hace estar en un caso similar al presentado para el modelo 4.1 y por tanto en el

tipo de problemas no convexos, presentando múltiples soluciones y obligando a buscar alternativas que complementen la solución parcial. La técnica abordada a continuación se centra en el algoritmo numérico presentado en [FGL94]. La idea planteada por Fernandes se focaliza en la construcción de un sistema afín que permita aplicar técnicas de solución numérica para problemas no convexos. Considerando que el control del sistema puede ser expresado en series de Fourier,

$$\delta_g = \sum_{k=1}^{\infty} (\alpha_k e_k(t)) \quad (4.11)$$

donde e_k es una variable compleja, truncando la serie a un valor N , el nuevo control puede ser planteado como :

$$\delta_g = \sum_{k=1}^N (\alpha_k e_k(t)) \quad (4.12)$$

lo que permite pensar en un planteamiento de una función de costo análoga a 4.10. Si a la nueva función de costo se le adiciona un término que asegure al sistema llegar a la configuración final, la nueva función de costo puede ser reescrita de la siguiente manera :

$$J(\alpha) = \sum_{k=1}^N |\alpha_k|^2 + \gamma \|f(\alpha) - q_f\|^2 \quad (4.13)$$

quedando el problema inicial no convexo como un problema convexo y fácilmente implementable su solución en algoritmos de programación cuadrática. Se recomienda al lector interesado en profundizar sobre este algoritmo revisar [FGL94].

Modelo con control inercial dos

Un modelo que contempla un comportamiento similar a un sistema de primer orden para la variable r , con respecto a la deflexión desimétrica de alerones (δ_g) es :

$$\begin{aligned} \dot{x} &= u \cos \psi \\ \dot{y} &= u \sin \psi \\ \dot{\psi} &= r \\ \dot{r} &= -k_r r + \delta_g \end{aligned} \quad (4.14)$$

donde u y r son las velocidades lineal y angular respectivamente y k_r constante de tiempo de respuesta del sistema ante una acción de control δ_g . Dificultades similares a los modelos anteriores surgen, el problema de no holonomía ($\dot{x} \sin \psi + \dot{y} \cos \psi = 0$) y el problema de sistemas sub-actuados (4 estados a controlar por una sola señal de control δ_g). La ecuación siguiente presenta que el sistema es controlable y por tanto existe una trayectoria que une ζ_i con ζ_f y satisface el sistema 4.14 :

$$\det \begin{vmatrix} u \cos \psi & 0 & 0 & -u \sin \psi \\ u \sin \psi & 0 & 0 & u \cos \psi \\ r & 0 & 1 & -k_r \\ -k_r r & 1 & -k_r & k_r^2 \end{vmatrix} \neq 0.$$

Un sistema similar es presentado en [HB03], donde se plantea desde la teoría del control óptimo, minimizando el tiempo y presentando que las señales de control son de tipo **bang-zero-bang**.

Si consideramos por facilidad y similitud a las soluciones planteadas en los párrafos anteriores, el criterio de minimización de la ecuación 4.10, el Hamiltoniano a minimizar es :

$$H = \frac{1}{2}(u^2 + \delta_g^2) + \lambda_1 u \cos \psi + \lambda_2 u \sin \psi + \lambda_3 r + \lambda_4(\delta_g - k_r r)$$

Para encontrar la trayectoria sujeta a la dinámica descrita por el sistema 4.14, se plantea una función de costo análoga, similar a 4.13 y que se soluciona mediante el uso de métodos numéricos.

4.2.4 Trayectorias generadas en simulación

Codificando los algoritmos descritos antes en **Matlab** y considerando una configuración inicial y una final, se tienen las siguientes trayectorias parametrizadas en función de la velocidad de desplazamiento $6m/s$ y el tiempo de muestreo $0.1s$ del sistema.

Considerando los modelos 4.1, 4.9 y 4.14 se realizó la planificación de la trayectoria que debe seguir el dirigible cuando sale de la configuración inicial $[0, 0, 0]$ y llegar a la configuración final $[250, 250, 0]$. Los resultados logrados son mostrados en la figura 4.1, donde la imagen superior presenta la evolución de la posición, la intermedia presenta la evolución de la dirección en el plano $2D$ (ψ) y la curva inferior presenta el comportamiento de la velocidad angular.

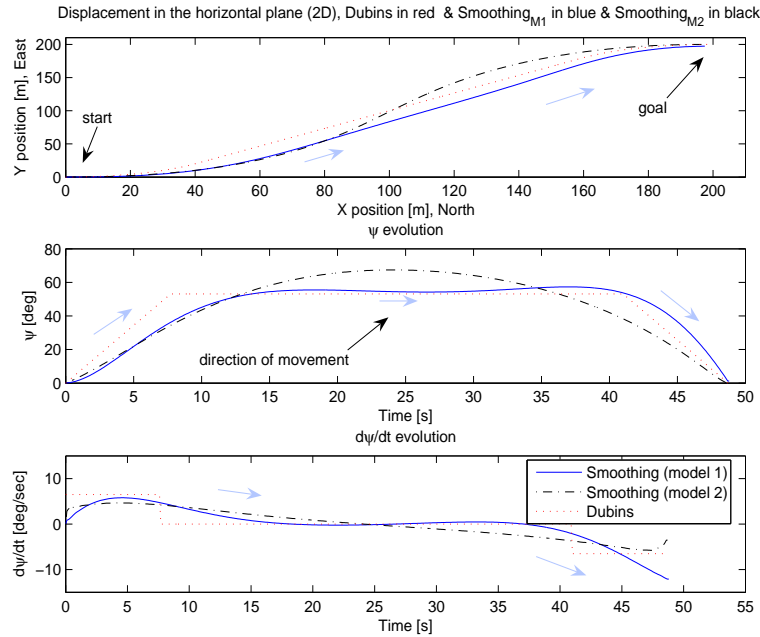


FIG. 4.1 – Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [250, -250, 0]$

Si se considera ahora como punto de inicio $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y punto de llegada $\zeta_f = [250, -50, -90]$, las trayectorias planificadas se presentan en 4.2, donde de igual manera como se planteó en la figura anterior, la imagen superior presenta la evolución de la posición, la intermedia presenta la evolución de la dirección y la curva inferior presenta el comportamiento de la velocidad angular del dirigible.

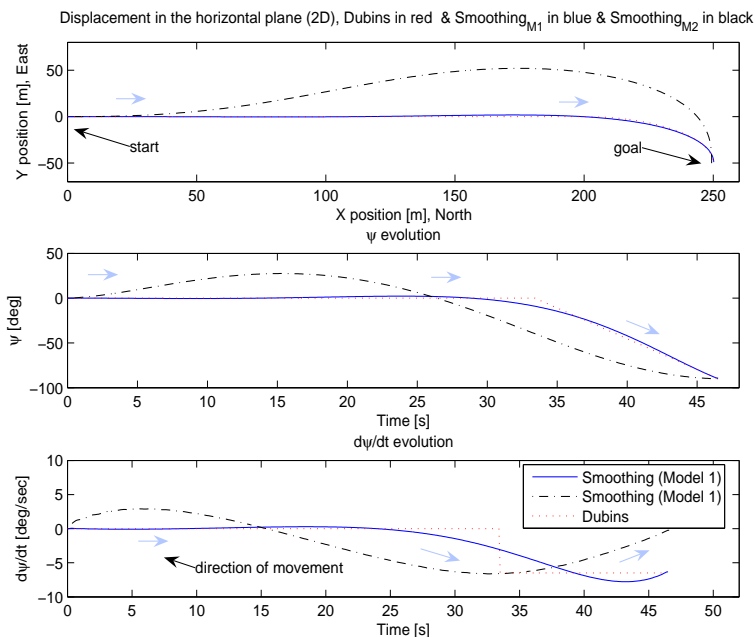


FIG. 4.2 – Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [250, -250, -90]$

Otros resultados son presentados por 4.2, cuando el dirigible debe realizar una misión completa, saliendo de $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y llegando a $\zeta_f = [-100, 500, 180]$, con configuraciones intermedias $\zeta_1 = [250, -50, -90]$, $\zeta_2 = [200, -300, 180]$, $\zeta_3 = [-100, -250, -270]$, $\zeta_4 = [-100, -100, 90]$, $\zeta_5 = [-50, 200, 0]$, $\zeta_6 = [250, 250, -270]$, $\zeta_7 = [200, 500, -180]$. En esta figura solo se presenta el desplazamiento del sistema en el plano $2D$ y la evolución de ψ .

Si miramos desde una óptica de control en lazo abierto y aplicamos las trayectorias encontradas al sistema completo, se encuentra que la señal de referencia calculada por los métodos anteriormente descritos, no logra hacer que el dirigible siga “fielmente” el camino, presentado desvíos con respecto a las posiciones de la trayectoria referencia.

Para solucionar este problema, se debe pensar en realizar el seguimiento de la trayectoria planeada, realizando un control en lazo cerrado que asegure el desplazamiento del dirigible entre las dos configuraciones. Así, el sistema (‘airship + heading control’) debe tratar de seguir la trayectoria calculada.

Note que debido al desplazamiento con velocidad constante del dirigible (garantiza permanecer en las regiones lineales de la fase de vuelo crucero), no se puede hacer seguimiento de objetivos o como se encuentra en la literatura, persecución de un móvil virtual, excepto si el móvil se desplaza a velocidad constante y dentro de las limitaciones del regulador dedicado al seguimiento de la trayectoria.

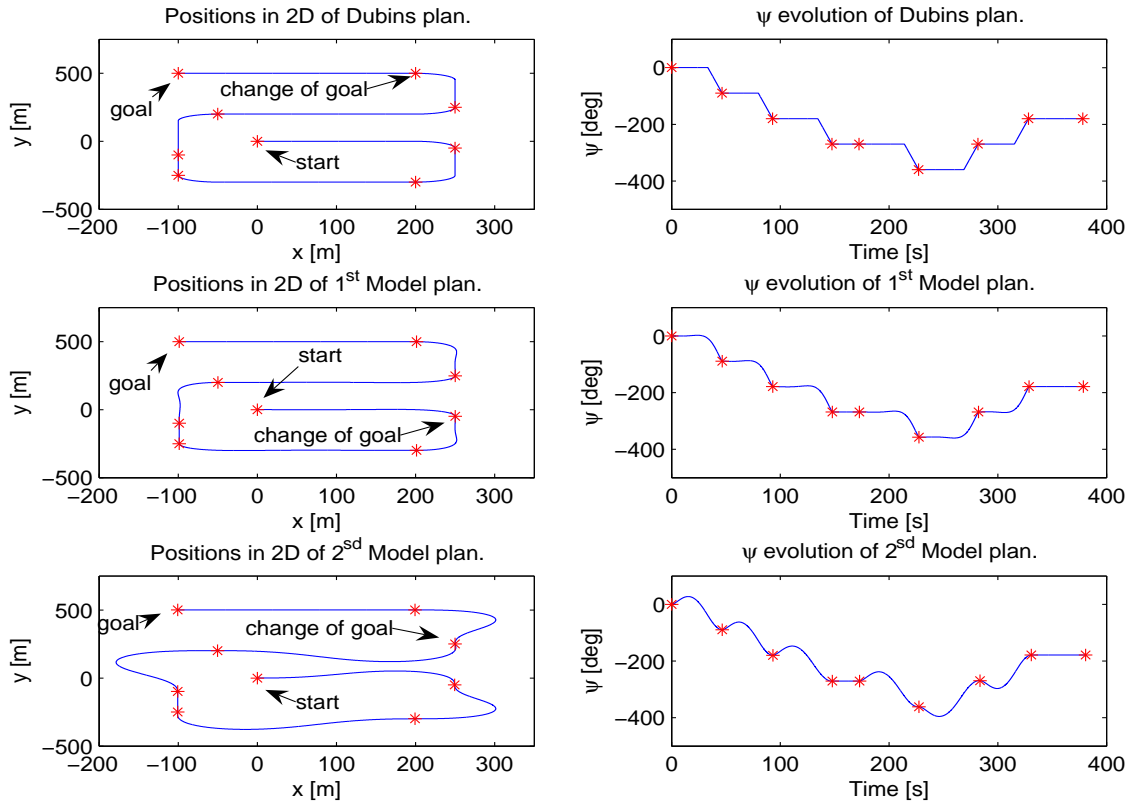


FIG. 4.3 – Trayectoria de vuelo para el dirigible, $\zeta_i = [0, 0, 0]$ y $\zeta_f = [-100, 500, 180]$

Para esto, el regulador que tome la posición y orientación del sistema (salidas del sistema) y las referencias encontradas por el planificador, debe generar la señal de referencia para el control de bajo nivel de la dirección.

Bajo las reflexiones anteriores, la pregunta que se puede formular es : cómo hacer para que el dirigible siga la trayectoria encontrada? Dentro la estructura de control diseñada para el dirigible (ver Fig. 4.4), se sabe que se cuenta con reguladores de bajo nivel encargados de hacer que el sistema mantenga una velocidad constante, una altitud referencia y una dirección deseada, lo que lleva a pensar en un lazo de control externo que tome en cuenta los errores de posición y orientación del dirigible con respecto a la curva planificada y con esto corregir la referencia encontrada por el planificador, que sirve como referencia para el control de dirección de bajo nivel.

4.3 Seguimiento de una trayectoria

La sección anterior presenta la manera de planificar la trayectoria que debe seguir el dirigible, tomando en consideración parte de la dinámica del sistema. Ahora el interés es hacer que nuestra plataforma realice los movimientos necesarios para lograr el seguimiento de la trayectoria calculada, considerando las limitaciones dinámicas del sistema, de los controles y actuadores que apliquen en cada caso.

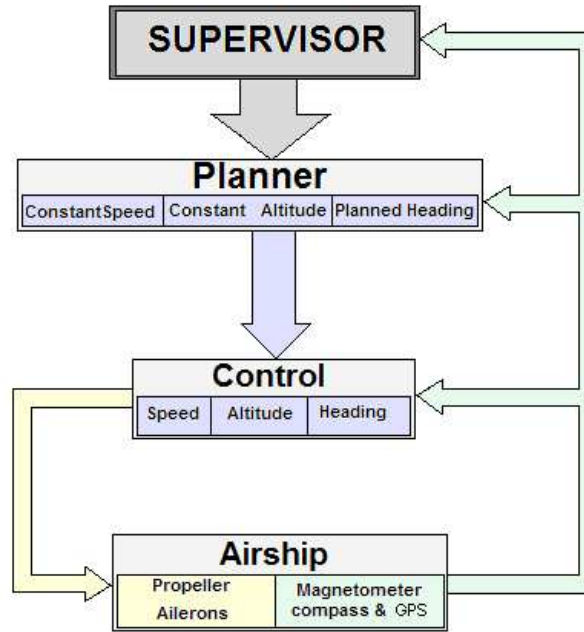


FIG. 4.4 – Esquema de control para el dirigible

La razón de realizar un control adicional se fundamenta en el hecho que al aplicar las señales referencia calculadas en lazo abierto son insuficientes para garantizar una robustez en las diversas aplicaciones y rechazo a perturbaciones posibles durante los vuelos.

4.3.1 Teoría de Seguimiento de trayectorias

El problema de seguimiento de trayectorias ha sido largamente explorado desde diversas ópticas. En [WTS⁺94], se encuentra la manera de hacer estabilización de la trayectoria en un sistema no-holonómico. En [SRH01, PR02, BR95], los autores trabajan técnicas para sistemas planos y de estructura cadena. En [CdNB91, CdNB96], se trabaja una clasificación de los modelos para robots móviles. En [SdW93, dWSB96], se realiza una estabilización para un robot móvil sujeto a restricciones. En [SdW92], se presentan técnicas en general empleadas para el control de robots. En [Sam95, MPS98, MS00], se trabaja sistemas de estructura cadena o encadenada, estabilizando con el criterio de Routh-Hurwitz y seguimiento de un punto móvil.

Considerando el sistema 4.1, con desplazamiento a velocidad constante ($u = v_a$, caso ideal sin viento y $\alpha \approx 0$, $\beta \approx 0$) y generalizando estas ecuaciones cinemáticas de forma que el sistema coordinado de referencia sea un sistema coordinado de Frenet (ver figura 4.5), las ecuaciones pueden ser rescritas como se presenta a continuación,

$$\begin{aligned}
 \dot{s} &= \frac{v_a}{1-dc(s)} \cos \psi_e \\
 \dot{d} &= v_a \sin \psi_e \\
 \dot{\psi}_e &= \dot{\psi}_d - \dot{\psi}_r
 \end{aligned} \tag{4.15}$$

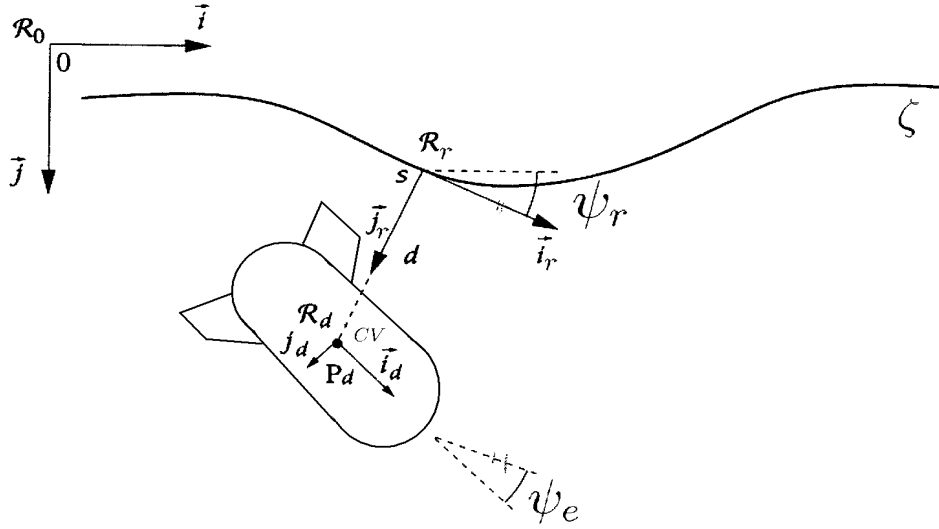


FIG. 4.5 – Representación en el sistema coordenado de Frenet

donde v_a es la velocidad aerodinámica de desplazamiento (supuesta constante), $P_d = (x_d, y_d)$ la posición referenciada a R_0 y ψ_d la orientación del dirigible real. (x_r, y_r, ψ_r) son las coordenadas del punto 's' que corresponde a la proyección ortogonal de la posición del dirigible ($P_d = CV$) sobre la curva ζ . d es la distancia y ψ_e es el error de orientación, que existe entre el dirigible y la curva ζ , expresados en el sistema coordenado de Frenet (R_r). $c(s)$ es la curvatura de ζ en el punto s , y es equivalente al inverso del radio de curvatura. El sustituir s por x , d por y , ψ_e por ψ y la hacer $c(s) = 0$, se tiene el sistema coordenado 4.1, lo que muestra que es una generalización.

Inspirados en la teoría de control para sistemas no lineales, se tiene por realimentación de estado linealizante, que el sistema 4.15 puede ser reescrito de la siguiente manera :

$$\begin{aligned} \dot{d} &= v_a \sin \psi_e \\ \dot{\psi}_e &= v \end{aligned} \quad (4.16)$$

donde $v = \dot{\psi}_d - \dot{\psi}_r$, pero considerando que el comportamiento en lazo cerrado del sistema de control de dirección del dirigible en el plano horizontal es aproximado a $\dot{\psi}_d = -k_1 \psi_d + k_2 \psi_{ref}$, el sistema 4.16 se expresa como,

$$\begin{aligned} \dot{d} &= v_a \sin \psi_e \\ \dot{\psi}_e &= -k_1 \psi_d + k_2 \psi_{ref} - \dot{\psi}_r \end{aligned} \quad (4.17)$$

permitiendo expresar la referencia del control en lazo cerrado de la dirección del dirigible como $\psi_{ref} = \frac{k_1 \psi_d + \dot{\psi}_r + v}{k_2}$.

Ahora, observando el comportamiento de todas las variables y que el sistema opera generalmente próximo a (x_r, y_r, ψ_r) , se puede considerar un modelo linealizado tipo primer orden del sistema 4.16.

$$\begin{aligned}\delta\dot{d} &= v_a \cos \psi_e \delta\psi_e \\ \delta\dot{\psi}_e &= \delta v\end{aligned}\tag{4.18}$$

Construyendo el modelo de estado de este sistema, con un control diseñado por realimentación de estado mas un integrador para llevar a cero el error de posición d en estado estable (posibilidad de seguimiento de rampas), se tiene el siguiente polinomio característico :

$$\det \begin{vmatrix} s & -a & 0 \\ -k_d & (s - k_{\psi_e}) & k_a \\ 1 & 0 & s \end{vmatrix} = s^3 - s^2(k_{\psi_e}) - s(ak_d) + ak_a$$

donde $a = v_a \cos \psi_{e0}$ y k_{ψ_e} , k_d y k_a , son las ganancias de realimentación de los estados error de orientación, error de posición y ganancia de la acción integral sobre el error de posición d con respecto a un valor de referencia de cero, respectivamente.

El valor de los coeficientes k_{ψ_e} , k_d y k_a , se determinaron con el criterio de estabilidad de **Routh-Hurwitz** y cumpliendo los criterios de desempeño $(s^3 + s^2(2\xi\omega_0 + \frac{1}{\tau}) + s(\omega_0^2 + \frac{2\xi\omega_0}{\tau}) + \frac{\omega_0^2}{\tau})$ predefinidos,

$$\begin{aligned}k_{\psi_e} &= -2\xi\omega_0 + 1/\tau \\ k_d &= -\frac{\omega_0^2 + 2\xi\omega_0/\tau}{\tau} \\ k_a &= \frac{\omega_0^2}{a\tau}\end{aligned}\tag{4.19}$$

con la restricción que d no debe ser mayor al radio de curvatura $(\frac{1}{c(s)})$ en el punto s y que ψ_e esta restringido al intervalo $(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2})$.

La ley de control que estabiliza el sistema 4.18 y hace que los errores de posición y dirección tiendan a cero cuando el tiempo tiende a infinito es :

$$v = k_{\psi_e}\psi_e + k_d d + k_a \int (-d)dt\tag{4.20}$$

Finalmente la señal de control, que es la referencia para el control de dirección, viene dada por :

$$\psi_{ref} = \frac{k_1\psi_d + \dot{\psi}_r + k_{\psi_e}\psi_e + k_d d + k_a \int (-d)dt}{k_2\psi_{ref}}\tag{4.21}$$

Esta ley de control es valida solo cuando el dirigible permanece dentro de una zona de $\pm 50m$ de la trayectoria, debido a que se debe garantizar una sola proyección ortonormal a la curva. Esta limitación esta asociada al radio de curvatura de los giros de la trayectoria planificada, garantizando de esta manera un solo punto sobre la curva planificada. De igual manera, el error de dirección del dirigible debe permanecer en un valor inferior a ± 90 grados, evitando de esta manera la indeterminación en la ley de control.

4.3.2 Simulación, control de seguimiento de trayectorias

Considerando el modelo de simulación de la figura 3.1, la trayectoria planificada (por los tres casos Dubins, modelo inercial uno y modelo inercial 2), partiendo de la posición $\zeta_i = [0, 0, 0]$, pasando por la configuración intermedia $\zeta_1 = [200, 200, 0]$ y llegando a la configuración final $\zeta_f = [500, 200, 0]$, y el regulador de la ecuación 4.21, se tienen los resultados de las figuras 4.6, 4.7 y 4.8. Cada figura presenta la evolución de la posición en x , en y , la evolución de la dirección, la posición del dirigible en el plano xy (2D) y las dos curvas inferiores de derecha a izquierda respectivamente, presentan la evolución de los errores de distancia d y orientación ψ_e con respecto al punto ortogonal encontrado sobre la curva planificada. En general estos resultados demuestran la convergencia del control de seguimiento de trayectoria al camino planificado, llegando a tener los errores de posición y dirección próximos a cero.

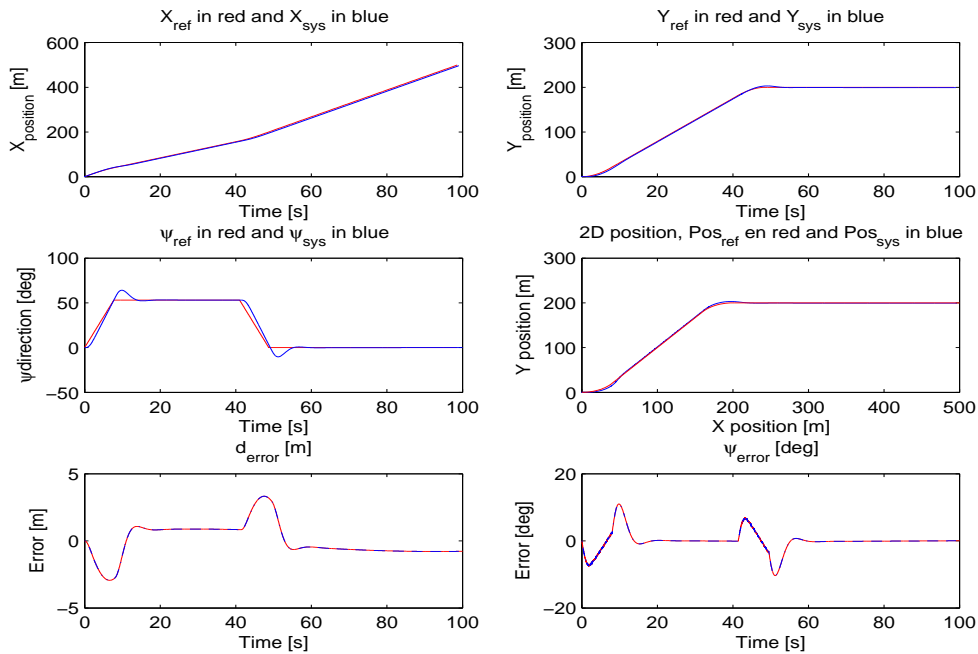


FIG. 4.6 – Seguimiento de trayectoria referencia por modelo Dubins

Si aplicamos la trayectoria planificada por el modelo de Dubins, presentada en la figura 4.3 al sistema completo, dirigible con controles de bajo nivel, más el control de seguimiento de trayectoria, se tienen los resultados experimentales de la figura 4.9. La evolución del dirigible en el espacio puede ser apreciada en la figura 4.10, donde la trayectoria roja es la referencia, la azul oscuro es el resultados sin perturbación de viento y la azul claro con perturbación de viento. Estos resultados ponen de manifiesto que el control del seguimiento de la trayectoria reacciona en función de llevar los errores de posición y orientación a cero, logrando en los dos casos, sin viento y con viento, mantener el dirigible en la búsqueda de llegar a estar siempre próximo a el camino planificado.

Si aplicamos la trayectoria planificada por el modelo inercial 2 al sistema completo (dirigible + controles de bajo nivel y control de seguimiento), se tienen los resultados

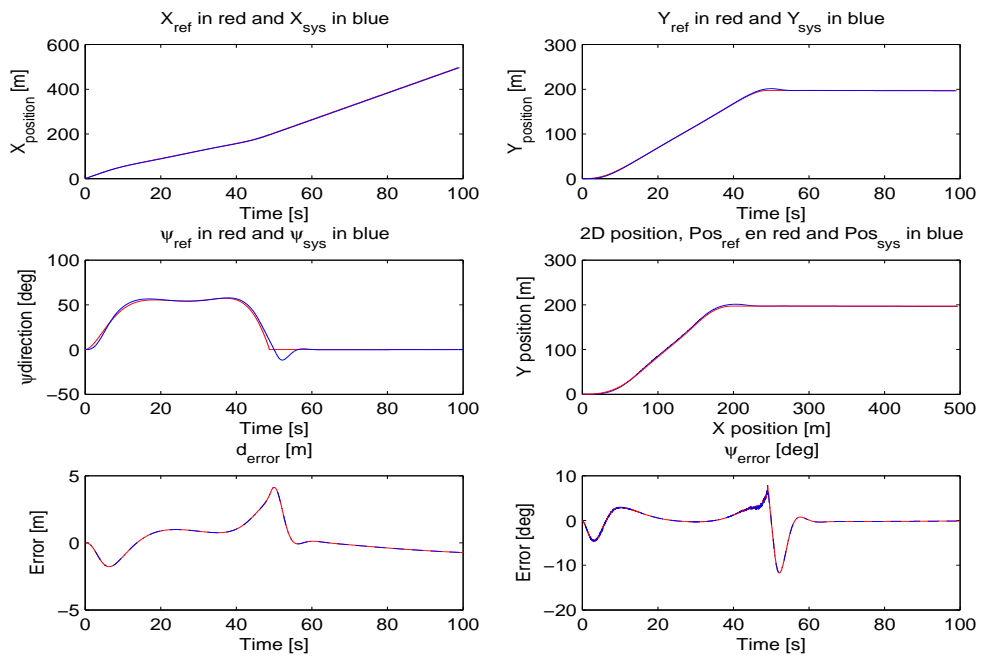


FIG. 4.7 – Seguimiento de trayectoria referencia por modelo inercial 1

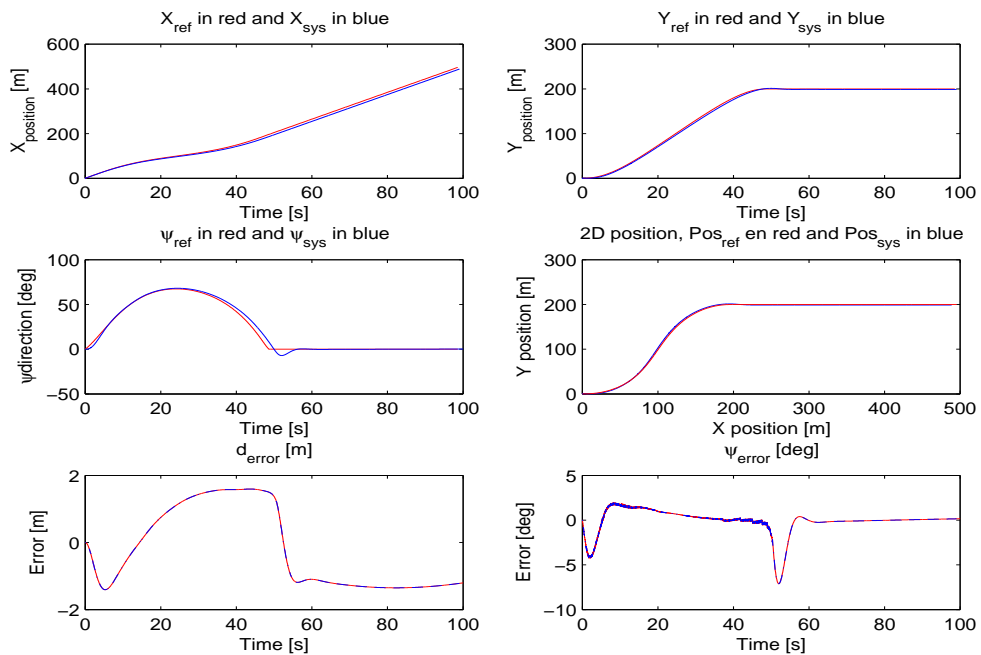


FIG. 4.8 – Seguimiento de trayectoria referencia por modelo inercial 2

de la figura 4.11. La figura 4.12 presenta el seguimiento de la trayectoria referencia en el espacio, denotada por el color rojo. La trayectoria azul oscuro es el resultados de la prueba sin viento y la azul claro, el resultado con la perturbación de viento. Se observa

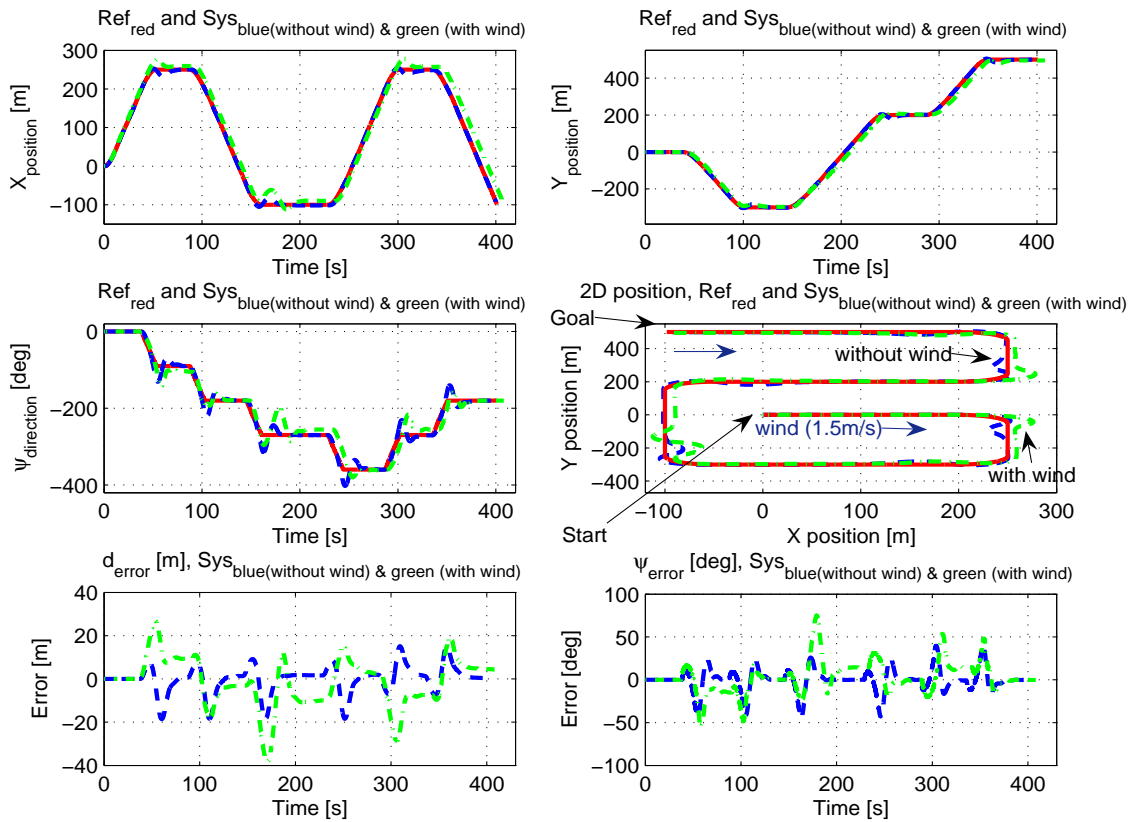


FIG. 4.9 – Seguimiento de la trayectoria completa de una misión, planificación con modelo Dubins

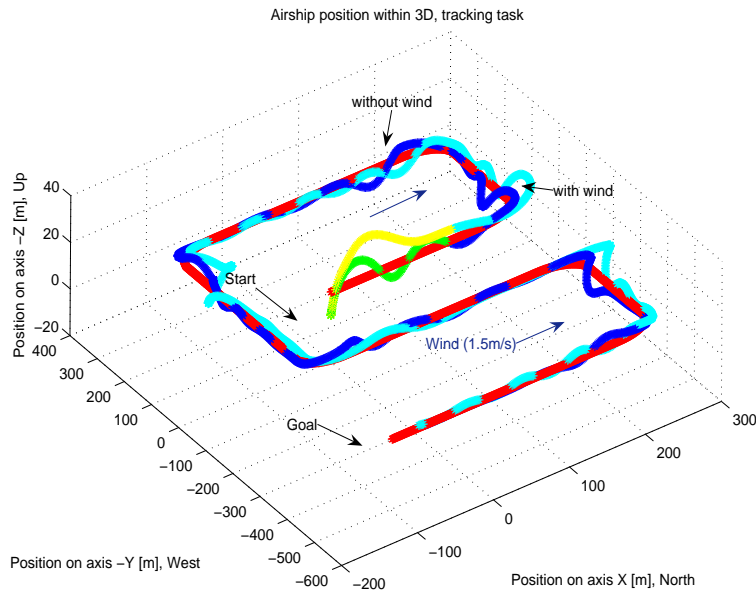


FIG. 4.10 – Evolución del dirigible en el espacio, planificación con modelo Dubins.

que al igual que para la trayectoria planificada con el modelo Dubins, el sistema sigue próximo a la trayectoria planificada, llevando los errores de posición y orientación a cero. Esta planificación muestra ser una trayectoria mas ajustada a la dinámica del dirigible, presentando menos perdidas de altitud en los giros y en general señales de control menos fuertes (δ_g).

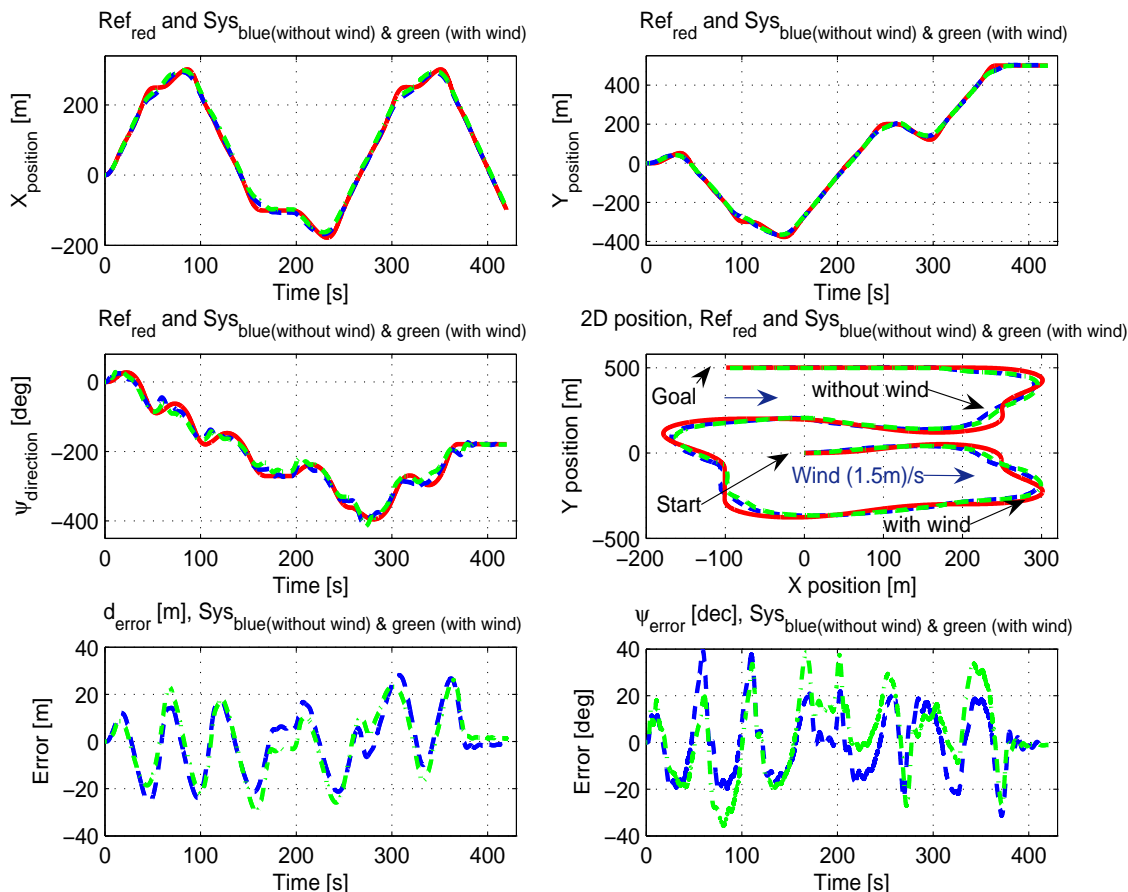


FIG. 4.11 – Seguimiento de la trayectoria completa de una misión, planificación modelo inercial 2

4.4 Conclusiones

Es importante dentro de la estrategia de navegación y en especial para la finalidad buscada con el dirigible en el proyecto **COMETS**, tener un planificador de trayectoria óptima que tome en parte las restricciones dinámicas y las limitaciones de los actuadores del sistema para su cálculo. La planificación de la trayectoria es insuficiente por si sola para hacer que el dirigible se desplace de una posición inicial ζ_i a una posición final ζ_f sin presentar desfases con respecto al camino encontrado, para esto se planteó un control que obliga al sistema seguir la trayectoria planificada. Controles basados en la teoría de control óptimo fueron presentados, tomando como partida la minimización de tiempo para la pri-

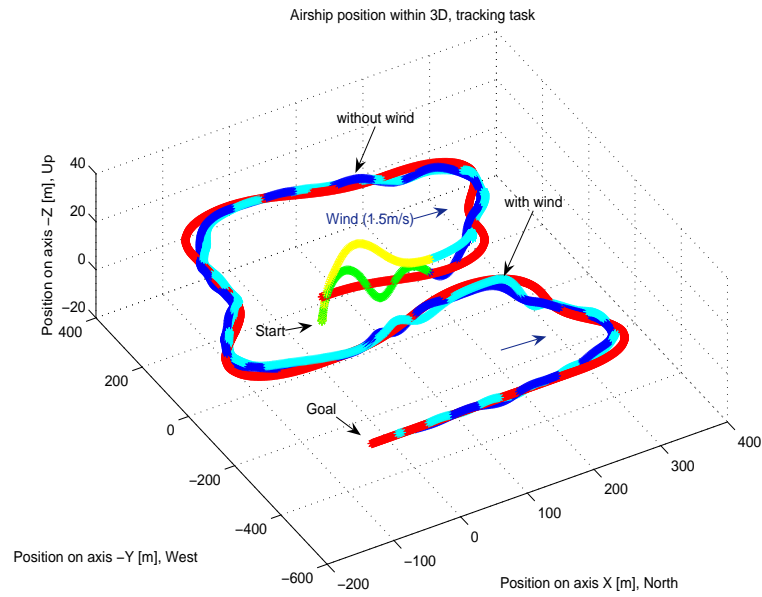


FIG. 4.12 – Evolución del dirigible en el espacio, planificación modelo inercial 2

mera trayectoria encontrada. Al tener un desplazamiento con velocidad constante, se tiene al mismo tiempo una minimización de distancia. Inercias en la señal de control, logran deformar las trayectorias planificadas por Dubins, hasta el punto donde las aceleraciones no presentan discontinuidades, mejorando el desempeño del dirigible y manteniéndolo en la validez de los modelos reducidos o representaciones de las dinámicas de la fase de vuelo crucero. Un control que obliga al dirigible a seguir una trayectoria presenta al mismo tiempo una buena solución para soportar las perturbaciones debidas al viento, mostrando que mantiene siempre próximo el dirigible a la trayectoria predeterminada.

Conclusión general

El trabajo precedente tiene como objetivo lograr vuelos autónomos con el dirigible en la fase de vuelo crucero fundamentalmente. Buscando cumplir esta meta, se plantea el modelo matemático para la dinámica del dirigible, resultando un modelo fuertemente no lineal y parámetros relativamente conocidos, como consecuente y para efectos de los diseños de los controles para la regulación de la velocidad, la altitud y la dirección en el plano $2D$, se plantean modelos simplificados o conocidos como modelos de control, para los cuales se realizan labores de identificación paramétrica. Enseguida, tres tipos de controles actuando sobre el sistema de manera que se mantenga en la fase de vuelo crucero, en la región donde se asume una dinámica lineal fueron elaborados. Así, logrando la estabilización en la navegación, se hizo seguimiento de trayectoria a partir de caminos planificados por técnicas optimales.

Del lado del modelado, el dirigible es un sistema complejo, sensible a múltiples fuentes de perturbación, no lineal, multivariable y dinámicas acopladas; modelos generalmente usados para las pruebas de simulación. El buscar un modelo matemático se fundamenta en el estudio de las variables y dinámicas fundamentales del sistema. Lo anterior permite plantear una estrategia de navegación, orientada a minimizar las no linealidades del sistema y acoplamientos entre sus dinámicas, tal como se presenta en la navegación lateral y longitudinal. La variable común entre estas dos maneras de navegar es la velocidad, afectada por la deflexión de los alerones en condiciones ideales, es decir de no perturbaciones externas. De esta manera, existen pérdidas de altitud del dirigible cuando se realizan giros, que pueden ser compensadas a condición de tener acciones de control más fuertes o exigencias de tiempos más largas en la estabilización de las referencias. Como el objetivo es la implementación real de leyes de control sobre la plataforma real, se planteó una estrategia de navegación que permite caer en casos de comportamiento lineal a nivel local. Esta estrategia nos remite a la fase de vuelo crucero, donde el dirigible se debe desplazar a velocidad constante, una altitud y dirección preestablecidas por un usuario o un generador de referencias, actuando en conjunto con un planificador y un control para el seguimiento de la trayectoria. Los modelos simplificados propuestos en el capítulo 1, se apoyan en los razonamientos expuestos antes, de manera que se encuentran relaciones directas entre las señales de control (F_m , δ_e y δ_g) del sistema y las variables relevantes de la fase de vuelo (velocidad de desplazamiento u , altitud z y dirección ψ). Estos tres modelos son suficientemente representativos de las principales dinámicas del dirigible cuando se desplaza en el plano $2D$.

Del lado de la identificación y fusión de información sensorial, dos labores fueron realizadas fundamentalmente. La primera, presenta un estudio del sistema para la iden-

tificación paramétrica de los modelos simplificados por técnicas basadas en respuestas escalón, algoritmos de adaptación paramétrica y el filtro de Kalman como identificador paramétrico (**KF-P**). La técnica basada en la respuesta del sistema ante entrada escalón, permite simplemente explorar el orden del sistema, si presenta un factor integrante (polo en el origen) o no, pero jamás una gran validez sobre los valores de los parámetros identificados, además que, es difícil de aplicar en el sistema real, por lo tanto, fue solo probada en simulación. Los algoritmos de adaptación presentan un mejor desempeño en la determinación de los coeficientes, además de ser aplicados sobre datos reales de vuelos experimentales planificados, es decir con señales de entrada tipo SBPA sobre el punto de operación, capaces de excitar a nivel frecuencial el sistema. Otro aporte de esta técnica de identificación es la posibilidad de conocer la variación de los coeficientes de los modelos, lo que permitió realizar pruebas de robustez sobre las leyes de control ante variación de parámetros de los modelos. El **KF-P** permitió probar la validez de los modelos simplificados a partir de datos de simulación y reales de vuelo. La segunda labor usa el filtro de Kalman (EKF y UKF) para la fusión sensorial y estimación de algunos coeficientes del gran modelo. Los resultados obtenidos en la estimación optimal del estado del dirigible, presentan una buena convergencia y estabilidad, propios para su utilización durante los tiempos que no se tienen señales del GPS y que son necesarias para las leyes de control. De la parte de la identificación, se planteó en la medida que los nuevos dirigibles varían el tamaño (Karma) de la envoltura y el tamaño de los alerones (UrAn). Numerosas simulaciones fueron realizadas con el modelo del AS500 (sus coeficientes fueron estimados con una maqueta y en el túnel de viento) con el objetivo de determinar coeficientes similares a los del modelo establecido. Luego, teniendo unos algoritmos que funcionaron sobre esta labor de estimación, se probaron sobre datos reales de vuelo, mostrando resultados aceptables, aun cuando es una tarea netamente numérica (métodos numéricos para su solución), dependiente fuertemente del punto inicial y no convergiendo siempre a valores coherentes.

En cuando a los controles, tres tipos de controles diferentes y que en principio, con un bajo consumo computacional fueron planteados. El comportamiento global de ellos es aceptable en referencia a los parámetros de desempeño para los que fueron diseñados. Las simulaciones ponen en manifiesto pérdidas de altitud en el momento de los giros, lo que se traduce a un acople entre las dinámicas de lateral y longitudinal, que en principio para el desarrollo de los reguladores fueron consideradas desacopladas, sin embargo, un mejoramiento parece posible al exigir a los reguladores ejercer señales de control mas fuerte ; este camino no se selecciono puesto que son leyes a ser implementadas físicamente. Otra solución es diseñando desacopladores, pero este es un tema que no se consideró en la medida que 2 metros no son significativo para las misiones deseadas con los dirigibles. Técnicas de control no lineal, tal como inversión del modelo por retroalimentación, involucran un buen modelado e identificación del sistema, caminos como estén no se abordaron en la medida que las dos estructuras **Karma** y **Uran**, aun cuando son similares en tamaño y comportamiento dinámico al AS500, no fueron identificadas con pruebas en túneles de viento, quedando incertidumbres sobre sus parámetros y recobrando interés la identificación paramétrica antes mencionada.

En cuanto a la planificación y seguimiento de una trayectoria, es considerado un modelo reducido de la dinámica de desplazamiento del sistema en el plano $2D$, permitiendo aplicar

la teoría desarrollada para un robot terrestre y que se desplaza a velocidad constante. Así, la aproximación de Souères [BSBL94] fue utilizada para esta tarea. Luego, dos modelos con extensión en la dinámica fueron realizados y solucionados por métodos numéricos, presentando trayectorias suavizadas o relajadas, que son de más fácil seguimiento por el dirigible. Estas trayectorias son todas optimales en tiempo, distancia y energía. Las trayectorias calculadas con métodos numéricos serán siempre dependientes de las condiciones iniciales, no garantizando una solución absoluta. Es claro que estas leyes planteadas son función de cada estructura, siendo no generales para cualquier dirigible pero si extrapolables a otros dirigibles.

Finalmente podemos decir que este trabajo cumple con el objetivo de un vuelo autónomo, al menos totalmente en simulación, donde simplemente se entrega una configuración inicial y una final, se planifica el camino a nivel optimal y se controla la estructura durante su misión. Parcialmente se logra la automatización de la estructura real, implementándose solo los reguladores de estabilización en velocidad, altitud y dirección, con una rutina que entrega la trayectoria optimal parametrizada con respecto al tiempo de muestreo del sistema, que a su vez puede ser considerada para realizar un control en lazo abierto, faltando el regulador de seguimiento de la trayectoria para su recorrido e inmunidad a perturbaciones.

Los trabajos que son presentados en los anexos A y B, deben ser realizados y concebidos para una buena operación del dirigible. Así, una arquitectura para la electrónica fue diseñada e implementada en “hardware”, permitiendo la medición de las señales del receptor de la radio, útiles para los procesos de identificación, además de, facilitar el control de los servos y la mezcla de señales provenientes del computador y la radio-control, fundamental para el ajuste y pruebas sobre la plataforma real. La arquitectura de programación presenta facilidad de expansión, buena gestión de la información y algoritmos adecuados para el control, dentro de una arquitectura jerárquica de actividades. Aunque son tareas poco descritas, fueron muy enriquecedoras desde el punto de vista de una instrumentación total de la plataforma, obligando a trabajar en todos los aspectos asociados a electrónica de instrumentación, telecomunicaciones en la implementación de la red inalámbrica y por supuesto la codificación de algoritmos orientados a un bajo consumo computacional.

Perspectivas a corto plazo :

Una primera fase de integración de los elementos de la estructura ha sido realizada, al igual que la implementación de las leyes de control de estabilización de velocidad, altitud y dirección. Se espera continuar con la realización de vuelos que permitan probar aun más los reguladores y su adecuada sintonía en función de cada estructura.

Se planteó en el documento una ley para el seguimiento de una trayectoria planificada optimalmente, se espera en el corto plazo poder iniciar su implementación en el código de programación del dirigible, la realización de pruebas y una adecuada sintonización en función de los vuelos reales.

La adición de un sensor de viento en la estructura parece ser adecuada en la caracterización y consideración de esta perturbación en el calculo de las leyes de control. Así, se propone la instalación de un sensor de viento embarcado y su estudio en los vuelos de las estructuras.

Perspectivas a largo plazo :

Queda abierta la posibilidad a explotar otras técnicas de identificación, pues la técnica planteada no conduce a resultados absolutos, solo es una aproximación a una solución particular. Se espera poder trabajar, técnicas que permitan contornear el problema de la utilización de modelos a escala en túneles de viento.

Una labor a realizar se focaliza en el control de las fases de despegue y aterrizaje, se plantea el estudio e implementación de leyes de control que faciliten esta tarea o que mínimamente asistan la operación manual.

Se propone igualmente explorar el control por técnicas de modos deslizantes, es una técnica interesante desde el punto de vista de robustez ante modelos con parámetros poco conocidos. Su posible integración esta focalizada a los controles de velocidad, altitud, dirección y el seguimiento de trayectorias.

Anexo A

Arquitectura y Electrónica embarcada

A.1 Introducción

Generalmente en el mercado se encuentran dirigibles de pequeña envergadura equipados con lo estrictamente necesario para ser controlados a distancia, mediante una conexión de radiofrecuencia entre un radio-control y un receptor embarcado. El receptor decodifica la señal del radio control y la retransmite a los servo-motores que actúan sobre : las superficies móviles de los alerones, los servo-motores que controlan los propulsores a combustión en el caso de UrAn o los “drivers” de los motores eléctricos de Karma y el rotor de cola de UrAn. Las señales están en el formato estándar de aeromodelismo, señales tipo PWM (ver figura A.1) con periodo de $24ms$ y un ancho de pulso que varía de $1ms$ a $2ms$. De esta manera, es necesario realizar la debida instrumentación de las plataformas para convertirlas en robots.

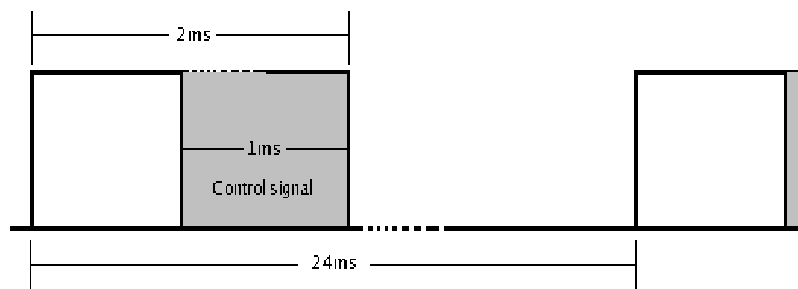


FIG. A.1 – Señal PWM, estándar de aeromodelismo

Este anexo esta dedicado a plantear la arquitectura de la electrónica embarcada, que habilita la plataforma dirigible para ser controlada con el radio control y/o señales creadas a partir de la información enviada por el computador. Se inicia con la presentación de la arquitectura planteada para la instrumentación del dirigible UrAn. Luego, se presenta un control local de los propulsores, orientado a mantener un mismo par en ellos. Al final se presentan las características mas relevantes de los elementos embarcado y desarrollados para la instrumentación del robot.

A.2 De una plataforma radio-controlada a un robot

La primera labor a realizar una vez adquirida la plataforma aérea radio controlada es la conversión a una plataforma aérea robótica. Para esto se instrumentó con un sistema de posicionamiento global (GPS¹⁶), una central inercial (SMU¹⁷), un sensor de ultrasonido, sensor de viento, cámara de vídeo, sensor de altitud y de velocidad aerodinámica. Como sistema central de gestión y procesamiento de información, se instaló un computador PC-104. Estos elementos son detallados más adelante.

Una vez instalado toda la electrónica se procedió a la instalación de la red de comunicación con el dirigible en vuelo, una manera de acceder al computador embarcado, a la medida de los sensores y lanzar los controles o tareas requeridas. Para esto, se instaló un 'Access-Point, **AP**' en el computador embarcado y la o las estaciones terrestres fueron conectadas a un 'Router, **Rou**' que a su vez, fue conectado a una antena omni-direccional para irradiar en un mayor espacio aéreo.

La figura A.2 presenta la arquitectura a nivel de la electrónica que rodea la estructura aérea robótica. La o las estaciones terrestres y el computador embarcado están comunicados por una intranet que asegura la constante vigilancia del dirigible y la posibilidad de lanzar tareas de ejecución en cualquier instante. Microcontroladores como fue concebido en primera instancia y que ahora son PSoC's, se encargan de la lectura de las señales PWM's provenientes del receptor del radio-control, la generación de PWM's según lo requieran los algoritmos de control, la vigilancia de carga eléctrica restante en las baterías y la combinación de señales, sea del radio-control o provenientes del computador. Otro módulo de sensores, basado en la tecnología PSoC's fue implementado para la lectura de la altitud y la velocidad aerodinámica [IS06].

A.3 Control del par generado por los propulsores

La presente sección de este anexo, tienen por objetivo mostrar una posible solución al problema de controlar los propulsores a razón de mantener un mismo par generado por ellos. Se presenta en primera medida la formulación del problema. Luego, se plantean pruebas en laboratorio que permitan caracterizar las diferentes relaciones entre la señal PWM que maneja el servo-motor que controla los motores a combustión, con las revoluciones por minuto generadas por ellos y al mismo tiempo su relación con la fuerza de empuje proporcionada por los motores. Teniendo como meta el cumplir una misma fuerza de impulsión en los propulsores, se presenta un modelo de segundo orden que representa la dinámica del sistema propulsor y que sirve como punto de partida para el diseño de los reguladores. El montaje físico en un sistema basado en microcontroladores, presentado junto a los resultados experimentales al final de la sección.

¹⁶Global Positioning System

¹⁷System Management Unit

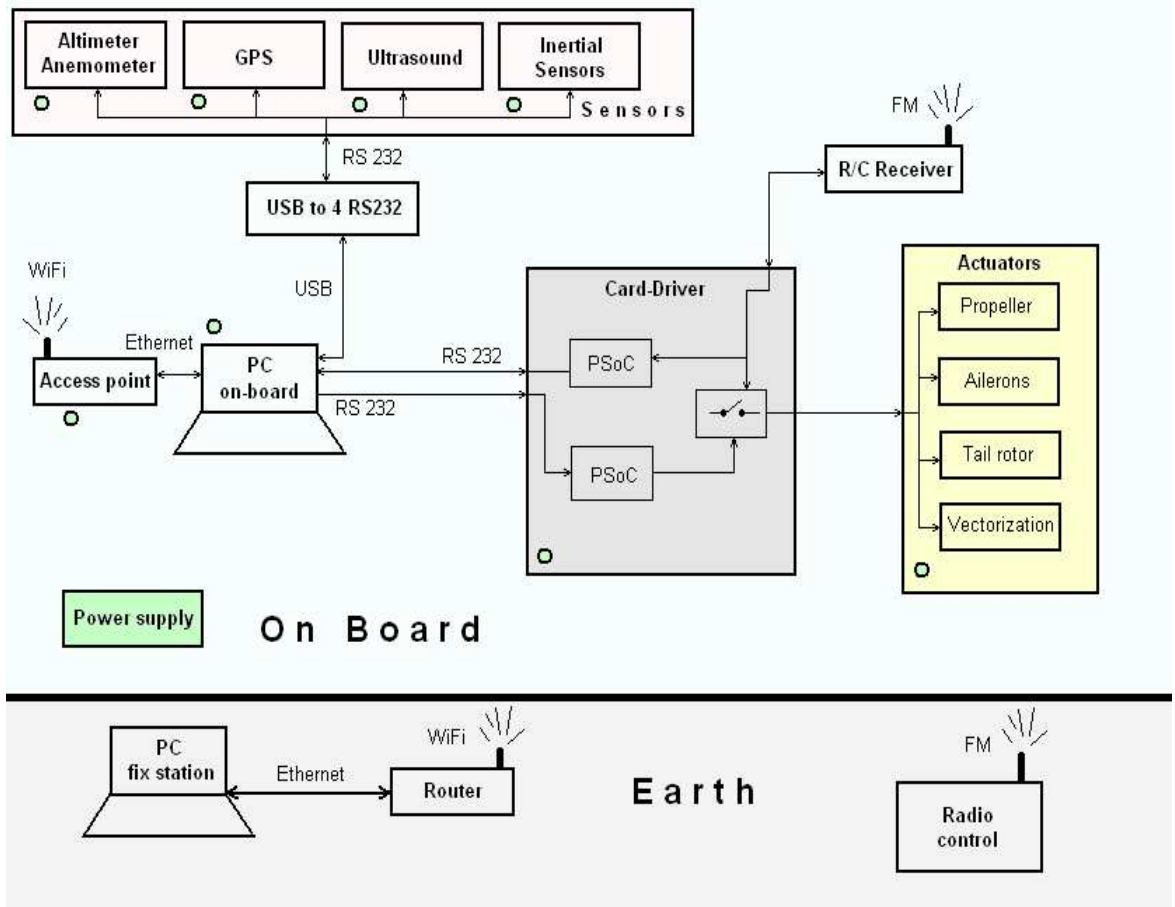


FIG. A.2 – Arquitectura de la electrónica embarcada en UrAn

A.3.1 Planteamiento del problema

Reescribiendo el vector T_p , el vector de fuerzas y momentos debidos a los motores de propulsión (ecuación 1.15), de la siguiente manera,

$$T_p = \begin{bmatrix} (F_{mr} + F_{ml})C\mu \\ 0 \\ -(F_{mr} + F_{ml})S\mu \\ (-F_{mr} + F_{ml})O_y S\mu \\ (F_{mr} + F_{ml})(O_z C\mu + F_M O_x S\mu) \\ (-F_{mr} + F_{ml})O_y S\mu \end{bmatrix} \quad (\text{A.1})$$

donde F_{mi} representa el empuje generado por el motor derecho (subíndice r) o por el motor izquierdo (subíndice l), respectivamente, la suma de F_{ml} y F_{mr} equivale a la fuerza total F_m . (O_x, O_z) representa la posición de la fuerza resultante de la acción de los dos propulsores, en referencia al centro \mathbf{CV} . O_y representa la distancia de los propulsores al punto (O_x, O_z) (ver Fig. A.3).

La ecuación A.1 pone en evidencia el problema de tener pares generados por los motores de magnitud diferente en la estrategia trazada para la fase de vuelo crucero (ver sección 1.4). Si se tiene ($F_{ml} \neq F_{mr}$), se producen momentos alrededor del eje z_d o x_d , no deseados a la hora de hacer un desplazamiento en el plano lateral (plano (x_o, y_o)) y que

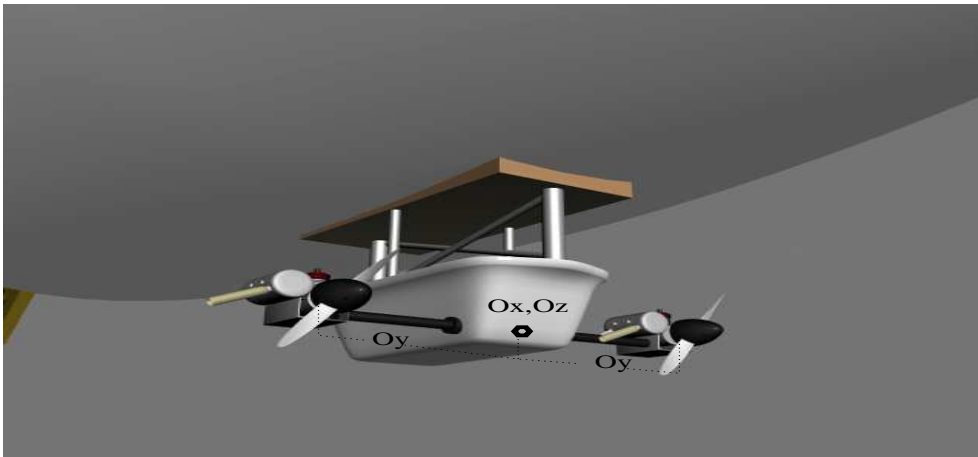


FIG. A.3 – Esquema motores propulsores embarcados en la góndola principal

además no se consideran en la leyes de control propuestas en este documento.

A.3.2 Principio de funcionamiento de los motores a combustión

Los motores de combustión interna son aquellos que desarrollan potencia directamente de los gases de combustión, entre esta clase de motores se encuentra los motores alternantes de pistón. Estos motores se clasifican en una gran diversidad de tamaños, desde los utilizados en aero-modelos hasta los de propulsión de barcos y de uso industrial.

Los motores de combustión interna de dos tiempos son aquellos en que el ciclo de combustión se completa con una sola revolución del cigüeñal, con una subida y una bajada del pistón.

En nuestro caso tenemos motores de ignición por chispa de MVVS 26c.c (ver Fig. A.4) con carburado walbro. En teoría, para el mismo diámetro, carrera del pistón y velocidad de rotación, un motor de dos tiempos entrega el doble de la potencia de un motor de cuatro tiempos y por lo tanto el flujo másico del consumo de combustible es mayor, al igual que la temperatura del cilindro.

En este tipo de motores es muy común que el aceite se mezcle con el combustible. Esta mezcla permite mantener la lubricación del motor, claro que a baja velocidad se presenta una mala combustión. La energía entregada a la propela en cada ciclo de combustión depende de la calidad del aire, de la mezcla gasolina-aceite y de la temperatura del pistón, variables que en cada instante de tiempo están cambiando y por lo cual se generan oscilaciones en la fuerza de empuje proporcionada.

A.3.3 Caracterización de los motores

El modelo del dirigible se encuentra escrito con respecto a su comportamiento dinámico y las relaciones físicas existentes en la operaron normal del sistema. Bajo este contexto, la ecuación que relaciona la fuerza de empuje causada por los propulsores en el vector de



FIG. A.4 – Foto de los motores del sistema propulsor de UrAn

fuerzas exteriores (A.1), se realiza en función de la fuerza (medida en Newtons) generados por los motores embarcados en la góndola principal.

Un primer estudio realizado sobre los propulsores, buscando encontrar una relación directa de la señal que los controla y la fuerza generada por ellos, presenta diferencias entre la propulsión y la velocidad a la que giran las hélices, aun cuando estos motores pertenecen a un mismo fabricante. La figura A.5 presenta una aproximación lineal para la fuerza generada por cada motor en función de las revoluciones por minuto (**rpm**). Las ecuaciones que muestran estas relaciones pueden ser descritas como :

$$N_L = 0.01482332769204x_{rpm} - 30.66539713900427 \quad (A.2)$$

$$N_R = 0.01004850893208x_{rpm} - 8.05131775009724$$

Donde N representa la fuerza creada por los propulsores (F_m) con un subíndice que indica el propulsor en referencia, derecho R o izquierdo L . x_{rpm} son las revoluciones por minuto a las que trabaja cada motor.

La señal de referencia al sistema de propulsión viene dada en el formato estándar de aeromodelismo, PWM de periodo $24ms$ y un ancho de pulso entre 1 a 2 milisegundos (ver figura A.1). La figura A.6 presenta la caracterización de la relación entre la PWM de entrada al sistema propulsor y las rpm generadas por ellos, la ecuación que representa esto viene dada por :

$$Y_{rpm} = -0.00006037 * x_{PWM}^3 + 0.29296733 * x_{PWM}^2 - 474.80403631 * x_{PWM} + 260021.59578985 \quad (A.3)$$

donde Y_{rpm} representa las revoluciones por minuto del motor y x_{PWM} la señal de entrada al sistema propulsor.

De esta manera tenemos las relaciones necesarias para poder determinar la fuerza que se necesite para alcanzar una velocidad deseada (según el control de velocidad planteado

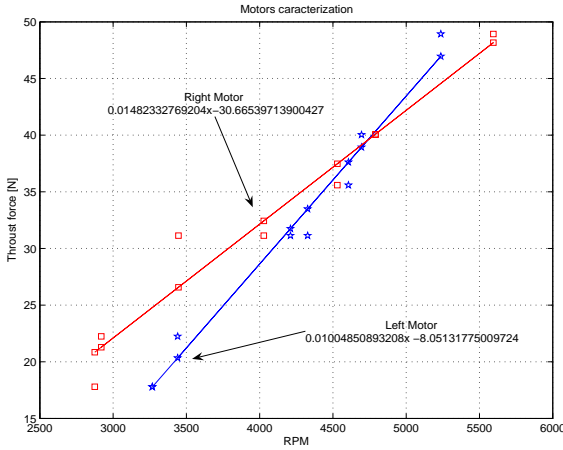


FIG. A.5 - Curva característica de rpm's a Newtons en los motores.

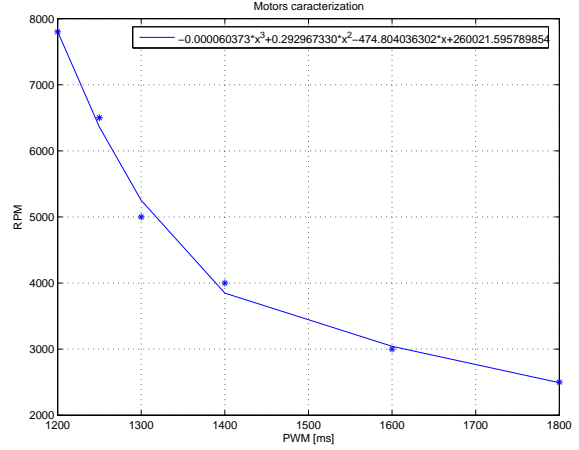


FIG. A.6 - Curva característica de la señal de entrada al sistema (PWM) y las rpm generadas.

en el capítulo 3), en función de una señal PWM de referencia para el sistema propulsor. Lo anterior puede es ilustrado por la figura A.7.

A.3.4 Control PI

Una identificación del sistema muestra que su comportamiento puede ser modelado por un sistema de segundo orden con retardo (retardo insignificante con respecto a la dinámica global del dirigible), tiempo de establecimiento de 5 segundos y sin sobre-impulso.

$$H(s) = \frac{kw_n^2}{s^2 + 2\zeta w_n s + w_n^2} \quad (\text{A.4})$$

Un regulador tipo *PI* es suficiente para asegurar un seguimiento a la señal de referencia y mantener en lazo cerrado (ver A.8), casi las mismas características de respuesta presentes en el sistema cuando esta en lazo abierto [AH95]. La ecuación del regulador *PI* puede ser expresada como :

$$H(s) = Kp(1 + \frac{1}{T_i s}) \quad (\text{A.5})$$

Un diseño simple por asignación de polos puede ser elaborado para determinar los coeficientes de ganancia proporcional (K_p) y ganancia integral ($K_i = K_p/T_i$). Los resultados luego de implementar : un sistema de sensado de rpm's con un sensor de **efecto hall**, aprovechando los imanes del sistema de ignición electrónico ; un preprocesamiento de la señal sensada mediante el uso de un filtro pasa-bajas ; transformaciones según la caracterización precedente ; la implementación del regulador en un microcontrolador dsPIC30F2010 de Microchip (ver figura A.9), son presentados en la figura A.10. Se debe remarcar que las señales que llegan al sistema de microcontroladores son en PWM, que internamente son transformadas a fuerza que deben proporcionar las hélices (Newtons), de manera similar las señales sensadas son transformadas a un espacio similar y es donde se crea el error

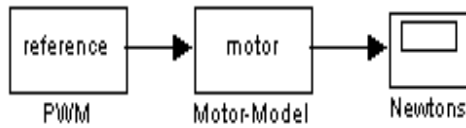


FIG. A.7 – Esquema del sistema propulsor en lazo abierto. Relaciona las RPM's necesarias para generar una fuerza de impulsión

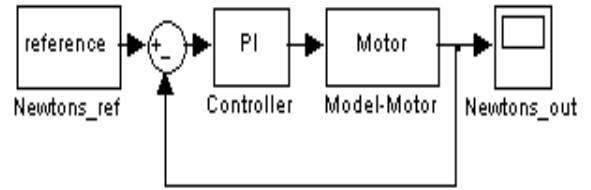


FIG. A.8 – Esquema del sistema propulsor en lazo cerrado. Presenta un sistema con una referencia dada en PWM's y la salida como fuerza debida al empuje de los propulsores.

para entregarlo al control discreto. La salida de estos controles son en PWM, señales que al final controlan los servomotores de paso de combustible a los motores.

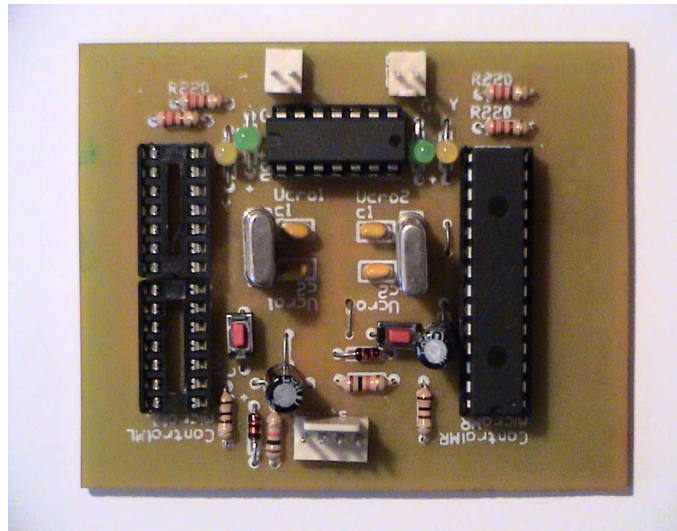


FIG. A.9 – Hardware diseñado para controlar independientemente las rpm's de cada motor en función de una señal de referencia. Conectores superiores de dos terminales reciben la señal de sensado y entregan la señal de control para el servo-motor, canales independientes para motor derecho e izquierdo. El conector inferior de cuatro terminales contiene la polarización y señales referencias para cada uno de los motores.

De este trabajo, se puede concluir que el modelo matemático planteado en la ecuación A.1 para el vector de fuerza debida a los propulsores (un modelo mas general al presentado en el capitulo 1), manifiesta un aporte significativo de los motores en el par generado alrededor de los ejes x_d y z_d . En un vuelo estabilizado en altitud y a una velocidad constante de desplazamiento, es importante si no se quiere realizar giros involuntarios o diferentes a los debido por las acciones de los alerones del dirigible, tener una fuerza de impulsión igual a cada lado de la góndola principal, para esto la estrategia de control planteada recobra un gran interés. Las pruebas realizadas en laboratorio con los motores presentan una relación lineal entre las revoluciones por minuto (rpm) y la fuerza de impulsión (Newtons), cosa contraria a la relación entre las rpm's y la señal PWM que controla el

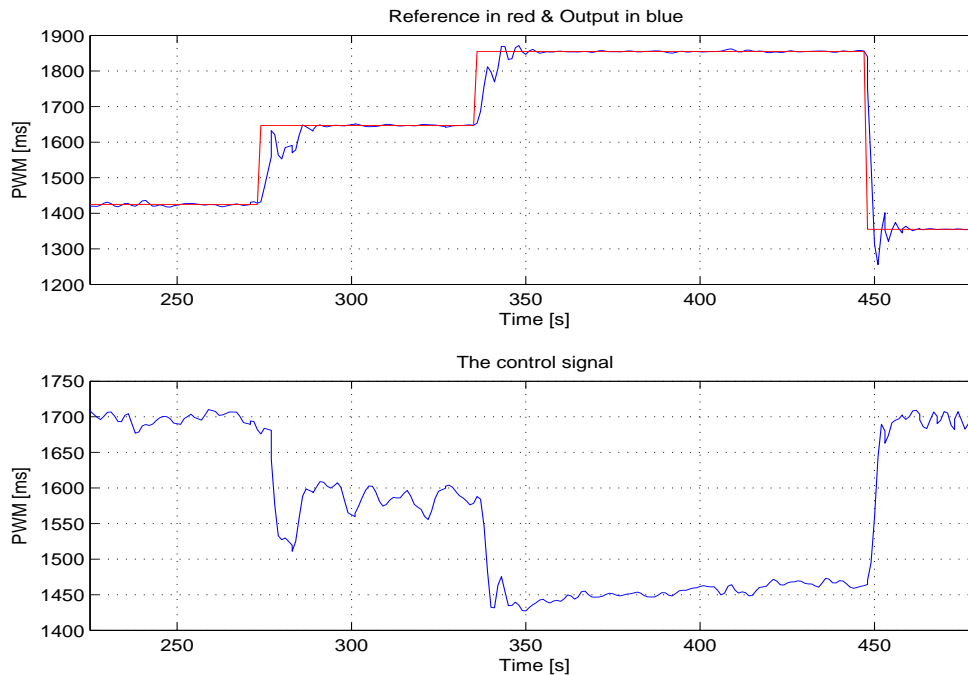


FIG. A.10 – Resultado del control PI sobre el sistema propulsor. La curva superior presenta el seguimiento de la referencia luego de escalar adecuadamente la señal sensada. La curva inferior muestra la señal de control enviada al servomotor que controla el motor a combustión, note que es invertida la señal según la caracterización realizada.

sistema de propulsión. Una sintonización del regulador tipo PI parece ser suficiente para el control de este sistema, evidentemente con una previa identificación de su dinámica.

A.4 Generalidades de los elementos embarcados

Los equipos que forman parte de la instrumentación de UrAn, son instalados en cajas tipo góndolas. Esta instalación es realizada con el ánimo de poder ser adicionados a la estructura original del dirigible, protegerlos durante los vuelos y crear una inmunidad parcial a las vibraciones del sistema. A continuación se relacionan los equipos instalados en las góndolas, clasificándolos en dos grupos, uno presenta los desarrollos dentro de esta tesis doctoral y el otro los elementos comprados a sociedades.

A.5 Elementos desarrollados durante la tesis doctoral

Tarjeta Generadora-Medidora de PWMs y de adquisición de voltajes de baterías

Tarjeta medidora y generadora de 9 canales PWM's en formato estándar de aeromodelismo, medición de 5 canales de voltajes análogo y selectora de señales provenientes del radio-control o el computador. Diseño y concepción durante la tesis. Las características

mas relevantes son : alimentación : $5V_{DC}$ a $35mA$, área : $3318mm^2$ y peso : $15.42g$ (ver foto en A.11).

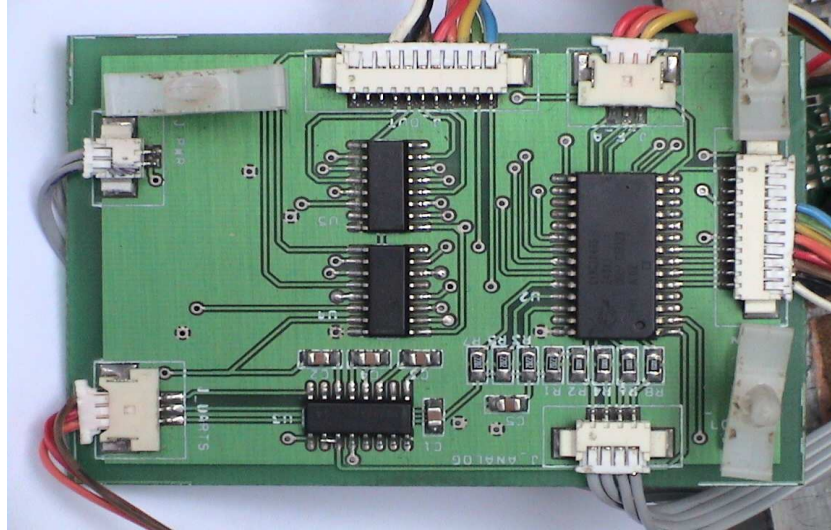


FIG. A.11 – Tarjeta selectora y generadora de PWM's

Altímetro y anemómetro

Tarjeta encargada de medir la altitud del dirigible y la velocidad aerodinámica. Diseño y concepción durante la tesis. Las principales características son : alimentación : $5V_{DC}$ a $36.7mA$, área $1523mm^2$ y peso : $10.27g$ (ver foto en A.12).

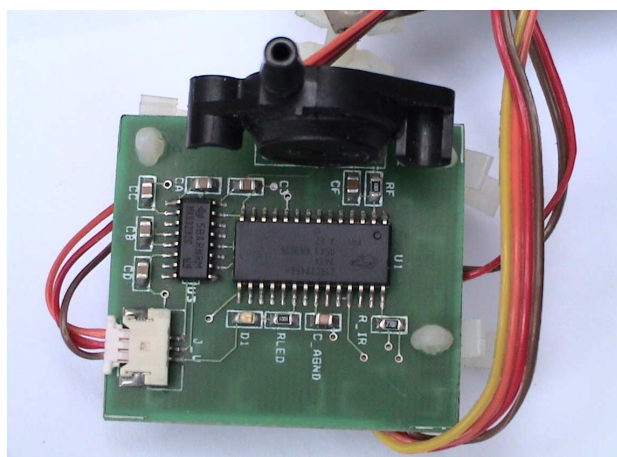


FIG. A.12 – Altímetro y Anemómetro embarcados

Fuentes de Alimentación para la electrónica y el computador

Fuentes encargadas de regular los voltajes de los diferentes elementos embarcados. Diseño y concepción durante la tesis. Las principales características son : voltaje de $5V_{DC}$ a $5Amp$ para el computador y access point, $5V_{DC}$ y 12 de $3Amp$ y $1Amp$ respectivamente, para alimentación de servo-motores, GPS y ultrasonido y una fuente de precisión de $5V_{DC} + -1\%$ a $200mAmp$ para el altímetro.

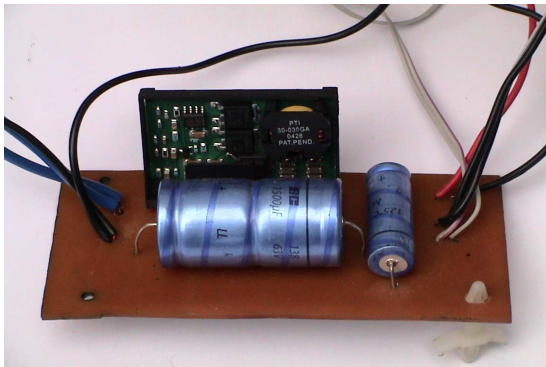


FIG. A.13 – Fuente reguladora de tensión para el computador y “Access Point”.

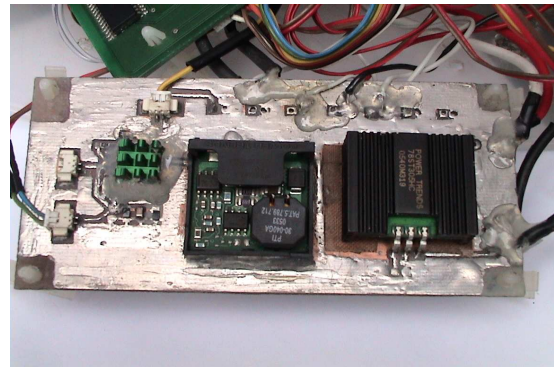


FIG. A.14 – Fuente reguladora de tensión para la sensórica embarcada y servo-motores.

A.6 Elementos comprados a sociedades

Computador

El computador embarcado es un PC-104, marca Tiny 886ULP8-800 de Advanced micro peripherals Ltd (<http://www.ampltd.com/prod/t886.html>). Sus principales características técnicas son (ver figura A.15) : Pentium de 500MHz, SDRAM 256 MBytes, periféricos de entrada/salida, alimentación $+5V_{DC}$ a menos de $4.0A$.



FIG. A.15 – Computador embarcado

DGPS

El DGPS embarcado es el Lassen SK II de Trimble (<http://www.trimble.com/gpsbc-lassensk2.shtml>). Es un receptor auto sintonizado con hasta 8 canales en paralelo, diseñado para trabajar en la frecuencia L1. El Lassen Sk II adquiere una posición fija en un tiempo mínimo de espera después de ser alimentado. La información necesaria para ayudar a la localización de satélites es cargada en la RAM, tal como : almanaque, efeméridos, Reloj de tiempo real, ultima posición. El Lassen Sk II DGPS opera usando cualquiera de los siguientes protocolos : Trimble Standard Interface Protocol (TSIP) a 9600 baud 8-odd-1, Trimble ASCII Interface Protocol (TAIP) a 4800 baud 8-none-1, NMEA 0183 a 4800 baud 8-none-1. El Lassen Sk II también soporta RTCM SC-104 para DGPS (4800 baud 8-none-1). La energía necesaria para su funcionamiento es de $+5V_{DC}$ a $100mA$ y los datos de salida son entregados cada 1s, Latitud-Longitud- Altitud, posición y velocidad (ver figura A.16).

Ultrasonido

Sensor de ultrasonido con un rango máximo 10m de la sociedad Senix corporation (<http://www.senix.com>). Es utilizado para asistir las futuras aplicaciones de despegue y aterrizaje (ver figura A.17). La alimentación es de $10 - 30V_{DC}$ a $60m_{Amp}$, con una resolución de $0.086mm$ máximo. Los datos de salida son entregados por defecto a $300ms$, aun cuando puede trabajar a $100ms$.

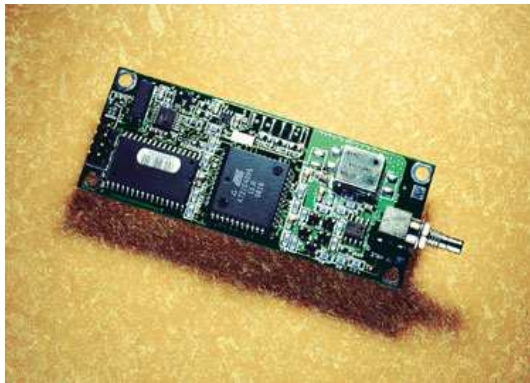


FIG. A.16 – DGPS embarcado



FIG. A.17 – Ultrasonido embarcado

Central Inercial

Central inercial tipo EZ-Compass-3/Magnetometer rev-2 de Electronic advanced orientation system Inc (<http://www.aositilt.com/Compass.htm>). Sus principales especificaciones técnicas son (ver figura A.18) : medición Pitch/Roll con compensación de temperatura y Compass/Magnetometer; los datos de salida son entregados por RS-232, el Azimuth es generado a partir de un semiconductor 3Dmagnético con 12 bits de resolución (0.08 grados); la información de la inclinación es lineal y con 12 bits de resolución para

cubrir ± 70 grados; los protocolos de interfase : La EZ-Compass-3 / Magnetometer rev-2 opera usando RS-232 y RS-422 y a tasas de transmisión entre 300 a 38400 baudios, 8 bits, N, 1; la alimentación : 5 VDC $\pm 10\%$; La resolución esta dada por un conversor de 12 bits (Azimuth, Pitch y Roll a 0.08 grados); Los datos de salida a una rata de 100ms son : Azimuth, Pitch, Roll, Temperatura.



FIG. A.18 – *Central Inercial embarcada*

Anexo B

Arquitectura de programación

B.1 Introducción

Bajo el requerimiento de lanzar procesos en paralelo y una arquitectura de fácil crecimiento y adición de nuevas labores para los robots, se acude al sistema operativo “**Linux**” y la arquitectura de programación de robots llamada “**Open GenoM** [FHC97].

Dentro de las tareas a realizar por los dirigibles, se encuentran labores paralelas que deben ser abordadas al mismo tiempo o mejor procesadas en paralelo. De este requerimiento, nace la utilización de **Linux**, sistema operativo que permite la ejecución de labores en paralelo y generalmente estable. Para la programación del robot **UrAn** y por supuesto **KARMA**, se ha acudido a la herramienta llamada **Open GenoM** y **GenoM** respectivamente. Esta arquitectura se orienta a la modularidad y facilidad de crecimiento del software asociado a un robot.

Este anexo tiene por objetivo mostrar la arquitectura general de programación en **UrAn** principalmente, aun cuando similares funciones han sido programadas por **Karma**, específicamente el módulo dedicado al control del vuelo autónomo. Se inicia con la descripción del esquema de programación y su descripción de manera general. Luego, se presenta de manera global cada módulo, profundizando principalmente en el módulo dedicado al vuelo autonomo.

B.2 Arquitectura de programación

La figura B.1 presenta la arquitectura de programación de los robots de manera general, mostrando los módulos y sus interacciones. Antes de continuar con la presentación de la programación de los robots, se debe hacer claridad que la capa del supervisor se muestra en la arquitectura pero no es abordada en esta tesis. Una descripción de las principales labores ejecutadas por los módulos es presentada a continuación.

El esquema anterior relaciona diferentes tareas ejecutadas en las estructuras. Una de las primeras tareas a ejecutarse es la apertura de puertos seriales y la establecimiento de un dialogo entre los sensores y el computador, para esto la parte inferior presenta los sensores embarcados y sus módulos asociados, encargados de recibir la información y tenerla disponible por la capa superior donde se alijan los algoritmos de control. Luego

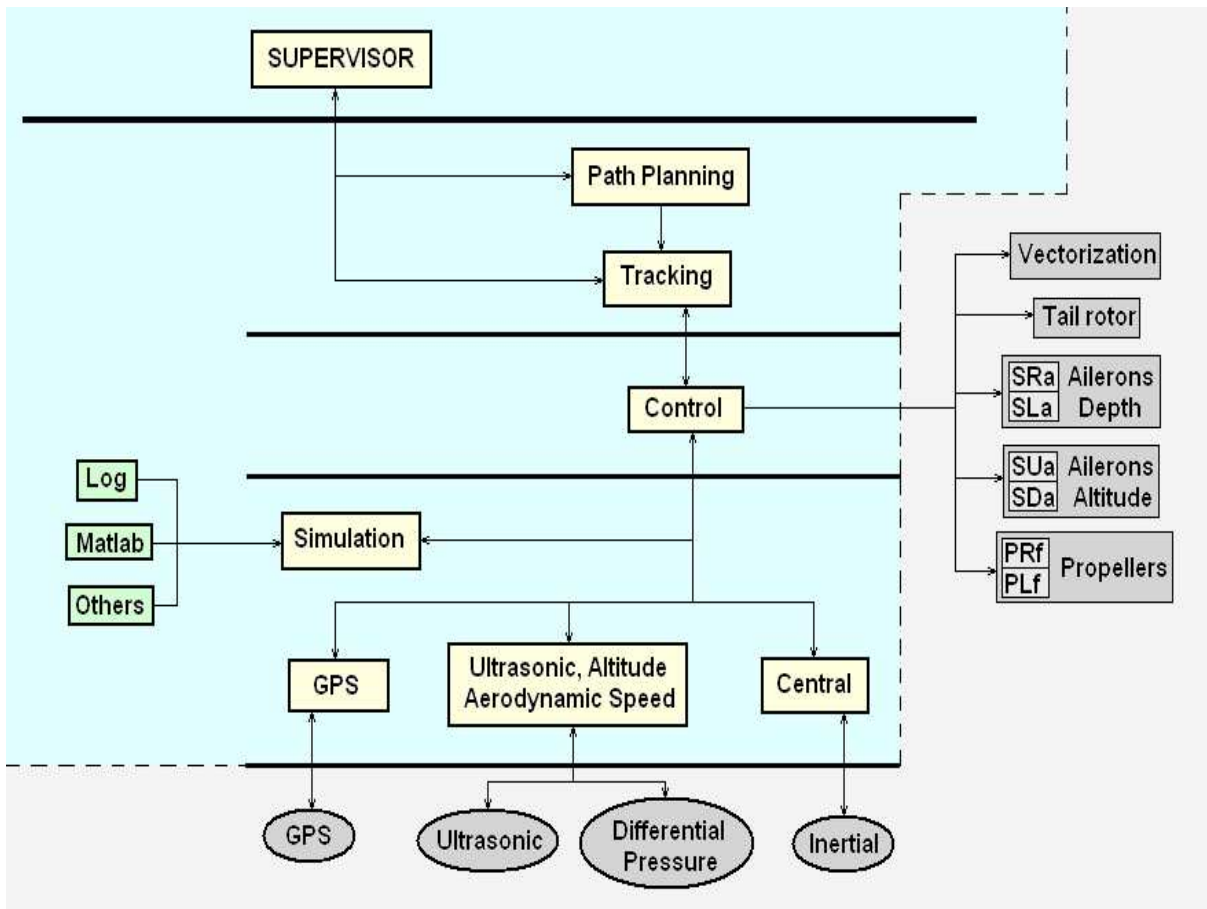


FIG. B.1 – Arquitectura de programación de los robots dirigibles KARMA y UrAn

de esto se debe garantizar la posibilidad de controlar los actuadores del sistema, para esto, una labor se encarga del envío constante de las señales de control a los actuadores del sistema, tomando registros comunes y que son actualizados por las leyes de control o por un usuario, el módulo que realiza esto es CardDriver. Garantizadas estas dos labores base, se ataca la capa dedicada al control, módulo encargado de los seguimientos de las referencias para la estabilización en velocidad, altitud y dirección del dirigible. El módulo de control toma los valores de los sensores exportados por los módulos que gestionan la información de ellos (módulos : GPS, Central, Ultrasonic, MeasurePSoC) y controla los actuadores por medio del módulo CardDriver, quien se encarga de comunicar con el “hardware” llamado CarDriver, presentado en el anexoA.

Dentro de la estrategia de planificación se tiene la generación y seguimiento de trayectoria, las rutinas encargadas de estas labores son llamadas desde el módulo de control, denotado por controlfly. De esta forma, se cierra el lazo de control para seguir una trayectoria, mediante la unión de todas las estructuras y en pro de la navegación autónoma del dirigible.

Un módulo de poco interés en la ejecución de labores reales es el de simulación (simul), creado con el objetivo de depurar y hacer pruebas sobre los módulos . Este modelo permite

repetir vuelos a partir de los datos guardados en disco de vuelos reales o a partir de datos de simulación, por ejemplo, resultados en archivos *.txt provenientes de Matlab. De esta manera este módulo permite realizar pruebas en tierra, garantizando un funcionamiento igual al de la estructura en vuelo.

B.2.1 GPS Module

El módulo GPS se encarga de configurar el DGPS ‘Lassen SK II’ en modo diferencial si tiene la señal de corrección y de recibir la información enviada por la estación base. Tiene dos archivos ‘*.h’ (lassenStruct y gpsStruct) que contienen las estructuras necesarias para la gestión de datos entregados por el DGPS. Este módulo corre una tarea permanente (‘GpsPosterUpdateTaskPerm’) de lectura del sensor, mediante el puerto serial ‘ttyUSB1’, recupera, desempaqueta y actualiza los registros del módulo a partir de la información entregada por el GPS. Esta rutina se ejecuta cada 500ms, aun cuando el sensor solo actualiza su información cada segundo.

Las diferentes solicitudes de servicio al módulo (‘request’) son :

- **InitGps** : Se encarga de la inicialización de módulo (apertura puerto, configuración sensor y activación de la tarea permanente de ejecución). Se debe especificar si el módulo trabaja con el sensor real o en modo simulación, tomando los datos de los diversas posibilidades (log, Matlab, Others). Otro parámetro a ingresar es el nombre del puerto serial por el cual se entabla la comunicación con el sensor.
- **CloseGps** : solicitud que se encarga de cancelar la tarea programada, liberar memoria y cerrar la comunicación serial.
- **Reconnect** : Se encarga de hacer la reconexión con el puerto serial y relanzar la tarea programada.
- **SetReference** : Se encarga de cargar los valores iniciales del sensor. Sirve para tener un punto de partida.
- **DisplayGpsValues** : Se encarga de mostrar la lectura del sensor, almacenada en la estructura de datos que se encuentra en lassenStruct.h.
- **SaveOnDisk** : Se encarga de la apertura de un archivo ‘gps.dat’, donde se registran las lecturas del GPS cada segundo.

Una tarea que no cabe dentro de las solicitudes de servicio es la exportación de la información adquirida por el módulo a partir de la información enviada por el sensor. Esta estructura de exportación es llamada ‘poster’ y es ejecutada automáticamente por el módulo. Es la manera que tiene el módulo de hacer publica su información para los otros módulos que la requieran. Por ejemplo, el módulo de control (‘controlfly’) necesita esta información para hacer la fusión sensorial con ‘kalman’ y poder calcular las diferentes señales de control a enviar a los actuadores.

B.2.2 CENTRAL Module

El módulo CENTRAL se encarga de la interpretación de la información proveniente de la central inercial 3D. Tiene el archivo ‘centralStruct.h’ que contienen la estructura necesaria para la gestión de la información recibida. Este módulo se encarga de realizar la

apertura del puerto serial ‘ttyUSB0’ y entablar la comunicación con el sensor. La rutina principal del módulo (‘CentralPosterUpdateTaskPerm’), se ejecuta cada cada 100ms.

Las diferentes solicitudes de servicio al módulo son listadas a continuación

- **InitCentral** : Se encarga de la inicialización de módulo (apertura puerto, configuración sensor). Se debe especificar si el módulo trabaja con el sensor real o en modo simulación, tomando los datos de los diversas posibilidades (log, Matlab, Others). Otro parámetro a ingresar es el nombre del puerto serial por el cual se entabla la comunicación con el sensor.
- **CloseCentral** : Se encarga de cancelar liberar memoria y cerrar la comunicación serial.
- **DisplayCentralValues** : Se encarga de desplegar la lectura del sensor, almacenada en la estructura de datos que se encuentra en centralStruct.h.
- **SaveOnDisk** : Se encarga de la apertura de un archivo ‘central.dat’, donde se registran las lecturas de la Central cada 0.1 segundos, según la estructura que se encuentra en adrportCompas.c.

B.2.3 ULTRASOUND Module

El módulo ULTRASOUND se encarga de la interpretación de la información proveniente del sensor ultrasónico. Tiene el archivo ‘ultrasounStruct.h’ que contienen la estructura necesaria para la gestión de la información recibida. Es el encargado de realizar la apertura del puerto serial ‘ttyUSB2’ y entablar la comunicación con el sensor. La rutina principal del módulo (‘UltrasoundPosterUpdateTaskPerm’), se ejecuta cada 200ms. La información adquirida por el módulo a partir de la información enviada por el sensor es exportada a un ‘poster’. Las solicitudes de servicio al módulo son descritas a continuación :

- **InitUltrasound** : Se encarga de la inicialización de módulo (apertura puerto, configuración sensor). Se debe especificar si el módulo trabaja con el sensor real o en modo simulación, tomando los datos de los diversas posibilidades (log, Matlab, Others). Otro parámetro a ingresar es el nombre del puerto serial por el cual se entabla la comunicación con el sensor.
- **CloseUltrasound** : Solicitud que se encarga de cancelar la tarea programada, liberar memoria y cerrar la comunicación serial.
- **DisplayUltrasoundValues** : Se encarga de desplegar la lectura del sensor, almacenada en la estructura de datos que se encuentra en centralStruct.h.
- **SaveOnDisk** : Se encarga de la apertura de un archivo ‘ultrasound.dat’, donde se registran las lecturas del Ultrasónico cada 0.1s, según la estructura que se encuentra en ‘adrportUltra.c’.

B.2.4 MEASUREPSOC Module

El módulo MEASUREPSOC se encarga de la lectura de las PWM’s entregadas por el receptor de la radio-control, de vigilar los voltajes de las baterías embarcadas, la medición de la velocidad aerodinámica y el altímetro. Cuenta con el archivo ‘measurPSoCStruct.h’, donde se tienen la estructura de los datos gestionados por el. La comunicación con el sensor la realiza por el puerto serial ‘COM1’ del computador. La rutina principal del módulo

(‘measurPSocUpdateTaskPerm’), se ejecuta cada 200ms. La información adquirida por el módulo se hace publica a través del ‘poster’. Las solicitudes de servicio al módulo son descritas a continuación :

- **InitPSocMeasure** : Se encarga de la inicialización de módulo (apertura puerto, configuración del PSoC). Se debe especificar si el módulo trabaja con el sensor real o en modo simulación, tomando los datos de los diversas posibilidades (log, Matlab, Others). Otro parámetro a ingresar es el nombre del puerto serial por el cual se entabla la comunicación con el sensor.
- **ClosePSoc** : Se encarga de cancelar la tarea programada, liberar memoria y cerrar la comunicación serial.
- **DisplayMeasurePSoc** : Se encarga de desplegar la lectura del sensor, almacenada en la estructura de datos que se encuentra en centralStruct.h.
- **SaveOnDisk** : Se encarga de la apertura de un archivo ‘measurepsoc.dat’, donde se registran las lecturas del PSoC cada 0.2s, según la estructura que se encuentra en ‘measurePSocStruct.h’.

B.2.5 SIMUL Module

El módulo SIMUL se encarga de recuperar los datos almacenados en disco (gps.dat, central.dat, measurepsoc.dat, ultrasound.dat) y ponerlos a disposición de los otros módulos a través de ‘posters’ (centralData, measurepsocData, gpsData, ultraData). Los datos almacenados en disco provienen de datos reales de vuelo (../log), datos de simulación (../Matlab) o del directorio ‘Others’ que es dejado para implementaciones futuras.

El archivo ‘simulStruct.h’ contiene las estructuras de los datos a exportar en los postes. La tarea que ejecuta esta labor en forma permanente es ‘SimulSimulTaskPerm’ y se ejecuta continuamente ($\pm 5ms$). La razón de correr a esta velocidad es fundamentada en el hecho que este módulo debe reconstruir un vuelo a partir de los datos almacenados en disco, como si fuera en tiempo real. Así, este módulo deja una tarea programada debajo de el, encargada de la lectura de los archivos y actualización de postes de manera manual.

Las diferentes solicitudes de servicio al módulo (‘request’) son descritas a continuación :

- **InitSimul** : Se encarga de la inicialización del módulo (programación de la tarea permanente de ejecución). Se debe especificar la procedencia del dato (log, Matlab, Others), la ubicación del directorio principal, el nombre de los archivos que contienen los datos (.dat).
- **ReadSimul** : Se encarga de ejecutar paso a paso la lectura de los archivos de datos.
- **StopSimul** : parada de lectura de datos.
- **RewindSimul** : Se encarga de enviar los punteros de lectura de los archivos a cero, es decir que reinicia la lectura de los archivos de datos.
- **SetVerbosity** : Permite ver impreso en pantalla la procedencia del dato y su valor a cada paso de iteración.
- **GetVerbosity** : Retorna el estado de la bandera de impresión en pantalla.

B.2.6 CONTOLFLY Module

El módulo CONTOLFLY es el mas complejo de todos (ver figura B.2). Este módulo debe hacer :

- Programación de labor permanente para interacción con cardDriver, encargada de generación las PWM's de los diversos servo-motores.
- Generación de señales seudo aleatorias tipo SBPA.
- Fusión sensorial por medio de la ejecución de un filtro óptimo tipo 'Kalma'.
- Generación de las señales de control a partir de diferentes posibilidades de reguladores (First Ordre, GPC, PID).
- Planificación de la trayectoria, dado un punto de partida y un punto meta.
- Próximamente deberá estar el algoritmo que hace el seguimiento de la trayectoria planeada.

Por facilidad en la descripción de este módulo, se describe a continuación cada una de las tareas ejecutadas por 'controllfly'.

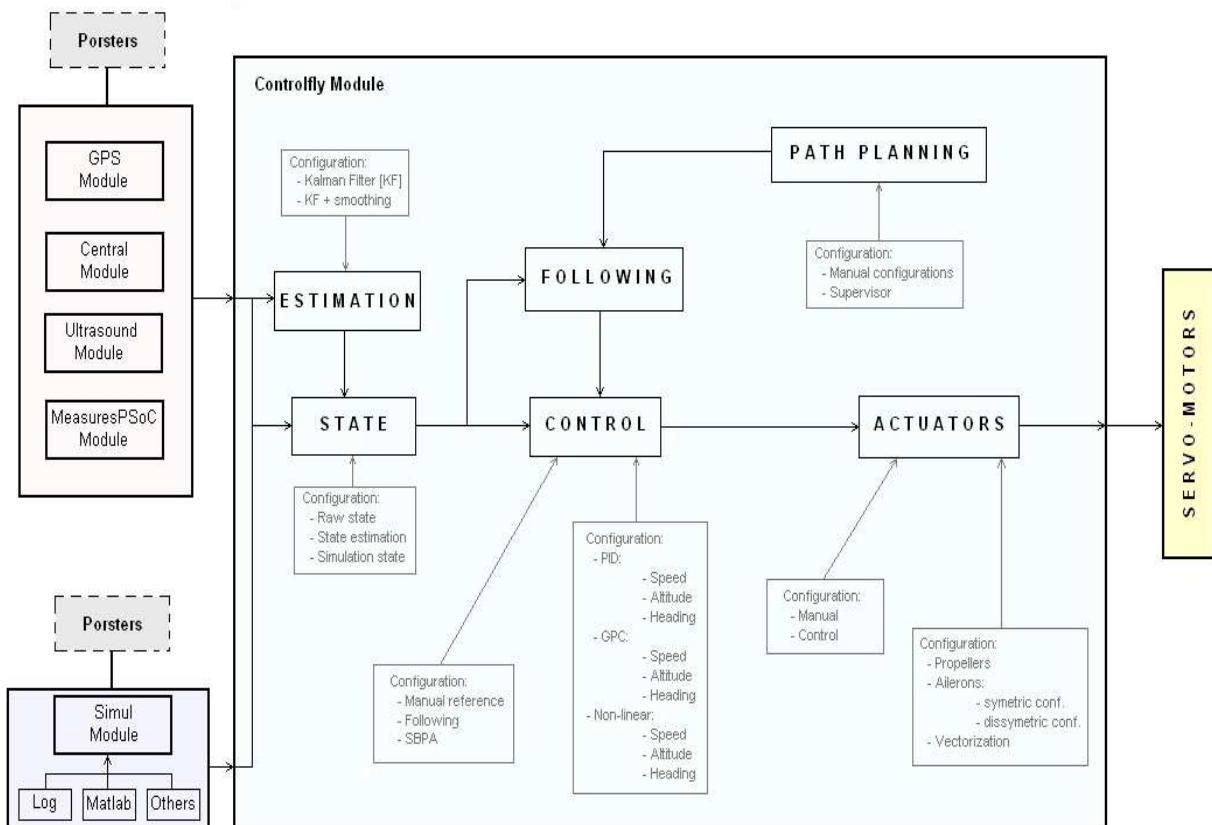


FIG. B.2 – Esquema de las funciones del módulo de control

Labor CardDriver

El módulo ‘controlfly’ debe programar una tarea permanente, encargada de configurar la comunicación con la tarjeta ‘cardDriver’. El puerto serial usado para esto es ‘COM2’ y la actualización de información enviada y recibida es ejecutada cada 50ms por la ‘task’ permanente ‘flyFlyTaskPerm’. Aquí, se tiene la posibilidad de enviar una o todas las señales PWM’s a uno o todos los actuadores. Esta programación de la tarea permanente invoca los algoritmos que se encuentran en el archivo card.c.

Las diferentes solicitudes de servicio al módulo (‘request’) por la labor CardDriver son descritas a continuación :

- **InitCarddriver** : Se encarga de la inicialización de módulo (apertura puerto, configuración microcontroladores y activación de la tarea permanente de ejecución). Se debe especificar si el módulo trabaja con el sensor real o en modo simulación, tomando los datos de los diversas posibilidades (log, Matlab, Others). Otro parámetro a ingresar es el nombre del puerto serial por el cual se entabla la comunicación con el sensor.
- **Reconnect** : Se encarga de hacer la reconexión con el puerto serial y relanzar la tarea programada.
- **Disconnect** : cancela la tarea programada, liberar memoria y cerrar la comunicación serial.
- **DisplayCardDriverValues** : Se encarga de mostrar la información enviada-recibida de CardDriver y tiene la estructura de datos que se encuentra en controlflyStruct.h.
- **PrintPosters** : Se encarga de imprimir los valores de todos los postes (como prueba de recepción de información de otros módulos).
- **SaveOnDisk** : Se encarga de la apertura de un archivo donde se registran las lecturas del GPS cada segundo, según la estructura que se encuentra en carddriver.c.
- **SetSwitch** : Brinda la posibilidad de seleccionar un canal (actuadores : R-MOTOR, L-MOTOR, V-MOTOR, ANYTHING, T-MOTOR, C-MOTOR, E-MOTOR, S-MOTOR) y decir de donde queremos que provenga la señal (CPU, RADIO o MIXED).
- **SetAllSwitchs** : Brinda la posibilidad de seleccionar para todos los canales la procedencia de la señal a enviar a los actuadores.
- **GetSwitch** : Despliega cada uno de los actuadores y su respectiva selección de procedencia de señal.
- **SendValveValue** : Encargado de abrir (1) o cerrar (0) la válvula de seguridad.
- **GetValve** : Presenta el estado de la válvula de seguridad.
- **GetSensor** : Despliega los valores de las fuentes de alimentación (CPU, Accesspoint y Electrónica).
- **SendSinglePWM** : Se encarga de enviar un valor en porcentaje comprendido entre -100 (mínimo) a 100 (máximo), a un actuador determinado (R-MOTOR, L-MOTOR, V-MOTOR, ANYTHING, T-MOTOR, C-MOTOR, E-MOTOR, S-MOTOR).
- **SendAllPWMS** : Envía a todos los actuadores el valor deseado para cada uno de ellos, bajo el formato de la ‘request’ SendSinglePWM.
- **GetSinglePWM** : Entrega el valor medido de unos de los actuadores. Este valor es el que envía el radio-control.

Labor SBPA

Una tarea importante en el camino de la identificación es poder lograr tener señales ricas en información estática y dinámica. Por esto, se programo algoritmos de generación de señales tipo SBPA para los actuadores. La rutina principal, donde corre la tarea permanente, invoca los algoritmos que se encuentran en el archivo sbpa.c. Las diferentes solicitudes de servicio dentro del módulo ('request') para esta labor son :

- **SetSbpaParams** : Gestiona la entrega de la configuración a los algoritmos de la generación de la SBPA.
- **GetSbpaParams** : Lista los valores actuales de las rutinas de generación de la SBPA.
- **StartSbpa** : Permite la generación y envío de la señal a un actuador desde la tarea de ejecución permanente 'flyFlyTaskPerm'.
- **StopSbpa** : Para la generación y envío de la señal SBPA a los actuadores.

Labor Fusión

Dentro de las tareas de 'controlfly' está el hacer la fusión de la información proveniente y recuperada de los 'posters' (CENTRAL-STR, LASSEN-STR, ULTRASOUND-STR, CONTROLFLY-DATA-STR). Debido a que los sensores no trabajan a la misma velocidad. La rutina principal, donde corre la tarea permanente, invoca los algoritmos que se encuentran en el archivo stateUpdate.c. Las diferentes solicitudes de servicio al módulo ('request') por la labor Fusión son descritas a continuación :

- **StartStateUpdate** : (StartKalmanFilter) : Lanza la fusión de los datos por Kalman.
- **StopStateUpdate** : (StopKalmanFilter) : Finaliza el proceso de fusión por Kalma.
- **SetKalmanFilterParams** : Asigna valores a las varianzas de las medidas. Fundamental en el proceso de estimación óptima del estado del dirigible.
- **GetKalmanFilterParams** : Lista los parámetros de las varianzas.
- **SaveStateUpdate** : Inicia el proceso de registro de las señales del filtro.

Labor Planificación

Cuando el usuario quiere realizar la planificación de la trayectoria sujeta a las restricciones dinámicas del dirigible, debe invocar esta labor. Esta ejecuta un algoritmos para determinar la trayectoria mas corta según el problema de 'Dubins'. El resultado de esta planificación es guardado en memoria bajo una estructura de datos que se encuentra en controlflyStruct.h. La rutina principal, donde corre la tarea permanente, invoca los algoritmos que se encuentran en el archivo planification.c. Las diferentes solicitudes de servicio al módulo ('request') por la labor Planificación son descritas a continuación :

- **BeginPlanification** : Proceso que a partir de un punto inicial y uno final, encuentra la trayectoria, regresando un vector de tiempos, posiciones y dirección.

Labor Generación señales de control

Para lograr el vuelo autónomo, este módulo ejecuta 3 posibles técnicas de control sobre los sistemas bases (altitude, Heading, Speed). Esto brinda la posibilidad de seleccionar controles diferentes para cada sistema base. La rutina principal, donde corre la tarea permanente, invoca los algoritmos que se encuentran en el archivo control.c. Las diferentes solicitudes de servicio al módulo ('request') por la labor Control son descritas a continuación :

- **SaveControlData** : Encargada de iniciar el registro de los datos procesado por la labor de control.
- **SetStateForControl** : Se encarga de definir el tipo de estructura de información a ser tratada por las rutinas de control (RAW-STATE, KALMAN-FILTERED-STATE, KALMAN-FILTERED-CHEBY-STATE, SIMULATED-STATE).
- **GetStateForControl** : Imprime en pantalla la estructura de información tratada por las rutinas de control, es decir, el nombre de la estructura que tiene la información de los sensores.
- **ConfigureControl** : Se encarga de definir el tipo de control a aplicar por actuador (FIRST-ORDER, GPC, BS, PID).
- **GetControlConfiguration** : Imprime en pantalla el tipo de control a aplicar por cada actuador.
- **GetControlStatus** : Imprime el estado del proceso de un control (<actuador>ControlActivated or <actuador>FirstTime), es decir que indica si esta para lanzar por primera vez o si ya ha pasado esta etapa y esta activo.
- **SetFakeState** : Se encarga de engañar las rutinas de control al pasarles un dato falso como si proviniera de los sensores. Los datos a ingresar por teclado son : speed, posDown, vUp, pitch, heading, headingSpeed.
- **GetFakeState** : Imprime en pantalla los valores falsos.
- **SetSetPoints** : Se encarga de registrar los valores de referencia para cada uno de los controladores (Speed, Altitude, Heading). Un parámetro adicional en esta tarea es la especificación si la referencia es absoluta o relativa.
- **GetSetPoints** : Imprime por pantalla los valores de las referencias.
- **StartSpeedControl** : Inicializa la rutina de control de velocidad y deja el proceso del calculo de la señal de control de manera permanente.
- **StopSpeedControl** : Se encarga de parar la rutina de control de velocidad.
- **StartAltitudeControl** : Inicializa la rutina de control de altitud y deja el proceso del calculo de la señal de control de manera permanente.
- **StopAltitudeControl** : Se encarga de parar la rutina de control de altitud.
- **StartHeadingControl** : Inicializa la rutina de control de giros (dirección) y deja el proceso del calculo de la señal de control de manera permanente.
- **StopHeadingControl** : Se encarga de parar la rutina de control de giros (dirección).

Referencias bibliográficas

- [ABBR98] A. Elfes, S. S. Bueno, M. Bergerman, and J. Jr. G. Ramos. A semi-autonomous robotic airship for environmental monitoring mission. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 3449–3455, Leuven, Belgium, May 1998.
- [AdPRB00a] J. R. Azinheira, E. Carneiro de Paiva, J. Jr. G. Ramos, and S. S. Bueno. Mission path following for an autonomous unmanned airship. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation, San Francisco*, April 2000.
- [AdPRB00b] J. R. Azinheira, E. Carneiro de Paiva, J. Jr. G. Ramos, and S. S. Bueno. Mission path following for an autonomous unmanned airship. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 1269–1275, San Francisco, CA, April 2000.
- [AH95] K. Astrom and T. Hagglund. *PID controllers : Theory, design and tuning*. Copyright Instrument society of America, North Carolina, 1995.
- [ALHB06] G. Arechavaleta, J. P. Laumond, H. Hicher, and A. Berthoz. Optimizing principles underlying the shape of trajectories in goal oriented locomotion for humans. *IEEE International Conference on Humanoid Robots, RAS*, (6), 2006.
- [ALR95] J. R. Azinheira, P. Lourtie, and J. P. Rente. Analysis and simulation of the longitudinal control of an unmanned aerial vehicle. In *Printed and published by the IEE, Savoy Place*, page 8, London WC2R OBL, UK, 1995.
- [ASR⁺02] J. R. Azinheira, G. Silveira, P. Rives, J. R. Carvalho, et al. Visual servo control for the hevering of an outdoor robotic airship. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 2787–2792, Washington, DC, May 2002.
- [AW95] K. Astrom and B. Wattermark. *Adaptive Control*. Addison wesley publishing company, Canada, 1995.
- [BA05] L. Beji and A. Abichou. Tracking control of trim trajectoires of a blimp for ascent and descent flight manoeuvres. *International Journal of Control*, 78(10) :706–719, July 2005.
- [BBP99] V. Bobál, J. Bohm, and R. Prokop. Practical aspect of self tuning controllers. In *Int. J. of Adaptive Control and Signal Processing, Vol. 13, pp. 671-690*, February 1999.

- [BKL⁺96] Barraquand, L. Kavraki, J. Latombe, T. Y. Li, R. Motwani, and P. Raghavan. A random sampling scheme for path planning. *international symposium on Robotics Research*, G. Giralt and G. Hirzinger Eds. Springer-Verlag, 1996.
- [BL91] Barraquand and J. Latombe. Robot motion planing : a distributed representation approach. *IEEE International Journal of Robotics Research*, 10(6), 1991.
- [BL03] A. Bonnet and J. Luneau. Identification des coefficients aérodynamiques du dirigeable as500 du laas. In *Rapport technique, Etude Hydro-Aérodynamique*, LAAS-CNRS, 2003.
- [BR95] M.K. Bennani and P. Rouchon. Robust stabilization of flat and chained systems. In *Proceedings of the European control conference (ECC97)*, pages. 2642–2646, December 1995.
- [BSBL94] X. N. Bui, P. Souères, J. D. Boissonnat, and J. P. Laumond. The shortest path synthesis for non-holonomic robots moving forwards. Technical report, INRIA, Rapport de Recherche No. 2153, 1994.
- [Bur02] L. R. Burden. *Numerical Analisis*. Edamsa Printers, 2002.
- [Cah86] R. Cahtila. Mobil robot navigation : Space modeling and decisional processes. *Robotics research : The third international symposium*, MIT Press, pages. 373–378, 1986.
- [Cam93] E. F. Camacho. Constrained generalized predictive control. In *IEEE transactions on automatic control*, volume. 38, pages. 327–332, February 1993.
- [CB95] E.F. Camacho and C. Bordons. *Model Predictive Control in the Process Industry*. Springer, ISBN 3-540-199924-1, 1995.
- [CC91] CK Chui and G. Chen. A modified adaptive kalman filter for real-time applications. *IEEE Transactions on aerospace and electronic systems*, 27(1) :149, January 1991.
- [CdNB91] G. Campion, B. d'Andrea Novel, and G. Bastin. Modelling and state feedback control of nonholonomic mechanical systems. In *Proceedings of the 30th Conference on Decision and Control, Brighton, England*, December 1991.
- [CdNB96] G. Campion, B. d'Andrea Novel, and G. Bastin. Structural properties and classification of dynamic models of wheeled mobile robots. In *IEEE transaction on robotics and automation*, volume. 12, pages. 47–62, December 1996.
- [Cla88] D.W Clarke. Application of generalized predictive control to industrial processes. In *Control System Magazine, IEEE*, volume. 8, pages. 49–55, April 1988.
- [CMK98] L. S. Coelho, M. F. Montenegro, and V. Kumar. Computer vision based navigation for autonomous blimps. In *IEEE Aerial images XI SIBGRAPI*, page 8, October 1998.

-
- [CMT87] D.W Clarke, C. Mohtadi, and P.S. Tuffs. Generalized predictive control, part i, the basic algorithm. In *Automanica, Vol 23, No. 2 : pp. 137-148*, July 1987.
- [CN03] Sy-Miin Chow and Emilio Ferrer John R : Nesselroade. An unscented kalman filter approach to the estimation of nonlinear dynamical systems models. *Image and Vision Computing*, 21(1), January 2003.
- [Dub] L.E. Dubins. On curves of minimal length with a constraint on average curvature and with prescribed initial and terminal position and tangents. *American Journal of Mathematics*, 79 :497–516.
- [dWSB96] C. Canudas de Wit, B. Siciliano, and G. Bastin. *Theory of robot control*. Springer-Verlag, 1996.
- [EMH⁺] A. Elfes, J. F. Montgomery, J. L. Hall, S. Joshi, J. Payne, and C. F. Bergh. Autonomous flight control for a titan exploration aerobot. http://www-robotics.jpl.nasa.gov/publications/James_Montgomery/2005_ISAIRAS_AutonomousFlightControlAerobot.pdf.
- [FGL94] C. Fernandes, L. Gurvits, and Z. Li. Near-optimal nonholonomic motion planning for a system of coupled rigid bodies. *IEEE Trans. on Automatic Control*, 39(6) :450–463, Mar 1994.
- [FHC97] S Fleury, M. Herrb, and R. Chatala. Genom : a tool for the specification and the implementation of operating modules in a distributed robot architecture. Technical report, LAAS, Report 97244, September 1997.
- [FNC93] A. J. Fossard and D. Normand-Cyrot. *Systemes non linéaires*. Copyright Instrument society of America, North Carolina, v.1, 1993.
- [FSLC95] S. Fleury, P. Souères, J.P. Laumond, and R. Chatila. Primitives for smoothing mobile robot trajectories. *IEEE Transactions on robotics and automation*, 11(3), 1995.
- [FtDNC93] A. J. Fossard and t D. Normand-Cyrot. *Systemes non linéaires*. Copyright Instrument society of America, North Carolina, v. 3, 1993.
- [GA93] M. Grewal and A. Andrews. *Kalman filter practice*. Prentice Hall, New Jersey, 1993.
- [GLX05] J. R. Zhenbang Gong, J. Luo, and S. Xie. A flight control and navigation system of a small size unmanned airship. In *Proc. IEEE International Conference on Mechatronics and Automation*, pages. 1491–1496, Niagara Falls, Canada, July 2005.
- [GR98] S. B. Varella Gomes and J. Jr. Ramos. Airship dynamic modeling for autonomous operation. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, volume. 20, pages. 3462–3467, Leuven (Belgium), May 1998.
- [HB03] S. Hima and Y. Bestaoui. Time-optimal paths for lateral navigation of an autonomous underactuated airship. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, page 11, Aug 11-14 2003.
- [HS02] E. Hygpounenc and P. Souères. Automatic airship control involving backstepping techniques. Technical report, LAAS, Report 2159, October 2002.

- [HS03] E. Hygounenc and P. Suères. Lateral path following gps-based control of a small-size unmanned blimp. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation, Taipei (Taiwan)*, September 2003.
- [Hyg03] E. Hygounenc. *Modélisation et commande d'un dirigeable pour le vol autonome*. PhD thesis, Ecole doctorat systemes, LAAS-CNRS, October 2003.
- [IS06] A. Gómez Isaza and L. Solaque. Reducing power consumption, weight and size of electronics aboard an unmanned robotic airship. In *CIETA congress, Pamplona (Colombia)*, Sep 2006.
- [JC89] P. Jacobs and J. Canny. Planning smooth paths for mobile robots. *International conference on robotics and automation*, 1989.
- [JD81] S. P. Jones and J. D. DeLaurier. Aerodynamic estimation techniques for aerostats and airship. In *AIAA, Lighter than Air Systems Conference*, volume. 20, Annapoli, 1981.
- [JU96] Simon J. Julier and Jeffrey K. Uhlmann. A general method for approximating nonlinear transformations of probability distribution. *American control conference*, 1996.
- [JU97] S. J. Julier and J. K. Uhlmann. New extension of the kalman filter to nonlinear systems. In *Proc. SPIE : Signal Processing, Sensor Fusion, and Target Recognition VI*, volume. 3068, pages. 182–193, July 1997.
- [JU04] Simon J. Julier and Jeffrey K. Uhlmann. Unscented filtering and nonlinear estimation. *Proceedings of the IEEE*, 92(3), 2004.
- [JU05] Simon J. Julier and Jeffrey K. Uhlmann. Fusion of time delayed measurements with uncertain time delays. *American Control Conference*, 2005.
- [JUDW95] S. J. Julier, J. K. Uhlmann, and H. F. Durrant-Whyte. A new approach for filtering nonlinear system. In *Proc. of the American control conference*, volume. 3068, pages. 1628–1632, Seattle-Washington, June 1995.
- [KG99] G. A. Khoury and J. D. Gillet. *Airship technology*. Cambridge Aerospace Series, 1999.
- [KKK03] J. Kim, J. Keller, and V. Kumar. Design and verification of controllers for airship. In *Proc. IEEE International Conference on Intelligent Robots and Systems*, pages. 54–60, Las Vegas, Nevada, October 2003.
- [KL94] L. Kavraki and J. Latombe. Randomized preprocessing of configuration space for fast path planing. *IEEE International Conference on Robotics and Automation, San Diego, C.A*, pages. 2138–2145, 1994.
- [KO03] J. Kim and J. Ostrowski. Motion planning aerial robot using rapidly-exploring random trees with dynamic constraints. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 2200–2205, Taipei, Taiwan, September 14th-September 19th 2003.
- [Lan93] Ioan-D Landau. *Identification et commande des systèmes*. Hermes, Paris, 1993.

-
- [Lat91a] J.C. Latombe. A fast path planner for a car-like indoors mobile robot. *Proceedings of the ninth national conference on artificial intelligence, AAAI*, 1991.
- [Lat91b] J.C. Latombe. *Robot motion planning*. Kluwer Academic, 1991.
- [Lau87] J.P. Laumond. Feasible trajectories for mobile robots with kinematic and environment constraints. *Intelligent autonomous systems, North-Holland*, 1987.
- [Lau93] J.P. Laumond. Controllability of a multibody mobile robot. *IEEE Transactions on robotics and automation*, 9(6), 1993.
- [LC83] Z. Li and J. F. Canny. Nonholonomic motion planning. *Kluwer, International series in engineering and computers*, 32(2), 1983.
- [LJSH02] S. Lacroix, I. K. Jung, P. Soueres, and E. Hygounenc. The autonomous blimp project of laas-cnrs :current status and research challenges. In *8th International Symposium on Experimental Robotics ISER*, San Angelo d'Ischia, Italy, July 2002.
- [LJTM94] J.P. Laumond, P. Jaconbs, M. Taix, and R. Murray. A motion planner for nonholonomic mobile robot. *IEEE Transactions on robotoics and automa-tion*, 10(5), 1994.
- [Lju99] Lennart Ljung. *System Identification - Theory for the User*. PTR Prentice Hall, 1999.
- [LLM98] I.D. Landau, R Lozano, and M. M'Saad. *Adaptive Control*. Springer, London, 1998.
- [LLP04] O. Lefebvre, F. Lamiroux, and C. Pradalier. Obstacle avoidance for car-like robots, integration and experimentation on two robots. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 4277–4282, New Orlean, USA, April 26th - May 1st 2004.
- [LMS82] E.J. Lefferts, F.L. Markley, and M.D. Shuster. Kalman filter for spacecraft attitude estimation. In *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, volume. 5, pages. 417–429, Sep-Oct 1982.
- [LP83] T. Lozano-Perez. Spatial planning : a configuration space approach. *IEEE Transaction Computer*, 32(2), 1983.
- [LSL98] J.P. Laumond, S. Sekhavat, and F. Lamiroux. *Guidelines in Nonholonomic Motion Planning for Mobile Robots, Chap 3*. LAAS report 97438, 1998.
- [MA05] A. Moutinho and R. Azinheira. Stability and robustness analysis of the aurora airship control system using dynamic inversion. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 2265–2270, Spain, April 2005.
- [Max36] Munk Maxwell. Aerodynamics of airships. In *Aerodynamic Theory*, 1936.
- [MPS98] P. Morin, J.B. Pomet, and C. Samson. Development in time-varying feedback stabilization of nonlinear systems. In *Proceedings of the IFAC Non-linear control systems design symposium NOLCOS98*, pages. 587–594, December 1998.

- [MPZ] J. B. Mueller, M. A. Paluszek, and Y. Zhao. Development of an aerodynamic model and control law of a high altitude airship. http://www.psatellite.com/pdfs/papers/aiaa_uav_2004_ltav.pdf.
- [MS00] P. Morin and C. Samson. Control of nonlinear chained systems : From the routh-hurwitz stability criterion to time-varying exponential stabilizers. In *IEEE Transactions on Automatic Control, No.1*, volume. 45, pages. 141–146, January 2000.
- [Nic] Marius Niculescu. Sensor fusion algorithms for unmanned air vehicles, aerosonde robotic aircraft. www.udynamics.com/sensor_fusion/idc2002revised.pdf.
- [OS94] M. Overmars and P. Svestka. A probabilistic learning approach to motion planing. *Workshop in Algorithmic Foundations of Robotics, San Francisco C.A.*, 1994.
- [PKK01] M. Schenker P. Kungl and B. Kroplin. Research and testing activites with the solar power airship lotte within the scope of the airship research group at the university of stuttgart. In *AIAA 14th Lighter than air convention and exhibition*, Akrom, USA, July 2001.
- [PR02] N. Petit and P. Rouchon. Flatness of heavy chain systems. In *Proceedings of the 41st IEEE Conference on Decision and Control, Las vegas, Nevada USA*, December 2002.
- [PSGL05] D. Patino, L. Solaque, A. Gauthier, and S. Lacroix. Estimation of the aerodynamical parameters of an experimental airship. In *In IEEE/RSJ IROS 2005 workshop on Robot Vision for Space Applications*, Edmonton, Canada, August 2005.
- [RA05] P. Rives and J. Azhineira. Linear structures following by an airship using vanishing point and horizon line in visual servoing scheme. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation, New Orleans (LA)*, April 2005.
- [RBP04] C. F. Rodríguez, J. C. Botero, and A. Pamanes. Calculation of optimal trajectories for the upper limb. In *International Mechanical Engineering Congress and Exposition, ASME*, volume. 1, 2004.
- [RLG⁺05a] J. Rao, J. Luo, Z. Gong, Z. Jiang, and S. Xie. Design of flight control system for a robotic blimp. In *Proc. SPIE the International*, volume. 6042-2PT2, page 6, 2005.
- [RLG⁺05b] J. Rao, J. Luo, Z. Gong, Z. Jiang, and S. Xie. Design of flight control system for a robotic blimp. In *SPIE the International*, 2005.
- [Sala] Autonomous flight control for a titan exploration aerobot. http://lsc.univ-evry.fr/~bestaoui/blimp_modelfin.pdf.
- [Salb] Nonholonomic motion generation on trim aerostatics trajectories for an autonomous underactuated airship. http://lsc.univ-evry.fr/~bestaoui/autonomous_robots_2002_last.pdf.

-
- [Sam95] C. Samson. Control of chained systems application to path following and time-varying point-stabilization of mobile robots. In *IEEE Transactions on Automatic Control, No.1*, volume. 40, pages. 64–67, January 1995.
- [San95] A. S. Santos. *Contribution a la conception des sous marins autonomes : architecture des actionneurs, architecture des capteurs d'altitude, et commandes references capteurs*. PhD thesis, Ecole nationale superieure des mines de Paris, ENSMP, December 1995.
- [SdW92] O.J. Sordalen and C. Canudas de Wit. Exponential stabilization of mobile robots with nonholonomic constraints. In *IEEE transaction on robotics and automation, No.11*, volume. 37, pages. 1791–1797, November 1992.
- [SdW93] O.J. Sordalen and C. Canudas de Wit. Exponential control law for a mobile robot : Extension to path following. In *IEEE transaction on robotics and automation, No.6*, volume. 9, pages. 837–842, December 1993.
- [SGL04] L. Solaque, A. Gauthier, and S. Lacroix. Modelamiento y control de un dirigible. In *congress of automatic control [ACA], Colombia*, November 2004.
- [SL96] P. Souères and J.P. Laumond. Shortest path synthesis for a car-like robot. *IEEE Transactions on automatic control*, 41(5), 1996.
- [Sol03] Joan Sola. *Reconstitution de l'état d'un micro drone par fusion de données*. PhD thesis, Ecole Doctorale Systèmes, LAAS-CNRS, July 2003.
- [SRH01] S. Sekhavat, P. Rouchon, and J. Hermosillo. Computing the flat outputs of engel differential systems the case study of the bi-steerable car. In *Proceedings of the American Control Conference, Arlington*, June 2001.
- [Tuc23] L. B. Tuckerman. Notes on aerodynamic forces on airship hull. In *Naca report no. 129*, 1923.
- [Tuc26] L. B. Tuckerman. Inertial factors of ellipsoids for use in airship desig. In *Naca report no. 210*, 1926.
- [VAF93] J. Vanganay, M. Aldon, and Fournier. Mobile robot attitude estimation by fusion of inertial data. In *IEEE International Conference on Robotics and Automation*, volume. 1, pages. 277–286, Atlanta, USA, May 2-6 1993.
- [VTK04] Henning Voss, Jens Timmer, and Jurgen Kurths. Nonlinear dynamical system identification from uncertain and indirect measurements. *International Journal of Bifurcation chaos*, 14(6), 2004.
- [WM00] Erick A. Wan and R. Van Der Merwe. The unscented kalman filter for nonlinear estimation. *IEEE*, 92(3), 2000.
- [WMN00] Erick A. Wan, R. Van Der Merwe, and Alex T. Nelson. Dual estimation and the unscented transformation. *Oregon Graduate Institute of Science and Technology*, 2000.
- [WTS+94] G. Walsh, D. Tilbury, S. Sastry, R. Murray, , and J. P. Laumond. Stabilization of trajectories for systems with nonholonomic constraints. In *IEEE Transactions on Automatic Control, No.1*, volume. 39, January 1994.

- [WW01] D.A. Wimmer and K.H. Well. Instrumentation, identification and control of airship lotte. In *AIAA 14th Lighter than air convention and exhibition*, Akrom, USA, July 2001.
- [XY05] G. Xia and B. Yang. The robust control for unmanned blimp using sliding mode control techniques. In *In Advances in Intelligent Computing of Book Series :Lecture Notes in Computer Science*, pages. 336–345, 2005.
- [YG03a] T. Yamasaki and N. Goto. Identification of blimp dynamics via flight tests. In *Tras. Japan Society for Space Sciences*, volume. 46, pages. 195–205, 2003.
- [YG03b] T. Yamasaki and N. Goto. Implementation of robust stability augmentation systems for blimp. In *Tras. Japan Society for Space Sciences*, volume. 46, pages. 155–162, 2003.
- [ZC98] Salim Ziani-Cherif. Contribution a la modelisation, l'estimation des parametres dynamique et a la commande d'un engin sous marin, May 1998.
- [ZGM04] Y. J. Zhao, W. Garrard, and J. Mueller. Benefits of trajectory optimization in airship flights. In *AIAA 3rd Unmanned Unlimited Technical Conference, Workshop and Exhibit*, page 14, Chicago, Illinois, September 20th September 23th 2004.
- [ZO99] H. Zhang and J. Ostrowski. Visual servoing with dynamics : control of an unmanned blimp. In *Proc. IEEE International Conference on Robotics and Automation*, pages. 618–623, Detroit, Michigan, May 1999.

Résumé

Cette thèse concerne l'élaboration d'un modèle dynamique pour les dirigeables Karma du LAAS et UrAn de l'Université de los Andes - Colombie, la conception de lois de commande pour l'asservissement bas niveau de la vitesse, l'altitude et le cap dans le vol croisière, et la planification de chemins optimaux ainsi que leur exécution. Ce travail a été fait dans le cadre d'une convention de cotutelle entre l'INSA de Toulouse - France et l'Université de los Andes à Bogotá - Colombie. Du côté INSA le travail s'est déroulé spécifiquement dans le groupe Robotique et Intelligence Artificielle du laboratoire LAAS/CNRS dans le cadre du projet COMETS. La première partie du travail concerne la détermination du modèle mathématique de la dynamique du dirigeable. Le modèle analytique a été obtenu à partir d'une étude mécanique et aérodynamique. Les paramètres du modèle ont été repris dans un premier temps d'un travail précédent, basé sur des expérimentations effectuées en soufflerie. Ensuite, l'identification des coefficients aérodynamiques du grand modèle et des modèles réduits (appelés dans la littérature sous-modèles de commande), a été réalisée avec des techniques classiques et le filtre de Kalman comme estimateur paramétrique. Dans une deuxième partie, des stratégies de commandes ont été étudiées (principalement PID, GPC et commande non-linéaire de type premier ordre) basées sur un découplage de la vitesse de déplacement et des dynamiques relatives aux plans de navigation latéral et longitudinal. Ensuite, les asservissements de bas niveau ont été établis et une approche de la planification de chemins optimaux a été effectuée avec la théorie de la commande optimale et la géométrie. Deux extensions du modèle initial pour la planification ont aussi été proposées et résolues par des méthodes numériques. Une boucle de haut niveau assurant l'asservissement de la trajectoire planifiée a été développée. Ces différents résultats ont été validés par de nombreux tests en simulation, avec et sans vent. Les asservissements en vitesse et altitude ont été testés sur UrAn.

Mots-clés: Dirigeable, modélisation, estimation, fusion, identification, contrôle, systèmes non linéaires, systèmes sous- actionnés, vol autonome, planification, asservissement.

Abstract

The aims of this thesis are the development of a dynamic model for the LAAS's Karma and los Andes University's UrAn airships, the elaboration of a set of base control laws of speed, altitude and heading in cruise flight, and optimal path planning and its pursuit. This work has been done within the framework of cooperation between the INSA of Toulouse and De los Andes University - Colombia. On the INSA side, this work has been made principally in the Robotic and Artificial Intelligent group of LAAS/CNRS, within the COMETS project. The first part of the document presents a mathematical model of the blimp dynamics. The analytic description of the model has been deduced from a dynamic and aerodynamic study. In a first time, the model parameters have been taken from precedent work based on wind tunnel experiments. Next to that, an identification of aerodynamic parameters of the grand model and also simplified models (called control model) were made with classical techniques and the Kalman filter as parametric estimator. A third part is devoted to the formulation of control strategies (PID, GPC and non-linear control by extended linearization principally), based on the decoupling of the velocity, the longitudinal and lateral dynamics. When this base controls are formulated, an approach to optimal planning based on the optimal control theory is presented. Two extensions to the initial model of path planning are proposed and their solutions are computed with numerical methods. A control for the following of the generated trajectory has been developed and is presented in the fourth chapter. These different control strategies have been validated by numerous simulation tests with and without wind. The speed and altitude controllers have been tested in the real airship structure (UrAn).

Keywords: Airship, modelling, estimation, fusion, identification, control, non-linear systems, sub-actuated systems, autonomous flight, path planning, following.

