

ETSEIAT



Escola Tècnica Superior d'Enginyeries
Industrial i Aeronàutica de Terrassa

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

Estudi i disseny d'un sistema de fusió de dades d'actitud i posició a bord per al seguiment de trajectòries d'un UAV (Memòria)

Estudiant: Oriol Alís González

Director: Ramon Pérez Magrané

Co-director: Bernardo Morcego Seix

Convocatòria: Juny del 2016

Grau en Enginyeria en Vehicles Aeroespacials



Índex de continguts

1. Introducció.....	8
1.1. Objectius.....	8
1.2. Abast	8
1.3. Requisits.....	8
1.4. Justificació de la utilitat	8
1.5. Antecedents.....	9
2. Estat de l'art	10
2.1. Quadrotors.....	10
2.2. Fusió de dades	13
3. <i>AscTec Hummingbird</i>	15
3.1. <i>X-CSM</i>	15
3.2. <i>AscTec Hummingbird PowerBoard</i>	16
3.3. <i>AscTec AutoPilot</i>	16
3.3.1 <i>AscTec 3D-MAG</i>	18
3.3.2 Giroscopis i acceleròmetre	18
3.4. Unitat GPS.....	18
3.5. Motors sense escombretes	19
3.6. Controladors per motors sense escombretes <i>X-BLDC</i>	19
3.7. Hèlix.....	19
4. <i>AshTec MB100</i>	20
4.1. Característiques.....	21
5. Programari utilitzat	24
5.1. <i>MATLAB</i> i <i>Simulink</i>	24
5.2. Eines de programari i desenvolupament d' <i>Asc Tec</i>	24
5.2.1 <i>AscTec Simulink Toolkit</i>	24
5.2.2 <i>AscTec SDK</i>	24
5.2.3 <i>AscTec Communication Interface (ACI)</i>	25
5.2.4 <i>AscTec AutoPilot Control Software</i>	25
5.3. Eina de programari d' <i>Ashtec</i> : <i>Ashcom</i>	26
6. Tècniques de fusió de dades.....	27
6.1. Introducció	27
6.2. Observadors d'estat.....	27
6.3. Observabilitat en temps discret.....	28
6.4. Observador de Luenberger	29

6.5. Filtre de Kalman (KF)	30
6.5.1 Sistema lineal estocàstic	31
6.5.2 Consideracions pel Filtre de Kalman	32
6.5.3 Formulació de l'algoritme del Filtre de Kalman	33
6.6. Filtre de Kalman estès (EKF)	35
6.6.1 Sistema no lineal	35
6.6.2 Formulació del Filtre de Kalman Estès	35
6.7. Exemple: Pèndul.....	36
6.7.1 Model del sistema.....	37
6.7.2 Discretització del model.....	39
6.7.3 Linealització de les equacions	40
6.7.4 Model en espai d'estats	41
6.7.5 Models de <i>Simulink</i> : Pèndul.	41
6.7.6 Models de <i>Simulink</i> : Observador	43
6.7.7 Models de <i>Simulink</i> : Filtre de Kalman (KF) i Filtre de Kalman Estès (EKF)	44
6.7.8 Resposta del sistema	44
6.7.9 Resultats de les simulacions: Observador de Luenberger	45
6.7.10 Resultats de les simulacions: Filtre de Kalman.....	46
6.7.11 Resultats de les simulacions: Filtre de Kalman Estès	46
7. Modelat i fusió de dades del quadrotor.....	47
7.1. Conceptes bàsics i hipòtesis realitzades	47
7.2. Sistemes de referència	47
7.2.1 Introducció.....	47
7.2.2 Sistemes de referència utilitzats	47
7.2.3 Orientació del sistema d'eixos cos respecte al sistema d'eixos horitzó local.....	49
7.3. Maniobres bàsiques.....	51
7.4. Orientació i rotacions	54
7.5. Mesures dels sensors	55
7.5.1 Mesures de l'acceleròmetre.....	56
7.5.2 Mesures dels giroscopis	57
7.5.3 Mesures del Magnetòmetre	57
7.5.4 Mesures del GPS	58
7.6. Pertorbacions del sistema.....	59
7.6.1 Sorolls del procés.....	60
7.6.2 Sorolls dels sensors	60
7.7. Model del sistema en espai d'estats.....	60



7.8. Validació experimental.....	62
7.8.1 Prova inicial.....	62
7.8.2 Implementació del Filtre de Kalman Estés al <i>Hummingbird</i>	65
8. Aspectes econòmics, ambientals i de seguretat	67
8.1. Pressupost del projecte.....	67
8.2. Impacte ambiental.....	67
8.3. Mesures de seguretat	68
9. Calendari del projecte i tasques futures.....	69
9.1. Planificació del projecte	69
9.2. Tasques futures	72
10. Conclusions.....	73
11. Bibliografia	74

Índex de figures

Figura 3-1 X-CSM, el cos del ATH (20)	16
Figura 3-2 Esquerra: Costat superior de la <i>PowerBoard</i> , dreta: Costat inferior de la <i>PowerBoard</i> (20)	16
Figura 3-3 <i>AscTec AutoPilot</i> (20).....	17
Figura 3-4 Esquema de funcionament de la <i>Autopilot</i>	18
Figura 3-5 <i>AscTec 3D-MAG</i> (20)	18
Figura 3-6 Motor del <i>Hummingbird</i> , X-BL-52s (20)	19
Figura 3-7 Controlador X-BLDC (20)	19
Figura 3-8 Hèlix del <i>Hummingbird</i> (22)	19
Figura 4-1 <i>AshTec MB100</i> : Vista superior a l'esquerra i vista inferior a la dreta (23)	20
Figura 4-2 Tecnologia RTK	20
Figura 4-3 Mòdul <i>base</i> (Esquerra) i mòdul <i>rover</i> (Dreta).....	23
Figura 5-1 Esquema de funcionament del Simulink Tool Kit (26).....	24
Figura 5-2 JTAG connectat al HL del <i>Hummingbird</i> (27)	25
Figura 5-3 Pantalla principal de la ACI	25
Figura 5-4 Pantalla principal del programa <i>AscTec AutoPilot Control Software</i>	26
Figura 5-5 Pantalla d'inici d' <i>Ashcom</i>	26
Figura 6-1 Esquema del principi de funcionament d'un observador.....	27
Figura 6-2 Actualització temporal de la covariància (36).....	33
Figura 6-3 Algoritme del Filtre de Kalman.....	34
Figura 6-4 Algoritme del Filtre de Kalman Estès.....	36
Figura 6-5 Model físic del pèndul (38)	37
Figura 6-6 Diagrames de forces al carro i al pèndul (38)	38
Figura 6-7 Modelat del pèndul amb Simulink.....	41
Figura 6-8 Diagrama dels generadors de polsos emprats	41
Figura 6-9 Senyal d'entrada (u(t)) de la simulació	42
Figura 6-10 Soroll en el procés (v) i en les mesures (w)	42
Figura 6-11 Model de <i>Simulink</i> usat per a fer les simulacions amb l'observador.	43
Figura 6-12 subsistema de l'observador de Luenberger	43
Figura 6-13 Model de <i>Simulink</i> usat per a fer les simulacions amb el KF i el EKF.	44
Figura 6-14 Posició lineal del carro en funció del temps	45
Figura 6-15 Posició angular del pèndul en funció del temps	45
Figura 6-16 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada per l'observador	45
Figura 6-17 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada pel KF	46
Figura 6-18 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada per l'EKF	46
Figura 7-1 Sistemes de referència d'eixos terra i d'eixos horitzó local. (40).....	48
Figura 7-2 Sistema d'eixos cos (40)	48
Figura 7-3 Angles entre els eixos cos i els eixos horitzó local (40)	49
Figura 7-4 Rotació al voltant de l'eix z_h	50
Figura 7-5 Rotació al voltant de l'eix y_1	50
Figura 7-6 Rotació al voltant de l'eix x_2	50
Figura 7-7 Sistemes de referència al quadrotor (42).....	51
Figura 7-8 Diagrama del quadrotor (44)	52
Figura 7-9 Quadrotor vist en planta.	52
Figura 7-10 Esquerra: Increment de la velocitat angular als rotors, el quadrotor puja; dreta: disminució de la velocitat angular als rotors, el quadrotor baixa	53

Figura 7-11 Esquerra: Moment positiu respecte x_b ; dreta: Moment negatiu respecte x_b	53
Figura 7-12 Moment positiu respecte y_b ; dreta: Moment negatiu respecte y_b	53
Figura 7-13 Moment negatiu respecte z_b ; dreta: Moment positiu respecte z_b	54
Figura 7-14 Model per realitzar la prova inicial	63
Figura 7-15 Prova inicial: Error en la posició lineal x	63
Figura 7-16 Prova inicial: Error en la posició lineal y	63
Figura 7-17 Prova inicial: Error en la posició lineal z	64
Figura 7-18 Error en l'acceleració lineal en x.....	64
Figura 7-19 Error en l'acceleració lineal en y.....	64
Figura 7-20 Error en l'acceleració lineal en z.....	64
Figura 7-21 Filtre de Kalman Estès incorporat a <i>onboard.mdl</i>	65
Figura 7-22 Recepció de dades al <i>UART_communication.mdl</i>	66
Figura 8-1 Banc de proves	68
Figura 9-1 Diagrama de Gantt del projecte.....	71
Figura 9-2 Diagrama de Gantt de les tasques futures	72

Índex de taules

Taula 2-1 Tècniques de fusió de dades més habituals	14
Taula 3-1 Característiques de l' <i>AscTec Hummingbird</i>	15
Taula 7-1 Mesures experimentals del <i>Bias</i> de l'acceleròmetre	56
Taula 7-2 Mesures experimentals del <i>Bias</i> dels giroscopis.....	57
Taula 7-3 Mesures experimentals del <i>Bias</i> del magnetòmetre.....	57
Taula 7-4 Paràmetres de la sentència GGA	58
Taula 7-5 Paràmetres geomètrics de l'el·lipsoide terrestre	59
Taula 7-6 Variàncies dels sorolls del procés.....	60
Taula 7-7 Variàncies de l'acceleròmetre.....	60
Taula 7-8 Variàncies dels giròscops	60
Taula 7-9 Variàncies del magnetòmetre	60
Taula 7-10 Variàncies del GPS diferencial	60
Taula 8-1 Resum de costos de l'estudi	67
Taula 9-1 Tasques del projecte	70
Taula 9-2 Planificació de tasques futures	72

1. Introducció

1.1. Objectius

L'objectiu principal d'aquest Treball Final de Grau és l'estudi, disseny, implementació i realització de proves de vol d'un sistema de fusió de dades d'actitud i posició a bord d'un vehicle aeri no tripulat (UAV de les sigles en anglès Unmanned Aerial Vehicle). S'utilitzarà un quadrotor *Hummingbird* de *AscTec*.

Per aconseguir-ho, es recopilarà informació de l'actitud per mitjà de diversos sensors que constitueixen una unitat de mesura inercial així com dades de posició d'un dispositiu GPS diferencial que incorpora una tecnologia anomenada *RTK* (*Real Time Kinematics*). El resultat és la posició, velocitats i acceleracions del quadrotor. Processadors a bord realitzaran la fusió de les dades obtingudes.

1.2. Abast

Per assolir correctament els objectius es seguiran els següents passos:

1. Estudi de l'estat de l'art, així com de les possibles solucions que es podrien utilitzar.
2. Comprensió dels sensors a bord i del dispositiu GPS utilitzats.
3. Anàlisi del quadrotor *Hummingbird*. S'estudiarà tant les característiques tècniques del vehicle com el software i hardware que incorpora.
4. Anàlisi del sistema de control de l'aeronau, programat prèviament (consultar l'apartat 4. Antecedents).
5. Estudi del funcionament de la fusió de dades.
6. Disseny i programació del sistema fusió de dades al vehicle.
7. Proves de vol.

1.3. Requisites

Els requisits per poder assolir els objectius proposats són els següents elements:

- Ordinador portàtil amb el programari necessari, després d'haver fet l'elecció del més adient, per tal de programar la fusió de dades així com el software de control i lectura de dades del vehicle proporcionat pel fabricant.
- Quadrotor *Hummingbird* d'*AscTec*.
- GPS diferencial amb tecnologia *RTK* tipus *MB100* d'*Ash Tech*.

1.4. Justificació de la utilitat

Com es veurà a continuació, aquest treball és el pas següent de la investigació de dos treballs. Es justifica degut a la utilitat d'implementar un sistema de fusió de dades a bord d'un UAV, millorant les seves prestacions. A la revisió de l'estat de l'art quedarà clarament definida la utilitat d'aquest estudi, degut a les múltiples tecnologies i camps d'aplicació on es podria implementar.

1.5. Antecedents

Aquest treball és la continuació d'una línia d'estudi dels treballs següents:

1. Sánchez, P. Estudio del control de un UAV multirotor *AscTec Hummingbird*. A: . 2015.
En aquest treball l'objectiu principal és el disseny d'un controlador basat en l'estratègia de control òptim, concretament un controlador predictiu pel quadrotor *AscTec Hummingbird*. Una de les conclusions és que cal millorar l'estimació de la posició del UAV, pel que es proposa una millora com a treball futur.
2. Capella Roca, P. Estudi per a la fusió de dades de posició i actitud en un multirotor *AscTec Hummingbird*. A: . 2015.
L'objectiu principal d'aquest treball és aconseguir una estimació acurada de l'estat d'un UAV, un quadrotor *AscTec Hummingbird*, a través del disseny i implementació d'un observador. Amb aquesta idea, es proposa millorar la mesura de la posició equipant un dispositiu GPS diferencial amb tecnologia *RTK* . Com a treball futur es proposa la implementació a bord (en el processador d'alt nivell) d'un sistema de fusió de dades com és ara l'observador, que és precisament l'objecte d'aquest treball.

2. Estat de l'art

2.1. Quadrotors

Actualment, els vehicles aeris no tripulats (UAV de les sigles *Unmanned Aerial Vehicle*) permeten la realització de múltiples tasques, tant civils com militars. S'adapten millor a tasques repetitives, realitzades en entorns hostils o activitats perilloses que no pas les aeronaus tripulades. A continuació s'exposen les aplicacions principals, trobades a (1)(2)(3):

- Aplicacions civils:
 - Tasques de vigilància.
 - Localització de trànsit.
 - Protecció de la pesca.
 - Inspecció de canonades.
 - Filmació d'esdeveniments esportius.
 - Operacions d'agricultura.
 - Inspecció de línies d'alta tensió.
 - Fotografia aèria.
 - Patrulla fronterera.
 - Vigilància de les fronteres costaneres, el trànsit per carretera, etc.
 - Gestió de desastres i crisis i búsqueda i rescat.
 - Monitoratge del medi ambient.
 - Agricultura i silvicultura.
 - Extinció d'incendis.
 - Enllaços de comunicacions i sensors remots.
 - Cartografia aèria i meteorologia.
 - Recerca de laboratoris universitaris.
 - Aplicació de la llei.
 - Anuncis publicitaris.
 - Televisió i cinema.
 - Recerca atmosfèrica.
 - Detecció de minerals.¹
 - Topografia.¹
 - Mostreig atmosfèric.¹
 - Monitoratge de fauna.¹
 - Control de la contaminació.¹
 - Control d'allaus.¹
 - Control de disturbis.¹

- Aplicacions militars:
 - Reconeixement, vigilància i adquisició d'objectius.
 - Vigilància en temps de pau i combatre el Radar d'Opertura Sintètica (SAR de *Synthetic Aperture Radar*).
 - Operacions d'engany.
 - Operacions marítimes.
 - Suport de foc Naval.
 - Selecció de blancs més enllà de l'horitzó.
 - Defensa antimíssils anti-vaixell.
 - Classificació de vaixells.
 - Guerra electrònica i intel·ligència de senyals (SIGINT de *SIGnals INTelligence*).

¹ Aquestes aplicacions estan en desenvolupament o són de futura implementació

- Operacions especials i psicològiques.
- Missions meteorològiques.
- Reconeixement de suport en ruta i en aterratge.
- Ajust de foc indirecte i suport aeri proper (CAS de *Close Air Suport*).
- Avaluació de danys en combat.
- Retransmissió de ràdio i dades.
- Vigilància de núvols nuclears
- Papers desenvolupats a la marina de guerra:
 - Seguiment de flotes enemigues.
 - Conramesures antimíssils mitjançant l'emissió de senyals artificials.
 - Retransmissió de senyals de ràdio.
 - Protecció de ports d'atacs d'alta mar.
 - Col·locació i seguiment de boies de sonar i d'altres mesures de guerra antisubmarina.
- Papers desenvolupats al exèrcit:
 - Reconeixement.
 - Vigilància d'activitat enemiga.
 - Monitorització de contaminació nuclear, biològica o química.
 - Intel·ligència electrònica.
 - Designació i monitorització d'objectius .
 - Localització i destrucció de mines terrestres.
- Papers desenvolupats a les forces aèries:
 - Vigilància de llarg abast a gran altitud.
 - Interferència i destrucció de sistemes de Radar.
 - Intel·ligència electrònica.
 - Seguretat de bases aèries.
 - Avaluació de danys de bases aèries.
 - Eliminació de bombes sense detonar.

Degut a la gran quantitat d'aplicacions possibles, el desenvolupament dels UAV està fent grans salts en diversos camps, com es pot llegir a les referències (3)–(7):

- L'aparició a la dècada dels 90 de noves bateries d'ió liti en polímer d'alta densitat energètica.
- Miniaturització dels equipaments i ús de tecnologia sense fils.
- Desenvolupament en la fabricació de sensors, així com la innovació en els tipus de sensors utilitzats pel control.
- Investigació en algorismes de control, incrementant en nombre i complexitat.
- Investigació de tecnologies que permetin aconseguir una total autonomia del vehicle:
 - Sensors i un sistema de navegació robust, que tingui disponibilitat i de gran integritat. El GPS és una opció viable, però requereix ser augmentat per tenir una precisió adequada. El sistema RTK presentat en aquest treball s'adequaria a aquesta funció.
 - Ús adequat de la fusió de dades, és a dir, combinar la informació rebuda dels sensors a bord. Entendre i aplicar aquesta tecnologia és precisament l'objectiu d'aquest treball.
 - Sistemes de comunicació, per tal de dur a terme una coordinació entre diversos UAV en un entorn d'incertesa.
 - Sistema de guiat i control que permeti generar les ordres de direcció per seguir la trajectòria desitjada, realitzant maniobres òptimes.

- Algoritmes robustos que realitzin una generació de trajectòries en temps real per tal d'evitar obstruccions de terreny, radars o meteorologia adversa.
- Recerca de la tecnologia “Sentir i evitar” (*Sense-and-Avoid*), mecanisme principal emprat pels pilots d'aeronaus pilotades per evitar col·lisions però que encara no ha estat implantat. En el cas dels dispositius actius, es requereix gran quantitat d'energia i pes d'equipament. Els passius, en canvi, requereixen un gran esforç computacional.
- Implementació de noves i futures tècniques de disseny i fabricació per tal de reduir el preu unitari i els costos d'operació dels UAVs.

Principalment aquests avanços han permès la reducció de pes i del cost dels UAV, el que els ha fet viables en l'àmbit civil i de recerca. Degut a tot aquest desenvolupament es pot justificar aquest treball, ja que dins l'àmbit de la millora del control dels UAV es troba la fusió de dades, l'objecte d'estudi d'aquest treball.

D'entre tots els vehicles aeris destaca el quadrotor, vehicle utilitzat en aquest treball, degut a les seves característiques úniques i avantatges respecte altres tipus, com les exposades a (8)–(12):

- És la configuració més senzilla entre els multicòpters que permet un control en tots els seus moviments (balanç, guinyada i capcineig), tot i que és inestable pel que requereix d'un sistema de control.
- Permet enlairaments i aterratges en vertical (VTOL de les sigles *Vertical Take-Off and Landing*), així com una elevada maniobrabilitat.
- Senzillesa mecànica i flexibilitat de disseny respecte als helicòpters, ja que no requereix les articulacions habituals d'aquests últims. Això simplifica el modelat i el control.
- Són capaços d'aixecar pes en condicions de forts vents.
- Respecte als helicòpters disposen de més d'un rotor, el que incrementa la seguretat d'operació.
- La diversitat de mides i de factors de forma presenten diverses alternatives per carregar la carga de pagament (*payload*).
- La reducció de la mida comporta una disminució de la massa i els moments d'inèrcia. Això implica una reducció del moment i l'acceleració angular necessaris per girar el vehicle, incrementant així la maniobrabilitat.
- Estructura més compacta que el cas de l'helicòpter, al no requerir un rotor de cua.
- Hi ha multitud de mides i de dissenys disponibles, pel que es poden adaptar segons la missió que hagin de desenvolupar.
- Per la seva fabricació es poden utilitzar processos de fabricació senzills així com materials diversos.

Degut a totes aquestes possibilitats podem veure que s'ha desenvolupat múltiples models de quadrocòpter a (13)–(15).

Alguns grups d'investigadors han desenvolupat els seus propis quadrotors per tal d'adaptar-los a l'aplicació desitjada. Exemples d'aquest tipus de vehicles són el *X4-flyer*, *OS4*, *STARMAC* o el *PIXHAWK Cheetah Quadrotor*. També s'ha introduït alguns UAV al mercat

com per exemple el *Draganflyer X4*, l'*AscTec Hummingbird*, el *Gauí Quad Flyer*, el *Parrot ARDrone* i el *DJI Wookong*.

2.2. Fusió de dades

Segons (16) es pot definir la fusió de dades com “un procés que tracta de l'associació, correlació i combinació de dades i informació de fonts simples i múltiples per aconseguir una posició refinada i identificar estimacions i una avaluació completa i oportuna de situacions i amenaces així com la seva importància.”

Tal com s'explica al capítol 1.1 de (17) o a (18), es pot entendre com l'ús combinat de les dades provinents de diversos sensors de la mateixa manera que un ésser viu utilitza diversos sentits per tal de sobreviure. La tecnologia de la fusió de dades ha avançat considerablement degut a la gran quantitat d'aplicacions on es pot utilitzar (seguiment d'objectius militars, reconeixement d'amenaces, guiat de vehicles autònoms, monitorització de processos de fabricació...).

Tot i ser una tecnologia relativament recent, a la dècada dels 80 va tenir un important creixement que encara es manté, degut a la seva gran utilitat en aplicacions militars. També té un gran pes en aplicacions civils com la robòtica, el processament d'imatges, meteorologia o fins i tot a missions de la NASA (*North American Space Agency*). L'objectiu d'aquesta investigació és complir els objectius enumerats a (19):

- Augment de la confiança: Diversos sensors permeten confirmar una lectura.
- Reduir l'ambigüitat: La informació combinada de diversos sensors redueix el nombre d'hipòtesis plantejades.
- Millorar la detecció: La integració de múltiples mesures incrementa el rati senyal-soroll.
- Increment de la robustesa del sistema: Un sensor pot aportar informació en el cas que els altres no estiguin operatius, no puguin fer lectures efectives degut a condicions externes o bé no estiguin disponibles.
- Ampliació de la cobertura espacial o temporal: Un sensor pot treballar en un lloc o espai de temps on altres no poden.
- Disminució dels costos: Si es disposa d'una fusió de dades adequada es pot aconseguir el mateix rendiment amb diversos sensors de baix cost que amb un únic sensor d'elevada fiabilitat.

Segons s'explica a (17) l'ús de la fusió de dades permet la utilització de múltiples sensors, el que proporciona una sèrie d'avantatges enfront d'un únic sensor.

En primer lloc, incrementar el nombre de sensors proporciona una millora en l'estimació degut al increment d'observacions realitzades. És el mateix que passa quan es realitzen mesures experimentals, l'augment del nombre d'observacions implica una reducció de la incertesa. D'aquest avantatge es deriva una millora en la seguretat, ja que davant la fallada d'un sensor encara es rep informació de la resta. Aquest factor de seguretat és vital en un sistema que depèn de les dades proporcionades pel sensor per funcionar correctament, com és el cas del quadcòpter.

Un segon avantatge és l'ús de diversos sensors situats en moviment o posició relatius per tal de millorar el procés d'observació. Un cas clar és el dels sistemes GPS que permeten estimar la posició d'un objecte per triangulació.

En tercer lloc, la combinació de diversos tipus de sensors (radar, infraroig, sonar, imatges de vídeo, GPS, sensors magnètics, acceleròmetres o giroscopis) permet aprofitar millor les avantatges de cadascun, permetent una millor estimació respecte el que s'obtidria utilitzant els sensors independentment.

A la referència (19) es divideix la tecnologia de la fusió de dades en tres categories principals, segons la quantitat d'informació que proporcionen:

- **Nivell 1:** És el nivell més bàsic, engloba la fusió de dades de múltiples sensors per tal d'obtenir la posició, velocitat i identificació de l'objectiu. Proporciona dades "en brut" (raw data en anglès)
- **Nivell 2:** Entrega una interpretació raonada addicional a partir de les dades inicials. Està dissenyat per fer avaluacions i proporcionar recomanacions a l'usuari. Aquest increment en el detall de la informació ve amb un salt en la complexitat tecnològica.
- **Nivell 3:** També denominats sistemes experts, proporciona als usuaris informació d'alt nivell per tal de guiar en la presa de decisions.

A la taula següent, s'exposen les tècniques més comunes de fusió de dades:

Nivell de fusió	Mètode general	Tècnica específica
Nivell 1	Associació de dades	Figura de mèrit Tècniques de <i>gating</i>
	Estimació de la posició	Filtres de Kalman
Nivell 2	Fusió d'identitat	Teoria de decisió bayesiana Raonament evidencial de Dempster-Schafer xarxes neurals adaptatives
	Reconeixement de patrons	Mètodes de clúster
Nivell 3	Intel·ligència artificial	Sistemes experts Arquitectura de pissarra (<i>Blackboard</i>) Lògica difusa

Taula 2-1 Tècniques de fusió de dades més habituals

D'això podem concloure que serà necessari dur a terme una fusió de dades adequada per tal de realitzar una estimació de la posició precisa, combinant les dades de la unitat de mesura inercial (IMU de les sigles *Inertial Measurement Unit*) i del dispositiu GPS amb tecnologia RTK.

3. AscTec Hummingbird

En aquest apartat farem una breu descripció del quadrotor utilitzat en aquest treball i dels seus components més importants, partint de les dades trobades al seu manual (20).

L'AscTec Hummingbird o ATH és un quadrotor de l'empresa *Ascending Technologies* dissenyat per realitzar maniobres agressives degut a la seva lleugeresa.

A continuació, s'ha tabulat els principals aspectes del quadrotor, trobats a (21)(22):

Model	AscTec Hummingbird
Ordinador a bord	AscTec Autopilot
Tamany	540 x 540 x 85,5 mm
MTOW	0,71 Kg
MPL	200 g
Autonomia	20 min
Abast	4,500 m ASL, 1,000 m AGL
Velocitat màxima	15 m/s
Velocitat ascensional màxima	5 m/s
Empenta màxima als motors	20 N
Comunicacions sense fils	2,4 GHz XBee link, 10–63 mW, WiFi (opcional)
Sistema de guiat inercial	AscTec AutoPilot amb velocitat d'actualització de 1,000 Hz
Modes de vol	GPS Mode, Height Mode, Manual Mode
Modes d'emergència	Direct landing, Comehome straight, Comehome high
Bateria	3 cel·les en sèrie 11,1 V (Liti-Polímer)
Hèlix	8" de diàmetre (20,32 cm)
Emissora radio control	Futaba FFAST 2.4 GHz
Motors	HACKER X-BL 52s amb controladors X-BLDC
X-CSM	Estructura (braços) de sandwich de fibra de carboni rígida i fusta de balsa
X-CSM (core)	Aliatges d'alumini i magnesi

Taula 3-1 Característiques de l'AscTec Hummingbird

3.1. X-CSM

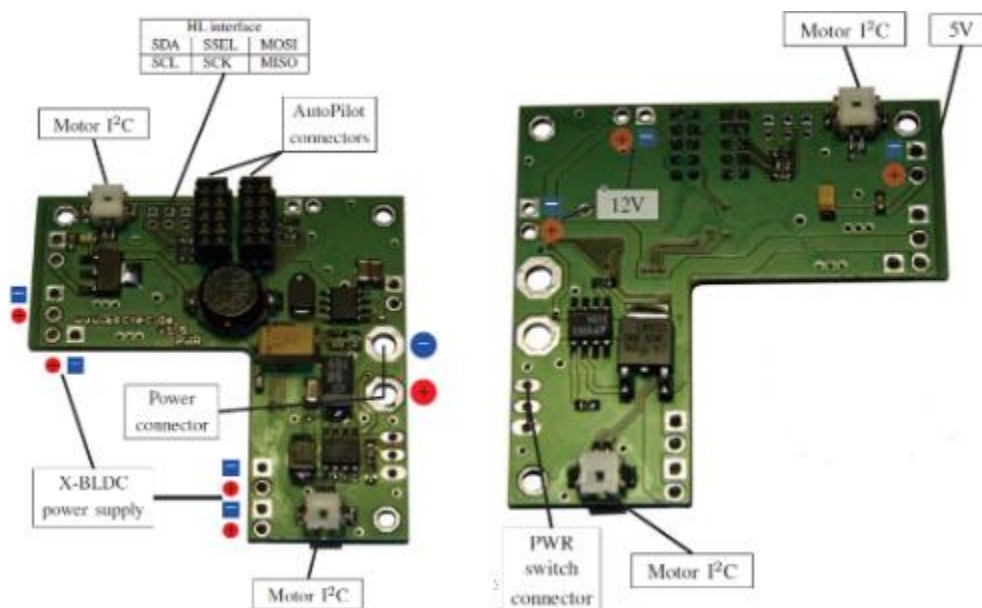
El X-CSM és el cos en forma de creu de l'ATH. És l'element estructural que manté la unió entre tots els seus components. Els braços estan fabricats de sandwich de fibra de carboni rígida i fusta de balsa mentre que l'element central (core) és d'aleacions d'alumini-magnesi de baix pes tallat a làser. Aquesta utilització de materials i processos de fabricació innovadors dota aquesta estructura d'una gran robustesa. El podem veure a la Figura 3-1:



Figura 3-1 X-CSM, el cos del ATH (20)

3.2. AscTec Hummingbird PowerBoard

La *PowerBoard* és el component que distribueix l'energia i les comunicacions a tots els controladors dels motors. Està format per una font commutada (*switching power regulator* en anglès) que genera un subministrament constant d'electricitat a 6 V per la placa *AscTec AutoPilot*, una MosFET (acrònim de l'anglès *Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor*) d'alta potència per commutar el corrent del motor entre les posicions On i Off i un regulador de 5 V per proporcionar energia a càrregues personalitzades com càmeres. Addicionalment, disposa de punts de soldadura per connectar plaques d'ampliació. A la Figura 3-2 mostrem la placa pels dos costats:

Figura 3-2 Esquerra: Costat superior de la *PowerBoard*, dreta: Costat inferior de la *PowerBoard* (20)

3.3. AscTec AutoPilot

La placa *AscTec AutoPilot*, mostrada a la Figura 3-3, és la unitat de detecció i de control de vol del *Hummingbird*.

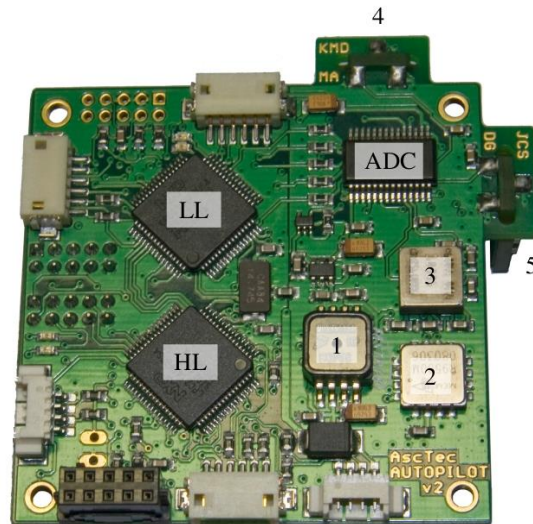


Figura 3-3 AscTec AutoPilot (20)

On tenim:

- 1) Baròmetre.
- 2) Acceleròmetre.
- 3) Giroscopi de guinyada.
- 4) Giroscopi de capcineig.
- 5) Giroscopi de balanç.

El conjunt format pels giroscopis i l'acceleròmetre rep el nom de Unitat de Mesura Inercial IMU (de l'anglès Inertial Measurement Unit).

La placa té integrats dos microprocessadors model *ARM7(LPC2146)* denominats en la imatge LL (*Low Level Processor*) i HL (*High Level Processor*) que tenen les següents funcions:

- El LLP s'encarrega de la comunicació amb la resta dels components de l'ATH, pel que llegeix i processa les dades dels sensors, emmagatzema els controladors de vol propis del fabricant, realitza la fusió de dades i envia les instruccions corresponents a cada controlador dels quatre motors.
- El HLP és l'element programable, permet al usuari integrar els seus propis algorismes. També s'encarrega de rebre les dades del GPS i les envia al LLP, i pot rebre les dades processades pel LLP.

Les comunicacions entre els dos processadors es realitza amb senyals de freqüències de 1KHz.

A la Figura 3-4 es mostra l'esquema de funcionament de la placa *Autopilot*.

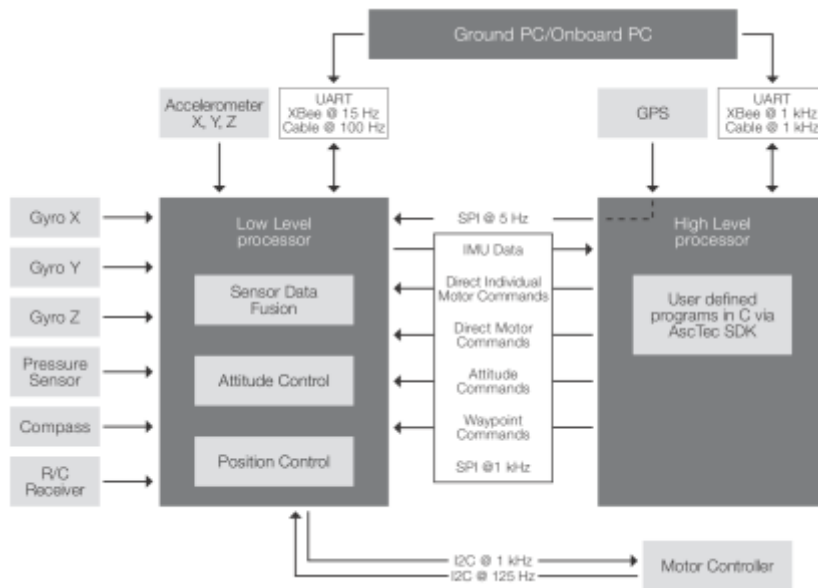


Figura 3-4 Esquema de funcionament de la Autopilot.

3.3.1 AscTec 3D-MAG

La AscTec 3D-MAG és una brúixola (magnetòmetre) de tres eixos que s'utilitza per determinar l'actitud d'un vehicle per mitjà de la mesura del camp magnètic terrestre. La placa *AutoPilot* calcula matemàticament la projecció del vector al pla horitzontal el que permet determinar la direcció encara que el quadrotor estigui inclinat. Es tracta d'un instrument d'una elevada resolució donat el caràcter feble del camp magnètic, pel que s'ha d'evitar situar a prop elements que puguin alterar les mesures. Es mostra a la Figura 3-5:



Figura 3-5 AscTec 3D-MAG (20)

3.3.2 Giroscopis i acceleròmetre

Els tres giroscopis aporten la informació de les velocitats angulars dels tres eixos cos, mentre que l'acceleròmetre mesura les tres acceleracions lineals en eixos cos. Constitueixen el que es coneix com a unitat de mesura inercial o IMU (de l'anglès *Inertial Measurement Unit*).

3.4. Unitat GPS

La unitat GPS està col·locada a dalt del Core del X-CSM. L'usuari ha de comprovar que no s'afegeixin components que puguin limitar el camp de visió del GPS. En el nostre cas es

canviarà aquesta unitat per una antena GPS externa, pel que no faré ús d'aquest component.

3.5. Motors sense escombretes

Donat que és un quadrotor s'inclouen quatre motors, un al final de cada braç. Es tracta del model X-BL-52s de la companyia HACKER Motors Germany, com el de la Figura 3-6:



Figura 3-6 Motor del *Hummingbird*, X-BL-52s (20)

3.6. Controladors per motors sense escombretes X-BLDC

Cada motor disposa d'un controlador independent X-BLDC. Estan optimitzats especialment pel motor X-BL-52s, el que garanteix un màxim rendiment. És l'element de la Figura 3-7:



Figura 3-7 Controlador X-BLDC (20)

3.7. Hèlix

A continuació, faré un breu estudi dels aspectes més importants de l'hèlix utilitzada al *Hummingbird*, responsable de generar la sustentació al rotor.

L'hèlix de l'ATH està fabricada de plàstic flexible. La seva massa reduïda i l'elevada flexibilitat garanteixen la seguretat del vehicle, el que és essencial per vols a interiors. Té un diàmetre de 8 polzades, equivalent a 20,32 centímetres. A la Figura 3-8 podem observar els dos tipus utilitzats, pels rotors que giren en la direcció de les agulles del rellotge i les que giren en sentit contrari:



Figura 3-8 Hèlix del *Hummingbird* (22)

4. AshTec MB100

En aquest treball s'incorpora un dispositiu GPS diferencial que incorpora una tecnologia anomenada *RTK* (*Real Time Kinematics*), que substitueix el GPS de sèrie de l'*ATH* per una placa *MB100* d'*AshTec*. Aquest canvi permet aconseguir un increment en la precisió de les dades rebudes.

A la Figura 4-1 tenim una imatge de la *MB100*:



Figura 4-1 AshTec MB100: Vista superior a l'esquerra i vista inferior a la dreta (23)

Es realitzarà una breu descripció de la placa enumerant els seus elements així com les principals característiques descrits amb més detall al manual del fabricant corresponent a la referència (23).

Es faran servir dos mòduls GPS d'alta precisió model *MB100* a les que ens referirem com *base* (la que es situa a terra) i *rover* (la que s'incorpora al quadrocòpter). Tenen la capacitat de treballar amb les constel·lacions de satèl·lits SBAS, GPS i GONASS per tal d'obtenir la posició.

Es configuraran per treballar en el mode *RTK* (*Real Time Kinematics*), de manera que el *base* s'utilitzarà per millorar la precisió de la mesura del *rover*. El *rover* es considerarà fixe i alimentarà al mòdul muntat al vehicle amb una correcció diferencial a partir de les mesures que pren dels satèl·lits. Se seguirà l'esquema representat a la Figura 4-2, on veiem les relacions entre tots aquests elements:

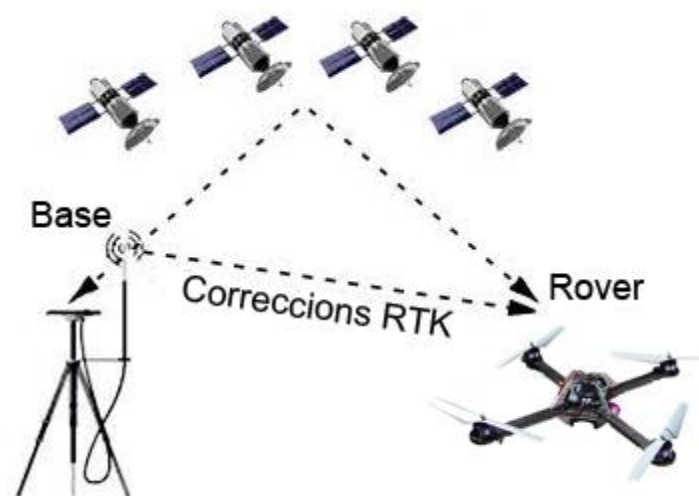


Figura 4-2 Tecnologia RTK

Així doncs, existirà una comunicació entre els dos, establerta mitjançant una parella de mòduls de comunicació sense fils *Xbee PRO*, del fabricant *Digi*, connectats a un dels ports sèrie de cada placa.

Addicionalment a les dues plaques, es farà servir una antena externa model *ASH111661* d'*Ashtec* a la base i una antena model *M1227HCT-A-SMA* de *Maxantena*.

4.1. Característiques

Propietats GNSS:

- 45 canals:
 - o GPS i GLONASS L1 C/A.
 - o GPS L1/L2 P(Y)-code, L2C, L1/L2 portador de longitud d'ona completa.
 - o SBAS (WAAS / EGNOS / MSAS).
- Mesures de codi i de fase completament independents.
- Mitigació avançada d'efectes multi ruta.
- Tecnologia *Z-Blade* per un rendiment òptim.

Característiques:

- Fins a 20 Hz de sortida en temps real de dades GPS, GLONASS i SBAS en brut (raw) i de posicionament.
- Sortida de subtrames de GPS, GLONASS i SBAS en temps real.
- Sortida d'efemèrides i almanac per a GPS, GLONASS i SBAS.
- Transmissió de dades de la ionosfera.
- Protocol de comunicació NMEA 0183 (ALM, GBS, GGA, GLL, GRS, GSA, GST, GSV, RMC, VTG, ZDA), el mateix que fa servir el GPS propi de l'ATH segons el fabricant a les referències (24)(25).
- Modes *RTK* base i rover disponibles a cada placa.

RTK Base

- RTCM 2.3 i RTCM-3.1.
- CMR i CMR+ .
- DBEN i ATOM (formats d'*Ashtech*).
- Operació amb base mòbil.

RTK Rover

- *RTK* ràpid de fins a 20 Hz.
- RTCM 2.3 i RTCM-3.1.
- CMR i CMR+.
- DBEN, LRK (TOPAZE) i ATOM (formats d'*Ashtech*).
- Networks: VRS, FKP, MAC.
- Missatges de sortida del tipus NMEA 0183.
- *RTK* amb operació amb base mòbil.
- Determinació d'actitud i balanç o capcineig amb autocalibració.

Exactitud en la mesura:

Cal tenir en compte que l'exactitud en les mesures es pot veure afectada per condicions meteorològiques adverses, efectes multi ruta, qualitat del senyal i disponibilitat del satèl·lit. Segons el nombre de satèl·lits es disposarà d'un tipus de posicionament que definirà la qualitat. Estudiarem els diferents tipus a continuació.

- SBAS: <50 cm horitzontal.
- DGPS: <30 cm + 1ppm horitzontal.
- RTK en vol: 5 cm + 1ppm horitzontal (en vol estacionari).
- RTK : Horitzontal: 1 cm + 1ppm. Vertical: 2 cm + 1ppm.

Inicialització de l'RTK :

- Abast
 - o Més de 40 Km en mode de doble freqüència.
 - o 10 Km en mode d'una sola freqüència.
- Temps d'inicialització
 - o Readquisició en 3 segons.
 - o Arrencada en calent en 11 segons.
 - o Arrencada amb escalfat previ en 35 segons.
 - o Arrencada en fred en 45 segons.
- Fiabilitat: 99.9%

Interfície d'entrades i sortides:

- Connector d'entrada i sortida de 26-pin SAMTEC (SAMTEC FTS-113-01-FDV-A (compatible amb DG14).
- 1 port sèrie RS232 de fins a 921.6 kbits/sec (senyals RXD, TXD, CTS i RTS).
- 1 port sèrie RS232 de fins a 460.8 kbits/sec (senyals RXD i TXD).
- 1 USB Device 2.0 "Serial Port" de fins a 12 Mbits/sec.
- 1 sortida PPS i una entrada per events externs.
- Sortida de pols simulat de radar en el connector d'entrada i sortida per obtenir una velocitat respecte a terra (ground speed) precisa.
- LED embarcat més una sortida per a un LED extern.
- Dos connectors rectes femella MMCX per dues entrades d'antena.

A la Figura 4-3 es mostren dues fotografies preses al laboratori on es pot observar la ubicació dels diversos connectors tant a la *base* com al *rover*.



Figura 4-3 Mòdul base (Esquerra) i mòdul rover (Dreta)

Característiques físiques:

- Dimensions (Alçada x amplada x profunditat): 58x56x11 mm
- Pes de 22 g

Característiques d'alimentació:

- Entrada d'alimentació: +3.3V DC $\pm 10\%$
- Consum de potència:
 - o <0.8W en GPS L1
 - o <0.95 en GPS L1/L2 o en GPS + GLONASS L1.
- Requisit d'alimentació externa per a les antenes: +5V DC ($\pm 10\%$), corrent màxima de 100mA, corrent mínima 5mA.

5. Programari utilitzat

5.1. MATLAB i Simulink

S'ha fet ús d'aquests programes per tal de realitzar l'exemple del pèndul i a l'hora de dissenyar l'estimador pel quadrirotor. També són necessaris per poder compilar el codi pel HLP del *Hummingbird*, amb ajuda de les eines d'*AscTec* disponibles.

5.2. Eines de programari i desenvolupament d'Asc Tec

5.2.1 AscTec Simulink Toolkit

Aquesta eina permet utilitzar el programa de modelat *MATLAB Simulink* per programar el processador d'alt nivell de l'ATH, en conjunt amb l'SDK.

Inclou els elements següents:

- Un model donat pel fabricant on l'usuari pot modelar el seu propi controlador anomenat "onboard_MATLAB.mdl".
- Un model per rebre informació de l'estat del quadrotor i enviar comandes, mitjançant mòduls *XBee*, anomenat "Uart_communication.mdl".
- Una carpeta que inclou un projecte pal IDE Eclipse que permet compilar un codi en el llenguatge C a partir del codi generat a Simulink.

El procediment detallat es pot consultar al tutorial d'*AscTec* (26) i es resumeix a la Figura 5-1:

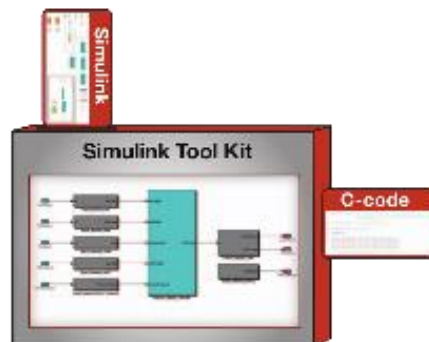


Figura 5-1 Esquema de funcionament del Simulink Tool Kit (26)

5.2.2 AscTec SDK

Es tracta d'un kit de desenvolupament gratuït. Permet instal·lar el codi del controlador propi, generat amb el *Simulink Toolkit*, al processador d'alt nivell de l'ATH fent ús d'un connector JTAG com el mostrat a la Figura 5-2. Es segueixen les instruccions de (27).

Figura 5-2 JTAG connectat al HL del *Hummingbird* (27)

5.2.3 AscTec Communication Interface (ACI)

La ACI és un mètode de comunicació entre un ordinador i els processadors a bord. Permet consultar variables, enviar comandes i configurar diversos paràmetres d'una manera intuïtiva. A la Figura 5-3, tenim la pàgina principal de la ACI un cop connectat:

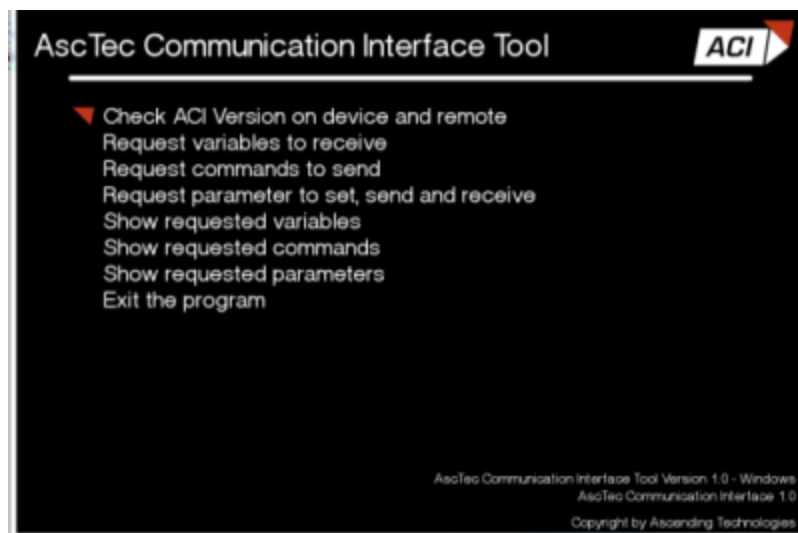


Figura 5-3 Pantalla principal de la ACI

Aquesta eina ens ha servit per verificar les comunicacions entre l'ordinador i el dispositiu a bord.

5.2.4 AscTec AutoPilot Control Software

Aquest programa s'utilitza per mantenir comunicacions amb el processador de baix nivell (LLP) , prendre lectures dels sensors i planificar missions mitjançant GPS. La pantalla principal un cop connectat és la mostrada a la Figura 5-4:

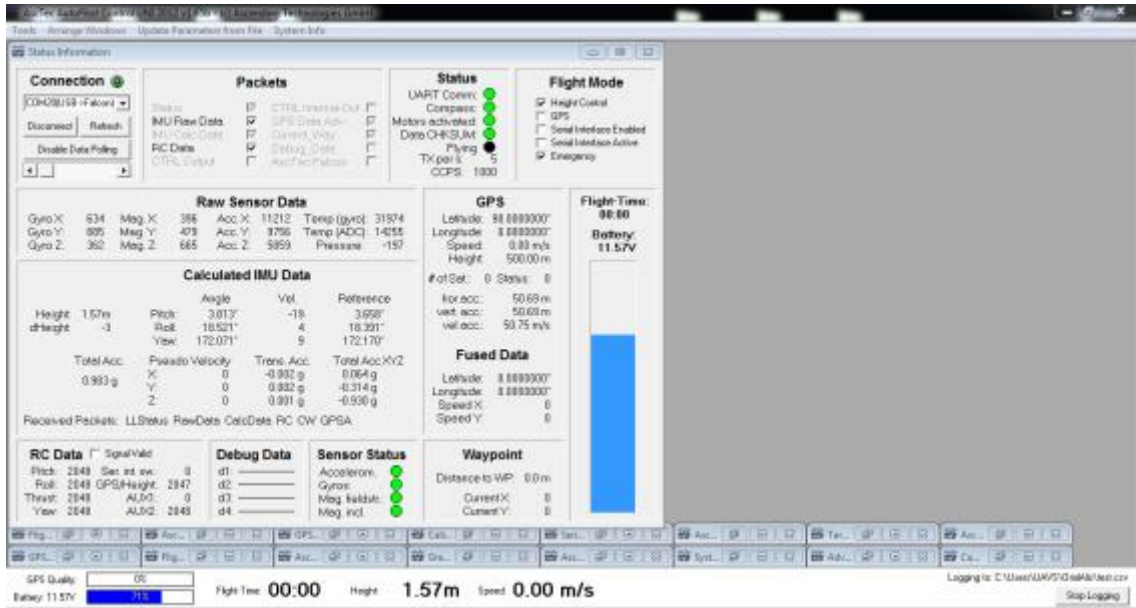


Figura 5-4 Pantalla principal del programa AscTec AutoPilot Control Software

5.3. Eina de programari d'Ashtec: Ashcom

El fabricant dels mòduls MB100 proporciona aquest programari per tal d'establir comunicacions i configurar tant la base com el rover. Es realitza una connexió mitjançant ports sèrie o el port USB que permet enviar ordres de manera senzilla. A la pantalla superior es pot llegir la informació que envien les plaques mentre que a la inferior l'usuari envia les comandes. A la Figura 5-5 es mostra la pantalla principal d'Ashcom, on es pot veure aquestes dues zones diferenciades:

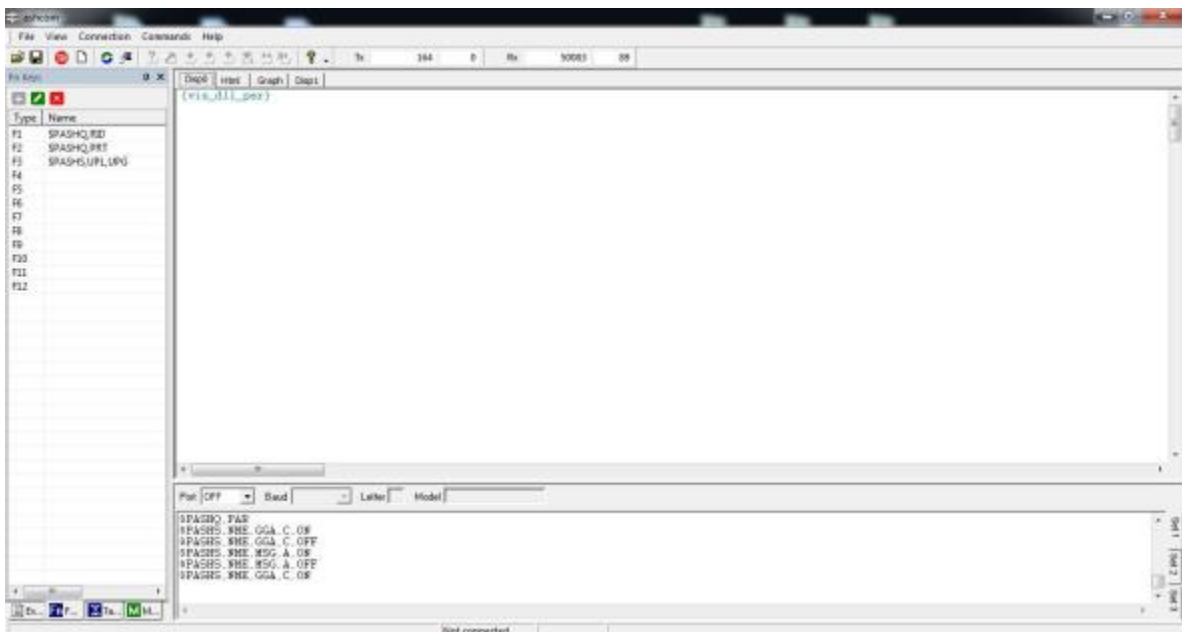


Figura 5-5 Pantalla d'inici d'Ashcom

6. Tècniques de fusió de dades

6.1. Introducció

Tal com s'ha vist a la revisió de l'estat de l'art, necessitem combinar la informació dels diversos sensors mitjançant la fusió de dades. Es farà ús del nivell 1, donat que es combinarà les dades dels sensors per tal d'estimar la posició, tal com s'indica a (18). S'utilitzarà un model físic conjuntament amb suposicions estadístiques per la obtenció del vector d'estats. Dins d'aquesta categoria, tenim els observadors d'estat i els filtres de Kalman, que explicarem als apartats següents.

6.2. Observadors d'estat

De (28) podem extreure la següent definició: un observador d'estat és un algoritme que té l'objectiu d'estimar els valors del vector d'estats d'un sistema dinàmic. En altres paraules, realitza estimacions de l'estat del sistema.

Idealment, alimentant el sistema real i l'estimador amb la mateixa entrada s'obtidria una sortida idèntica (8). En la realitat, això no passarà degut a que el model és una còpia imperfecta, donat que no es coneix amb exactitud les matrius que defineixen el comportament del model real i per què les mesures del sistema original estaran contaminades per soroll.

Per aconseguir que coincideixin les sortides, es realitza una realimentació en el model de l'observador amb l'estimació de la sortida (diferència entre les sortides de la planta i el model) amplificat amb un guany. D'aquesta manera, s'estima l'estat de sistema original en un temps petit. A la Figura 6-1 podem veure el diagrama de blocs d'un observador d'estat, traduït de (28):

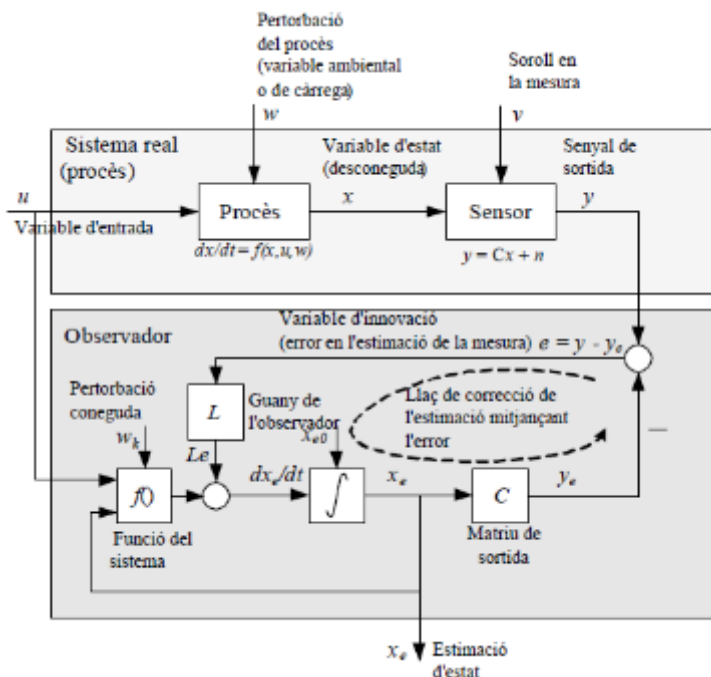


Figura 6-1 Esquema del principi de funcionament d'un observador.

A continuació desenvolupem l'anàlisi matemàtic del funcionament de l'observador.

El sistema lineal, invariant i discret es pot definir mitjançant les equacions d'estat i l'equació de sortida, respectivament:

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) \quad [6-1]$$

$$y(k) = Cx(k) + Du(k) \quad [6-2]$$

On k és l'instant de temps, x representa el vector d'estat de n variables, u el senyal d'entrada de m variables, y el senyal de sortida amb r variables, A la matriu del sistema, B la matriu d'entrada, C la matriu de sortida i D la matriu de distribució.

El model de l'estimador emprà les mateixes equacions, però treballa amb estats estimats:

$$x_e(k+1) = Ax_e(k) + Bu(k) \quad [6-3]$$

$$y_e(k) = Cx_e(k) + Du(k) \quad [6-4]$$

L'error d'estimació d'estat és:

$$d(k) = x(k) - x_e(k) \quad [6-5]$$

L'error d'estimació en la mesura (error entre les dues sortides):

$$e(k) = y(k) - y_e(k) = Cd(k) \quad [6-6]$$

Mitjançant la realimentació, alimentem l'observador amb l'error amplificat per un guany:

$$Le(k) = LCd(k) \quad [6-7]$$

Afegint aquesta nova entrada a l'expressió [6-3] obtenim l'equació de transició d'estats per a l'observador:

$$x_e(k+1) = Ax_e(k) + Bu(k) + LCd(k) \quad [6-8]$$

Restant aquest nou vector d'estats al presentat a l'equació [6-1],

$$\begin{aligned} x(k+1) - x_e(k+1) &= d(k+1) = \\ &= Ax(k) + Bu(k) - Ax_e(k) - Bu(k) + LCd(k) \end{aligned} \quad [6-9]$$

Desenvolupant el polinomi,

$$d(k+1) = Ax(k) - Ax_e(k) - LCd(k) = [A - LC] \cdot d(k) \quad [6-10]$$

D'aquesta última equació es pot veure que podem controlar la dinàmica de l'error d'estimació d'estat variant el valor del guany L , amb l'objectiu d'arribar a un valor el més proper a zero possible.

6.3. Observabilitat en temps discret

Una condició necessària per garantir un bon funcionament tant de l'observador com del Filtre de Kalman i el Filtre de Kalman Estès és que el sistema del que volem estimar les variables d'estat sigui observable. Tot i ser necessari comprovar-ho, encara poden existir altres factors que ens portin a resultats erronis com per exemple un mal modelat del sistema. S'aplica el criteri d'observabilitat de (28).

El sistema discret definit anteriorment per les equacions [6-1] i [6-2]

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) \quad [6-1]$$

$$y(k) = Cx(k) + Du(k) \quad [6-2]$$

és observable si hi ha un nombre d'instants de temps k finit tal que el coneixement de la seqüència del senyal d'entrada $u(0), u(1), \dots, u(k-1)$ i la seqüència del senyal de sortida $y(0), y(1), \dots, y(k-1)$ és suficient per determinar l'estat inicial $x(0)$.

Es pot determinar un criteri per conèixer ràpidament si es compleix la condició d'observabilitat. Degut a que la influència de la entrada u sobre l'estat x és coneguda a través del model, suposarem per simplicitat que $u(k)=0$. Del model obtenim:

$$y(0) = Cx(0) \quad [6-11]$$

$$y(1) = Cx(1) = CAx(0) \quad [6-12]$$

$$y(n-1) = CA^{n-1}x(0) \quad [6-13]$$

Expressat en forma matricial ens queda,

$$\begin{pmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{pmatrix} x(0) = \begin{pmatrix} y(0) \\ y(1) \\ \vdots \\ y(n-1) \end{pmatrix} \quad [6-14]$$

Aquesta expressió té solució única si el rang de la matriu d'observabilitat és igual a n .

Aquesta matriu es defineix com

$$M_{obs} = \begin{pmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{pmatrix} \quad [6-15]$$

Ara podem definir el criteri d'observabilitat següent: El sistema definit per [6-1] i [6-2] serà observable si, i només si, el rang de la matriu d'observabilitat és igual a n , on n és l'ordre del sistema a observar (el nombre de variables d'estat).

El rang es pot comprovar calculant el determinant de M_{obs} . Si el determinant és diferent de zero, el rang de la matriu és complet i, per tant, el sistema és observable. En cas contrari el sistema no és observable.

6.4. Observador de Luenberger

Segons les referències (8)(28) aquest observador o estimador té els avantatges de ser el més senzill d'entendre i implementar i requereix una menor potència de càlcul. Aquestes avantatges tenen el cost d'algunes limitacions, ja que no funciona de manera òptima en sistemes no lineals o amb soroll.

La metodologia es pot consultar a les referències (8)(28)–(30), es segueixen els passos següents:

Es calcula la matriu de guany mitjançant el posicionament manual de pols. El dissenyador decideix on situar els pols de l'observador per tal que el sistema sigui més o menys ràpid o bé que l'estat transitori sigui més o menys abrupte.

Coneguts els pols del sistema real (els autovalors a la matriu A), es fan coincidir amb els pols de l'observador (els autovalors a la matriu A-LC). Segons els valors dels nous pols s'obtingran diferents valors per la matriu L i variaran les diferents característiques de l'estimació. Es segueix el següent criteri en el posicionament de pols: com més a l'esquerra del semiplà negatiu es situïn més ràpida serà l'estimació, però més gran és l'error en l'estat transitori, en cas que l'estat inicial del sistema sigui desconegut.

6.5. Filtre de Kalman (KF)

El filtre de Kalman o KF (de l'anglès Kalman Filter) va ser creat al 1960 per Rudolf E. Kalman tal com es comenta a (31) i a (32) i posteriorment implementat per Stanley Schmidt el 1961, per tal de solucionar un problema en el sistema de navegació en el programa *Apollo* de la NASA. Això va permetre realitzar la fusió de dades necessària per a situar-se en òrbita de la lluna correctament un cop incorporat a l'ordinador de bord, i la posterior implementació en els sistemes aeris de navegació.

Es tracta d'un algoritme recursiu de processament de dades òptim, en el sentit que busca un valor mig de la suma dels errors d'estimació mínim. Això es tradueix en que es minimitza la següent suma d'errors quadrats (8),(31):

$$E[e_u^T(k) \cdot e_u(k)] = E[e_{u_1}^2(k) + \dots + e_{u_n}^2(k)] \quad [6-16]$$

On

$$e_u = x_e(k) - x(k) \quad [6-17]$$

El terme recursiu indica que no requereix de totes les mesures anteriors, tan sols de l'instant anterior (33).

De (34) es veu que filtre fa referència al "filtrat" de soroll de les mesures que realitza. A banda de fer aquesta neteja també projecta aquestes mesures en l'estimació d'estat.

Estima els valors de les variables d'estat d'un sistema, en presència de pertorbacions i soroll en la mesura. Utilitza un conjunt d'equacions per implementar un model del sistema de tipus predicció-correcció òptim. Té la mateixa estructura que l'observador, però permet un ús més generalitzat a costa d'un increment en potència de càlcul.

Es pot treballar amb versions de temps continu o discret. La metodologia aquí descrita és la de temps discret, la més estesa en el camp del control.

Afegir un filtre de Kalman permet estimar les variables d'estat del sistema que no es poden mesurar directament. El filtre combina la informació dels sensors disponibles i la informació de l'estat a l'instant de temps anterior i realitza una estimació de les variables d'interès de forma que l'error sigui mínim des d'un punt de vista estadístic.

6.5.1 Sistema lineal estocàstic

A (8), (34) i (35) es presenta el sistema que s'utilitzarà. És el mateix que en el cas de l'observador, afegint els termes de soroll blanc Gaussià $w(k)$ i $v(k)$ a les equacions, assumint que és un procés lineal estocàstic:

$$x(k+1) = Ax(k) + Bu(k) + Gw(k) \quad [6-18]$$

$$y(k) = Cx(k) + Du(k) + Hw(k) + v(k) \quad [6-19]$$

On

- $w(k)$ i $v(k)$ són vectors de pertorbació aleatoris (soroll) del procés i la mesura, respectivament. Es suposa que tenen una distribució probabilística normal i un valor mitjà nul.

$w(k)$ té una matriu de covariància Q que compleix la relació:

$$w_{k1}w_{k2}^T = Q\delta(k_1 - k_2) \quad [6-20]$$

Es defineix $\delta(k)$ com una funció de pols unitari anomenada delta de Kronecker i Q es representa com una matriu quadrada:

$$Q = \begin{pmatrix} Q_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & Q_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & Q_{nn} \end{pmatrix} \quad [6-21]$$

On Q_{ii} és la variància de w_i .

$v(k)$ té una matriu de covariància R que compleix la relació:

$$v_{k1}v_{k2}^T = R\delta(k_1 - k_2) \quad [6-22]$$

Es defineix $\delta(k)$ com una funció de pols unitari anomenada delta de Kronecker i R es representa com una matriu quadrada:

$$R = \begin{pmatrix} R_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & R_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & R_{nn} \end{pmatrix} \quad [6-23]$$

On R_{ii} és la variància de v_i .

La covariància caracteritza la incertesa dels estats.

- G és la matriu de guany del soroll del procés. Normalment es considera $q=n$ assumint que el nombre de perturbacions del procés és igual al nombre de variables d'estat, fent la matriu quadrada:

$$G = \begin{pmatrix} G_{11} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & G_{22} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{nn} \end{pmatrix} \quad [6-24]$$

També sol ser habitual donar valors unitaris als termes de la diagonal, convertint-la en la matriu identitat.

i

- H és una matriu de guany que relaciona directament les perturbacions del procés amb les mesures (existirà una relació indirecta, ja que les perturbacions afecten als estats i alguns d'aquests estats són mesurats). Malgrat tot és habitual prendre-la com una matriu de zeros de dimensió $r \times q$, on r és el número d'estats mesurats i q el número de perturbacions del procés:

$$H = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & H_{rq} \end{pmatrix} \quad [6-25]$$

6.5.2 Consideracions pel Filtre de Kalman

Un cop conegut el model del procés, es realitzaran algunes consideracions per tal de definir l'algoritme d'estimació del filtre:

- Suposem un estat inicial x_0 desconegut, però es considera "a priori" una variable gaussiana de mitjana \bar{x}_0 i covariància P_{x_0} .
- S'assumeix que x_0 , v_k i w_k no estan relacionades entre elles, pel que $w_k v_j^T = 0$ per tots els valors de k i j .
- P_{x_0} , Q i R són matrius definides positives i simètriques.

Tenint en compte aquestes hipòtesis, l'estat x_k és una variable aleatòria amb mitjana \bar{x}_k i una covariància P_{x_k} . La sortida es defineix de la mateixa manera, amb mitjana \bar{y}_k i una covariància P_{y_k} .

El valor mitjà de l'estat actual es defineix com:

$$\bar{x}_{k+1} = \overline{Ax_k + Bu_k + Gw_k} \quad [6-26]$$

Donat el valor mitjà nul del soroll w_k ,

$$\bar{x}_{k+1} = A\bar{x}_k + B\bar{u}_k \quad [6-27]$$

La propagació de la covariància de l'estat s'escriu com:

$$\begin{aligned}
 P_{x_{k+1}} &= \overline{(x_{k+1} - \bar{x}_{k+1}) \cdot (x_{k+1} - \bar{x}_{k+1})^T} = \\
 &= \overline{[A(x_k - \bar{x}_k) + Gw_k] \cdot [A(x_k - \bar{x}_k) + Gw_k]^T} = \\
 &= \overline{A(x_k - \bar{x}_k)(x_k - \bar{x}_k)^T A^T} + \overline{Gw_k(x_k - \bar{x}_k)^T A^T} + \overline{A(x_k - \bar{x}_k)^T w_k^T G^T} + \\
 &\quad + \overline{Gw_k w_k^T G^T}
 \end{aligned} \tag{6-28}$$

Compactant l'expressió,

$$P_{x_{k+1}} = AP_{x_k}A^T + GP_{w_k x_k}A^T + AP_{x_k w_k}G^T + GQG^T = AP_{x_k}A^T + GQG^T \tag{6-29}$$

Considerant els termes $P_{w_k x_k}$ i $P_{x_k w_k}$ nuls donada la consideració que les variables no guarden relació.

D'una manera anàloga, s'extreu la variància de la predicció i la de la mesura:

$$P_{x_k y_k} = P_{x_k} C^T \tag{6-30}$$

$$P_{y_k} = CP_{x_k}C^T + R \tag{6-31}$$

6.5.3 Formulació de l'algoritme del Filtre de Kalman

Definim dos tipus d'estimació per cada instant de temps:

- A priori: És l'estimació abans de tenir en compte la mesura de la sortida y_k . Es representa amb la nomenclatura \hat{x}_k^- i té covariància P_k^- .
- A posteriori: És l'estimació després d'incloure la mesura de la sortida y_k . Es representa amb la nomenclatura \hat{x}_k i té covariància P_k .

La diferència entre les covariàncies es mostra la Figura 6-2:

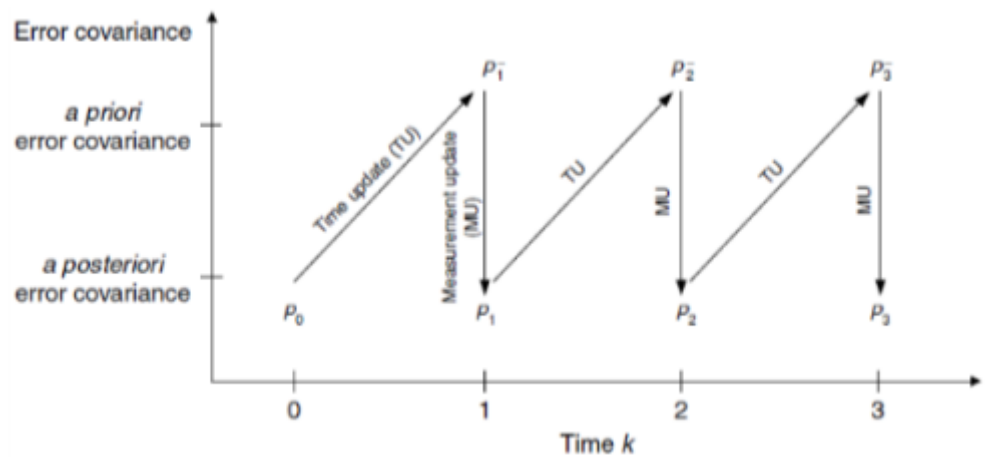


Figura 6-2 Actualització temporal de la covariància (36)

Podem veure que el filtre tindrà dues fases diferenciades:

- 1) Predicció a priori (actualització de l'instant de temps): Etapa de predicció on es fa una primera estimació de l'estat actual basada en els valors de l'estimació de l'estat en l'instant de temps anterior i la dinàmica del sistema.

$$P_k^- = AP_{k-1}^- A^T + Q_{k-1} \quad [6-32]$$

$$\hat{x}_k^- = A\hat{x}_{k-1}^- + Bu_{k-1} \quad [6-33]$$

- 2) Predicció a posteriori (actualització de la mesura): Etapa de correcció en la que es corregeix l'estimació anterior mitjançant la mesura en la sortida del model y_k , el que redueix l'error d'estimació.

$$P_k = (I - L_k C)P_k^- \quad [6-34]$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + L_k(y_k - C\hat{x}_k^-) \quad [6-35]$$

On L_k és el guany de Kalman i es defineix com:

$$L_k = P_k^- C^T (C P_k^- C^T + R_k)^{-1} \quad [6-36]$$

A diferència de l'observador de l'apartat anterior, aquest guany s'actualitza a cada instant de temps, el que permet reduir l'error.

Un cop finalitza els càlculs a l'instant de temps k , es substitueixen a les expressions de la predicció a priori els valors de P_k i \hat{x}_k a les variables P_{k-1}^- i \hat{x}_{k-1}^- , respectivament. Així doncs, després de realitzar una parella de prediccions (a priori i a posteriori), el procés es repeteix utilitzant les estimacions a posteriori de l'instant de temps anterior per calcular les estimacions a priori de l'actual. Aquest mecanisme es pot veure a la figura Figura 6-3, traduïda de (37):

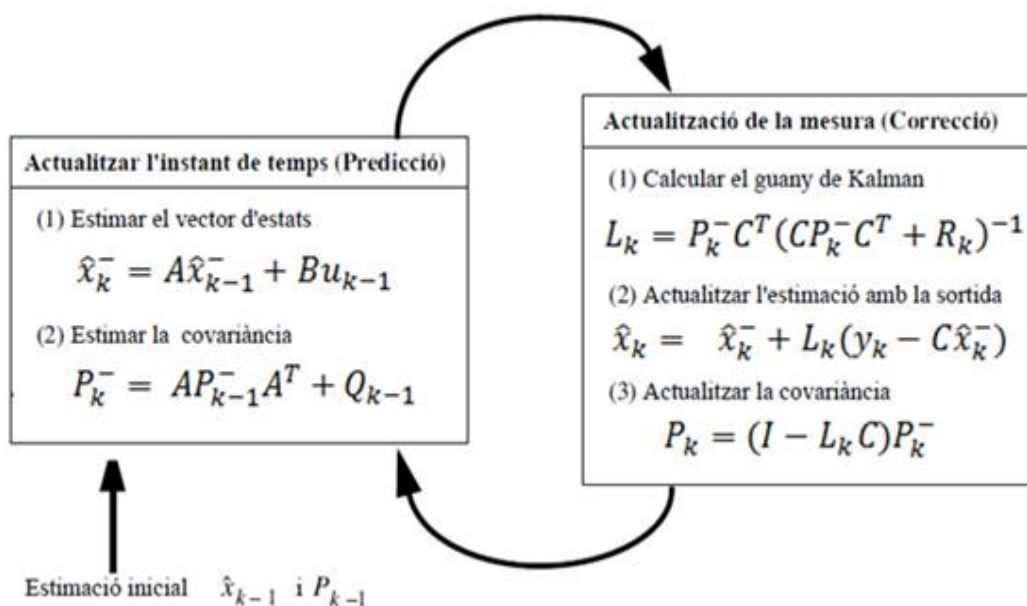


Figura 6-3 Algorisme del Filtre de Kalman

Així doncs es poden reconèixer dues avantatges respecte l'observador de Luenberger:

- ✓ El filtre de Kalman calcula i actualitza a cada instant de temps els valors de la matriu de realimentació L , per tal de reduir al mínim l'error d'estimació
- ✓ Permet estimar de forma adequada sistemes contaminats per soroll blanc.

D'altra banda però, té algunes desavantatges:

- ✗ El dissenyador no pot escollir sacrificar una mica de precisió per a guanyar velocitat en l'estimació
- ✗ L'algorisme d'estimació és més complex que per als observadors comuns.

6.6. Filtre de Kalman estès (EKF)

L'algorisme de filtre de Kalman es va desenvolupar originalment per a sistemes representats amb un model d'espai d'estats lineal (31), (37). Donat que, en moltes aplicacions, el model de sistema no és lineal, es va desenvolupar el Filtre de Kalman Estès o EKF (de l'anglès Extended Kalman Filter). El filtre de Kalman per als models no lineals es denota el filtre de Kalman estès perquè és un ús prolongat de l'original Filtre de Kalman, donat que es basa en els mateixos principis de funcionament.

6.6.1 Sistema no lineal

El procés torna a tenir un vector d'estats i un senyal de sortida, però ara el sistema ve definit per les equacions (8):

$$x_k = f(x_{k-1}, u_{k-1}) + w_{k-1} \quad [6-37]$$

$$y_k = h(x_k) + v_{k-1} \quad [6-38]$$

On,

- x_k és l'estat actual del sistema, mentre que x_{k-1} és l'estat anterior.
- y_k és el vector de sortida del sistema.
- w i v representen de nou el soroll en el procés i en la mesura, respectivament.
- u és el senyal d'entrada.
- f és una equació no lineal que relaciona l'estat a l'instant de temps anterior $k-1$ amb l'estat a l'instant de temps actual k .
- h és l'equació de sortida, és una funció no lineal que relaciona l'estat amb la sortida.

6.6.2 Formulació del Filtre de Kalman Estès

Seguint la metodologia exposada a (37), el filtre tindrà de nou les mateixes fases diferenciades:

- 1) Predicció a priori (actualització de l'instant de temps):

$$P_k^- = AP_{k-1}^- A^T + Q_{k-1} \quad [6-39]$$

$$\hat{x}_k^- = f(\hat{x}_{k-1}^-, u_{k-1}) \quad [6-40]$$

2) Predicció a posteriori (actualització de la mesura):

$$P_k = (I - L_k C) P_k^- \quad [6-41]$$

$$\hat{x}_k = \hat{x}_k^- + L_k [y_k - h(\hat{x}_k^-)] \quad [6-42]$$

On torna a aparèixer el guany de Kalman:

$$L_k = P_k^- C^T (C P_k^- C^T + R_k)^{-1} \quad [6-43]$$

L'algoritme tindrà un funcionament semblant a l'anterior, seguint l'esquema de la Figura 6-4:

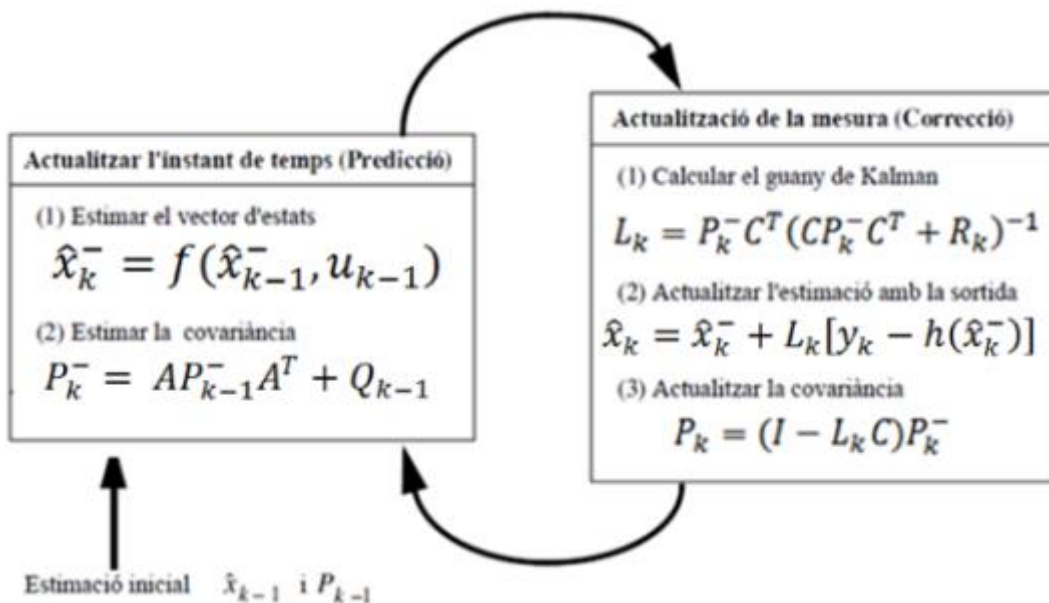


Figura 6-4 Algoritme del Filtre de Kalman Estès

Comparat amb el filtre estudiat anteriorment, veiem que l'única diferència és que es treballa amb funcions no lineals que descriuen el procés.

6.7. Exemple: Pèndul

Per tal d'il·lustrar els conceptes teòrics exposats prèviament es realitza un exemple de cas pràctic. L'exemple escollit és el del pèndul invertit, més senzill que no pas el quadrotor. Es tracta d'un sistema útil per entendre els conceptes de model i espai d'estats, necessaris per a trobar les equacions d'estat i de sortida.

S'empra com a exemple a diversos llibres de text de sistemes de control degut a la naturalesa inestable del pèndul, ja que cau si el carro no es desplaça per equilibrar-lo. La dinàmica del sistema és, a més no lineal. Per aconseguir l'equilibri s'aplicarà una força al carro.

Un cop es té representat el sistema, apliquem els conceptes estudiats dels estimadors i es realitza una comparació entre els tres per entendre les diferències i escollir el mètode més idoni.

6.7.1 Model del sistema

El model, representat a la figura següent, consta d'un carro equipat amb un pèndul de densitat coneguda i constant. Es tracta d'un problema en dues dimensions, restringint el moviment al pla vertical. Es desplaça horitzontalment (eix x) al aplicar-li la força F que serà l'entrada de control, mentre que les sortides seran la posició del pèndul θ i la posició vertical del carro x , tal com es mostra a la Figura 6-5:

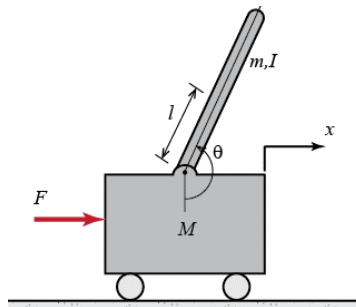


Figura 6-5 Model físic del pèndul (38)

Es suposa que el pèndul disposa d'un *encoder* que mesura la posició angular del pèndul (θ) amb una freqüència de 100 Hz i un sensor de posició que proporciona la posició longitudinal (x) amb la mateixa freqüència.

Els estats que es vol mesurar són la posició lineal (x), la velocitat lineal (\dot{x}), la posició angular (θ) i la velocitat angular ($\dot{\theta}$).

Les constants emprades en el model són les següents:

- Massa del carro: $M=0.5$ kg.
- Massa del pèndul: $m=0.2$ kg.
- Coeficient de fricció dinàmic amb el terra: $b=0.1$ N·s/m
- Moment d'inèrcia del pèndul: $i=0.006$ kg·m².
- Acceleració de la gravetat: $g=9.81$ m/s².
- Longitud del centre de masses del pèndul a un dels extrems: $l=0.3$ m.

Farem ús de l'espai d'estats, amb el que és senzill abordar un sistema de diverses sortides com és el cas. L'objectiu és poder controlar tant l'angle del pèndul com la posició del carro.

Faré un estudi de forces i moments per definir les equacions que defineixen la dinàmica del model. El sistema es pot representar mitjançant el diagrama de sòlid lliure de la Figura 6-6:

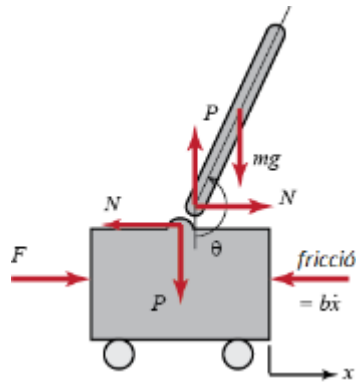


Figura 6-6 Diagrames de forces al carro i al pèndul (38)

Sumant les forces aplicades al carro en la direcció horitzontal, es descriu el moviment horitzontal del carro:

$$F - N - b\dot{x} = M\ddot{x} \Rightarrow F = N + b\dot{x} + M\ddot{x} \quad [6-44]$$

La suma de forces aplicades al carro en la direcció vertical no aporta informació útil.

Sumant les forces aplicades al pèndul en la direcció horitzontal, obtenim l'equació de moviment vertical del centre de gravetat de la barra:

$$N = m \frac{d^2}{dt^2} (x + l \cdot \sin\theta) \Rightarrow N = m\ddot{x} + ml\ddot{\theta} \cdot \cos\theta - ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \quad [6-45]$$

Substituint aquesta equació a la [6-44], s'obté la primera equació del sistema:

$$F = (M + m)\ddot{x} + b\dot{x} + ml\ddot{\theta} \cdot \cos\theta - ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \quad [6-46]$$

Per trobar la segona equació del sistema, farem la suma de moments respecte el centre de gravetat del pèndul,

$$Pl \cdot \sin\theta + Nl \cdot \cos\theta = \ddot{\theta}I \quad [6-47]$$

Per tal d'eliminar els termes dependents de P i N combinarem l'equació dels moments [6-47] amb la de suma de de forces perpendiculars a la direcció del pèndul:

$$P\sin\theta + N\cos\theta - mg \cdot \sin\theta = ml\ddot{\theta} + m\ddot{x} \cdot \cos\theta \quad [6-48]$$

Multiplicant aquesta expressió per la longitud l i restant el resultat a l'equació de moments obtenim la segona equació del sistema,

$$(ml^2 - I)\ddot{\theta} + mgl \cdot \sin\theta = -ml\ddot{x} \cdot \cos\theta \quad [6-49]$$

D'aquesta equació, podem aïllar la incògnita $\ddot{\theta}$, quedant de la forma:

$$\ddot{\theta} = \frac{1}{(ml^2 - I)} [-ml\ddot{x} \cdot \cos\theta - mgl \cdot \sin\theta] \quad [6-50]$$

Substituint a la primera equació del sistema [6-46], tenim:

$$F = (M + m)\ddot{x} + b\dot{x} + \frac{ml \cdot \cos\theta}{(ml^2 - I)} [-ml\ddot{x} \cdot \cos\theta - mgl \cdot \sin\theta] - ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \quad [6-51]$$

Agrupant termes,

$$F(ml^2 - I) = (M + m)(ml^2 - I)\ddot{x} + b(ml^2 - I)\dot{x} - m^2l^2 \cdot \cos^2\theta \cdot \ddot{x} - m^2l^2g \cdot \sin\theta \cdot \cos\theta - ml(ml^2 - I)\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \quad [6-52]$$

I d'aquí podem aïllar \ddot{x} :

$$\ddot{x} = \frac{F(ml^2 - I) - b(ml^2 - I)\dot{x} + m^2l^2g \cdot \sin\theta \cdot \cos\theta + (m^2l^3 - mlI)\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta}{(M + m)(ml^2 - I) - m^2l^2 \cdot \cos^2\theta} \quad [6-53]$$

De la primera equació del sistema [6-46], podem aïllar la incògnita \ddot{x} , quedant de la forma:

$$\ddot{x} = \frac{1}{(M + m)} [F - b\dot{x} - ml\ddot{\theta} \cdot \cos\theta + ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta] \quad [6-54]$$

Substituint a la segona equació del sistema [6-49], tenim:

$$(ml^2 - I)\ddot{\theta} + mgl \cdot \sin\theta + \frac{ml \cdot \cos\theta}{M + m} [F - b\dot{x} - ml\ddot{\theta} \cdot \cos\theta + ml\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta] = 0 \quad [6-55]$$

Agrupant termes,

$$[(M + m)(ml^2 - I) - m^2l^2 \cdot \cos^2\theta]\ddot{\theta} = -(M + m)mgl \cdot \sin\theta - mlF \cdot \cos\theta + mlb \cdot \cos\theta \cdot \dot{x} - m^2l^2\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \cdot \cos\theta \quad [6-56]$$

I d'aquí podem aïllar $\ddot{\theta}$:

$$\ddot{\theta} = \frac{(M + m)mgl \cdot \sin\theta + mlF \cdot \cos\theta - mlb \cdot \cos\theta \cdot \dot{x} + m^2l^2\dot{\theta}^2 \cdot \sin\theta \cdot \cos\theta}{(M + m)(I - ml^2) + m^2l^2 \cdot \cos^2\theta} \quad [6-57]$$

Per simplificar, anomenarem als denominadors de \ddot{x} i $\ddot{\theta}$, r i q, respectivament.

6.7.2 Discretització del model

Es treballarà amb un model discret, donat que es rebrà les dades dels sensors cada cert instant de temps, no de manera contínua. Per això, hem de discretitzar les expressions abans de passar-les a espai d'estats. S'utilitzarà la metodologia d'Euler:

$$\frac{dx}{dt} = \frac{x_k - x_{k-1}}{T} \quad [6-58]$$

On x és la variable a discretitzar, x_k el valor a l'instant actual, x_{k-1} el valor a l'instant anterior i T l'instant de temps.

Per trobar la velocitat lineal discreta, combinem la definició [6-58] amb la de \ddot{x} ,

$$\ddot{x} = \frac{dv}{dt} = \frac{\dot{x}_k - \dot{x}_{k-1}}{T}; v_k = \ddot{x} \cdot T + \dot{x}_{k-1} \quad [6-59]$$

$$v_k = \frac{F_{k-1}(ml^2 - I) - b(ml^2 - I)v_{k-1} + m^2 l^2 g \cdot \sin\theta_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1} + (m^2 l^3 - mlI)\dot{\theta}_{k-1}^2 \cdot \sin\theta_{k-1}}{r} \cdot T + \dot{x}_{k-1} \quad [6-60]$$

Integrant respecte a T obtenim la posició lineal discreta,

$$x_k = \frac{F_{k-1}(ml^2 - I) - b(ml^2 - I)v_{k-1} + m^2 l^2 g \cdot \sin\theta_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1} + (m^2 l^3 - mlI)\dot{\theta}_{k-1}^2 \cdot \sin\theta_{k-1}}{r} \cdot \frac{T^2}{2} + \dot{x}_{k-1} \cdot T + x_{k-1} \quad [6-61]$$

Per trobar la velocitat i posició angulars, realitzem el mateix procediment,

$$\dot{\theta}_k = \frac{(M + m)mgl \cdot \sin\theta_{k-1} + mlF_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1} - mlb \cdot \cos\theta_{k-1} \cdot v_{k-1} + m^2 l^2 \dot{\theta}_{k-1}^2 \cdot \sin\theta_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1}}{q} \cdot T + \dot{\theta}_{k-1} \quad [6-62]$$

$$\theta_k = \frac{(M + m)mgl \cdot \sin\theta_{k-1} + mlF_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1} - mlb \cdot \cos\theta_{k-1} \cdot v_{k-1} + m^2 l^2 \dot{\theta}_{k-1}^2 \cdot \sin\theta_{k-1} \cdot \cos\theta_{k-1}}{q} \cdot \frac{T^2}{2} + \dot{\theta}_{k-1} T + \theta_{k-1} \quad [6-63]$$

6.7.3 Linealització de les equacions

Per a linealitzar el sistema, seguirem els passos següents:

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\partial x_j}{\partial x_i} & \dots \\ \vdots & \ddots \end{pmatrix} \begin{array}{l|l} x = 0 & x = x_{k-1} \\ v_x = 0 & v = v_{k-1} \\ \theta = 0 & \theta = \theta_{k-1} \\ \dot{\theta} = 0 & \dot{\theta} = \dot{\theta}_{k-1} \end{array} \quad [6-64]$$

Luenberger
Kalman
Kalman estàs

Donat l'objectiu d'aquest apartat de veure les diferències dels diversos estimadors estudiats, no s'inclouran les equacions linealitzades, però es poden consultar a l'annex A.

6.7.4 Model en espai d'estats

El model en espai d'estats es representa de la forma següent:

$$\begin{pmatrix} x \\ \dot{x} \\ \theta \\ \dot{\theta} \end{pmatrix}_k = A \begin{pmatrix} x \\ \dot{x} \\ \theta \\ \dot{\theta} \end{pmatrix}_{k-1} + Bu_k \quad [6-65]$$

$$\begin{pmatrix} x \\ \theta \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{x} \\ \dot{\theta} \end{pmatrix}_k \quad [6-66]$$

6.7.5 Models de Simulink: Pèndul.

En aquest apartat s'analitzen els models de *Simulink* i funcions emprats en el modelat del pèndul per les simulacions de l'exemple.

Es modela el sistema del pèndul en el submodel mostrat a la Figura 6-7:

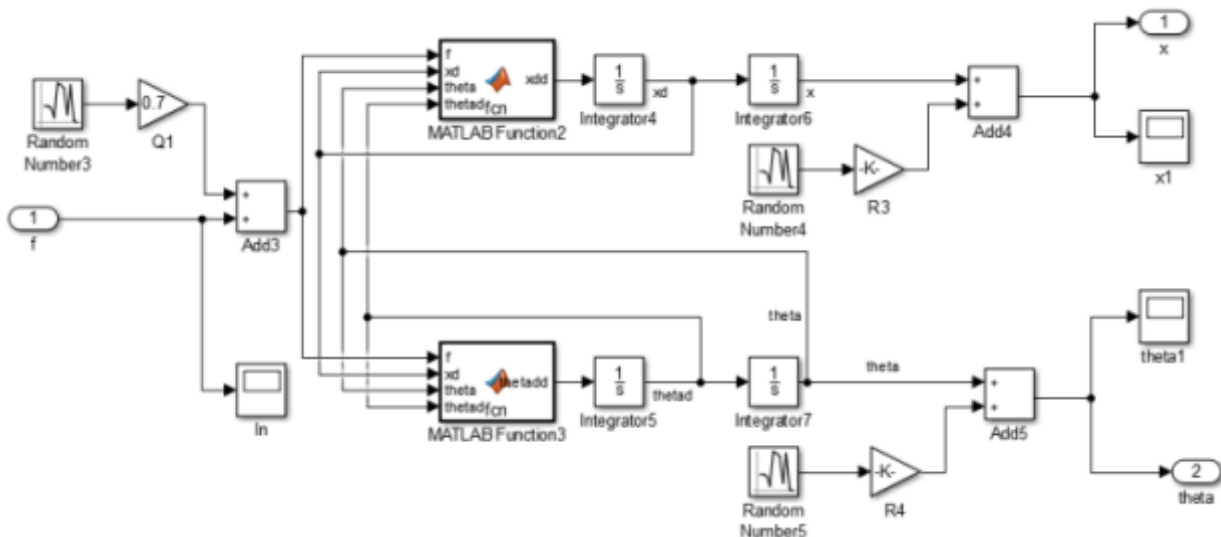


Figura 6-7 Modelat del pèndul amb Simulink.

Tenim una entrada (f) amb la que també s'alimentarà l'estimador. S'utilitza un generador de polsos positius i negatius, amb una amplitud de 9 N i un període de dos segons, tal com es mostra a la Figura 6-8. Així, es representen forces en els dos sentits aplicades al carro, fent que el pèndul surti de l'equilibri.

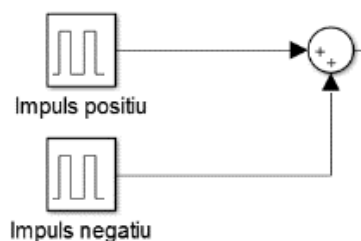


Figura 6-8 Diagrama dels generadors de polsos emprats

L'entrada al sistema al llarg del temps, és la mostrada a la Figura 6-9:

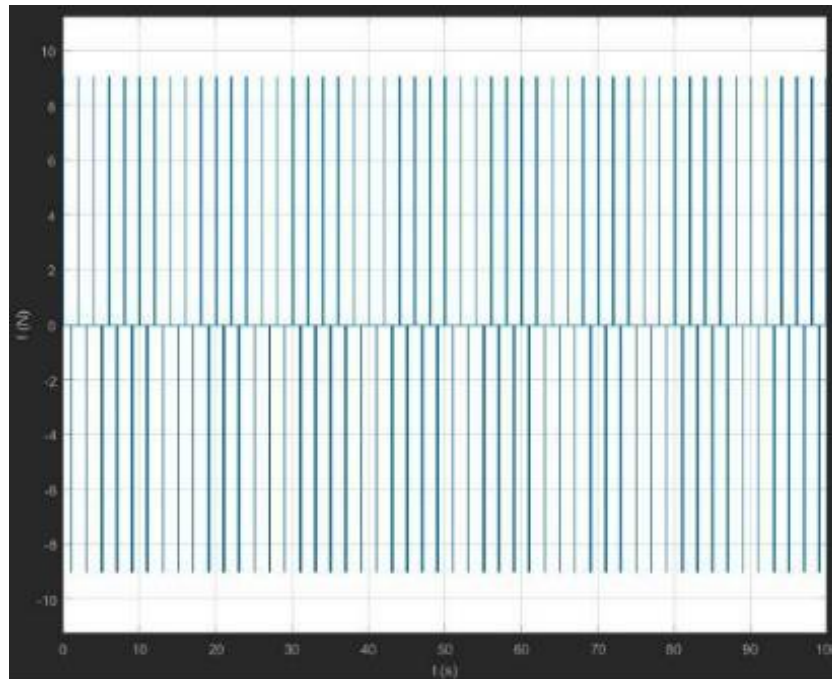


Figura 6-9 Senyal d'entrada ($u(t)$) de la simulació

Degut a que això és un model ideal s'ha afegit perturbacions tant en el procés com en les mesures preses per apropar-nos a la incertesa del sistema real. S'ha pres valors baixos, de l'ordre del 10% dels valors ideals. S'ha aconseguit mitjançant la utilització de blocs tipus *Random Number* i un guany. El resultat és el senyal de la Figura 6-10, tant pel soroll del procés com en la mesura:

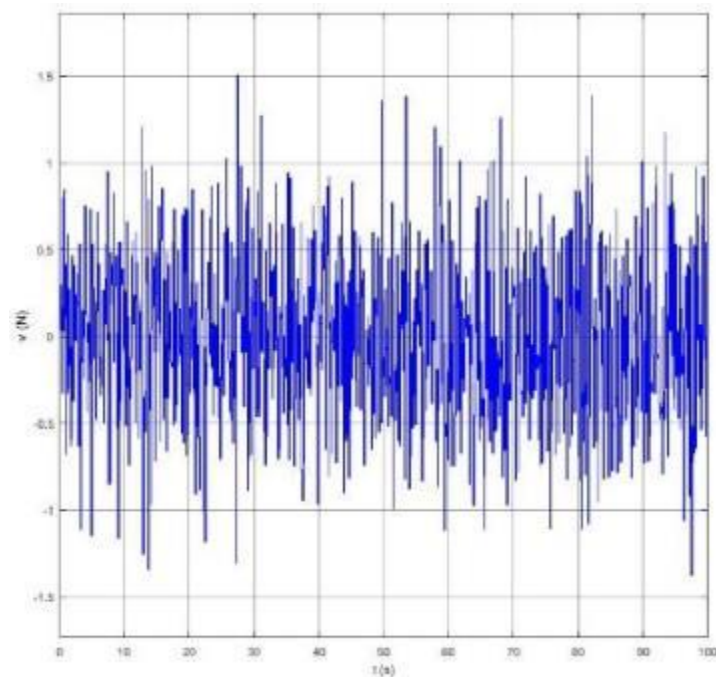


Figura 6-10 Soroll en el procés (v) i en les mesures (w)

A continuació, es fa passar l'entrada a dues funcions¹ que permeten calcular posicions, velocitats i acceleracions lineals i angulars emprant les equacions [6-53] i [6-57] i els blocs integradors. Als valors de posició se'ls ha sumat de nou pertorbacions per representar el soroll captat pels sensors.

Tots els sistemes utilitzen el mateix modelat pel pèndul i la mateixa entrada, per què els resultats siguin comparables.

6.7.6 Models de Simulink: Observador

Pel cas de l'observador, hem representat el sistema mitjançant el diagrama de blocs mostrat a la Figura 6-11.

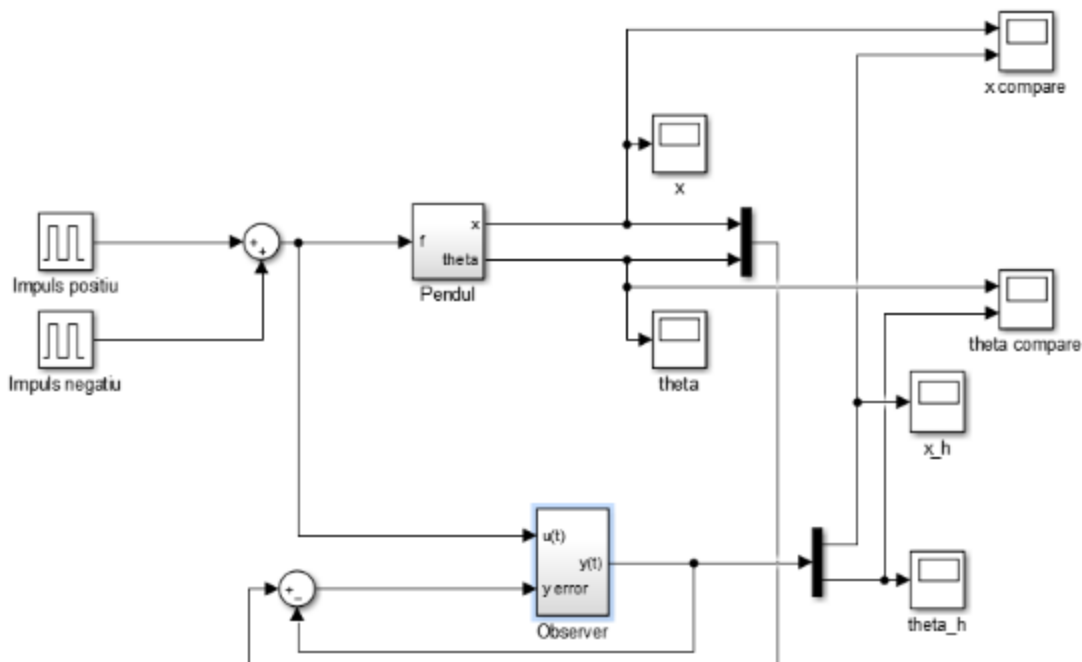


Figura 6-11 Model de Simulink usat per a fer les simulacions amb l'observador.

L'observador té com entrades la mateixa entrada que pel pèndul així com l'error en a sortida i s'obté la sortida del sistema. Entrant al subsistema de l'observador, tenim el diagrama de la Figura 6-12:

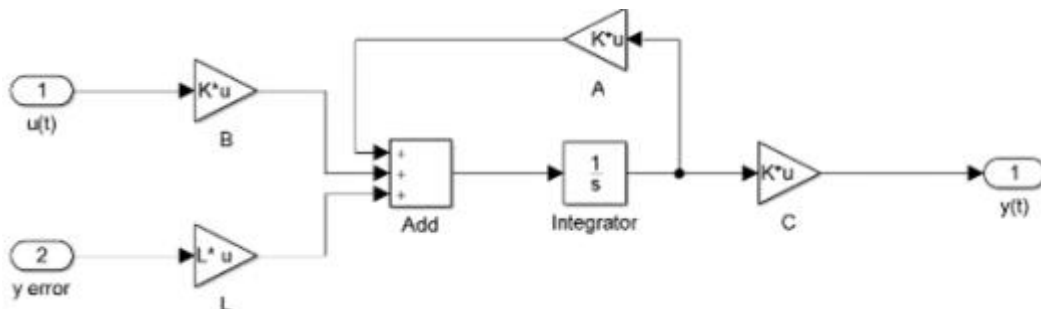


Figura 6-12 subsistema de l'observador de Luenberger

¹ Incloses al Annex A

S'ha desenvolupat un *script* de MATLAB¹ per tal de donar valors a les matrius A, B, C i L emprant la metodologia de l'observador. En aquest cas s'utilitzen les equacions linealitzades.

6.7.7 Models de Simulink: Filtre de Kalman (KF) i Filtre de Kalman Estès (EKF)

Pels casos del KF i del EKF tenim un diagrama de blocs del sistema semblant al anterior, canviant el submodel de l'observador per una funció que realitza l'estimació de l'estat del sistema a partir de l'entrada i sortida del model original (pèndul), diferent per cadascun dels filtres. Es tracta del model representat a la Figura 6-13

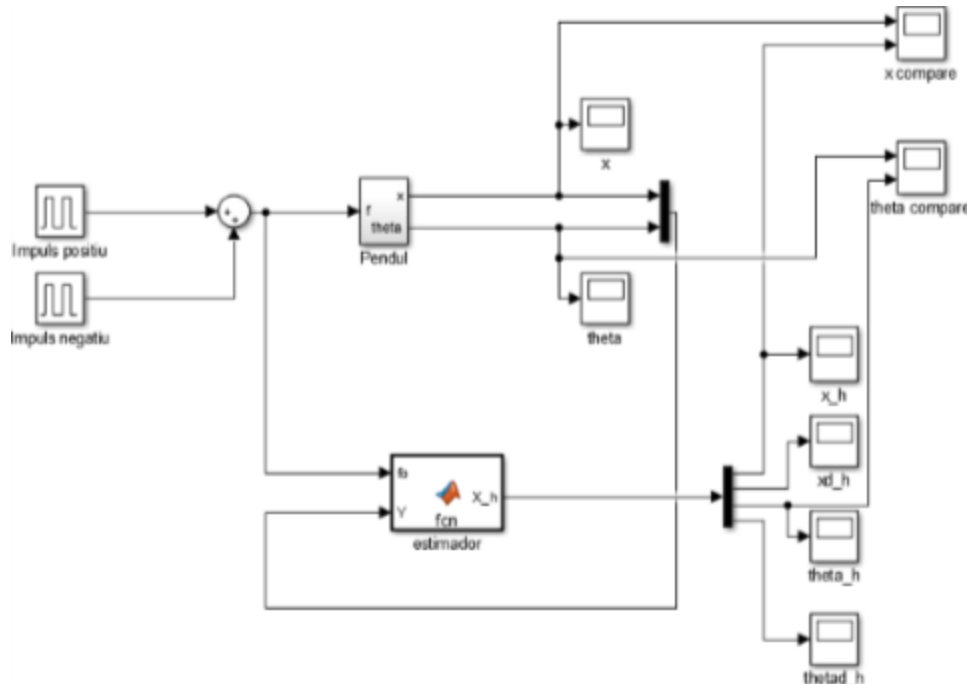


Figura 6-13 Model de Simulink usat per a fer les simulacions amb el KF i el EKF.

Pel Filtre de Kalman, s'ha utilitzat un codi contingut a un *script*¹, emprant les equacions [6-60] a [6-64].

Pel cas del Filtre de Kalman estès, s'ha emprat una altra funció, seguint el mateix procediment que en el cas anterior.

6.7.8 Resposta del sistema

Amb l'entrada explicada anteriorment, s'obtenen els següents senyals dels estats del model del pèndul¹, Mostrem els més representatius a la Figura 6-14 i la Figura 6-15:

¹ Es pot consultar al Annex A

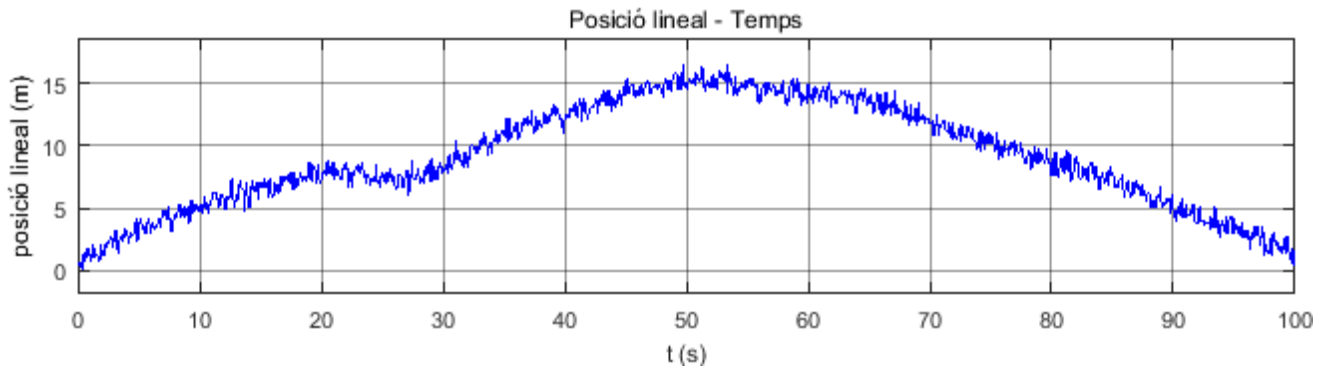


Figura 6-14 Posició lineal del carro en funció del temps

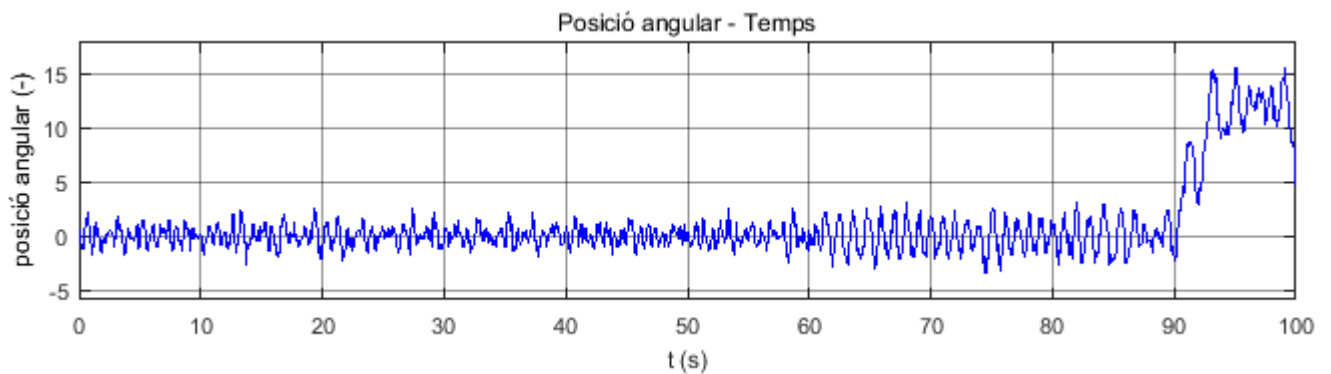


Figura 6-15 Posició angular del pèndul en funció del temps

En el gràfic de la Figura 6-15 es veu com el pèndul oscil·la al voltant dels zero radians (posició inicial) fins que es supera la vertical (π radians) que comença a girar de forma descontrolada. Això és degut a la naturalesa inestable del pèndul al arribar a aquesta posició.

A continuació exposarem els gràfics de l'error d'estimació de la variable d'estat posició angular per tal de veure les principals diferències entre estimadors, observant de la Figura 6-16 a la Figura 6-18. Els gràfics comparatius entre les mesures i les estimacions de cada estimador, així com els gràfics dels errors d'estimació es poden consultar a l'annex A.

6.7.9 Resultats de les simulacions: Observador de Luenberger

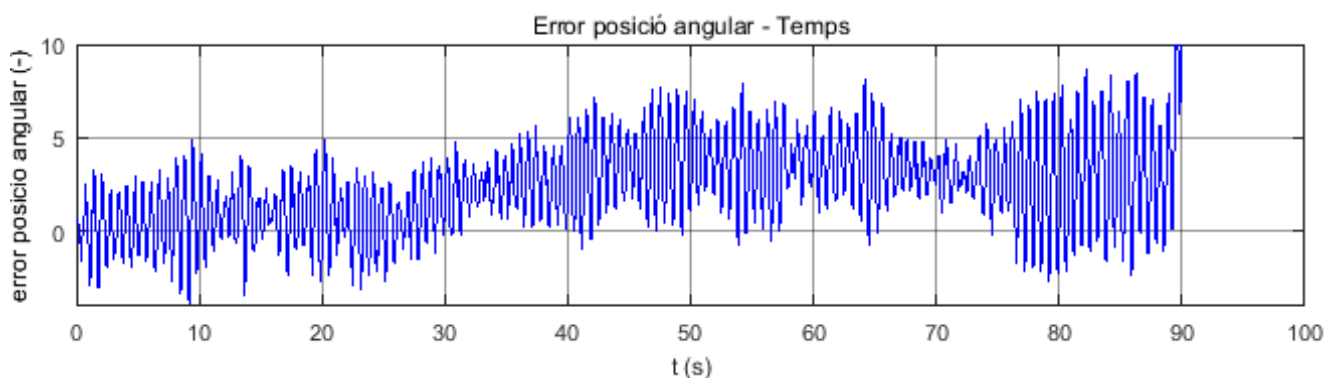


Figura 6-16 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada per l'observador

6.7.10 Resultats de les simulacions: Filtre de Kalman

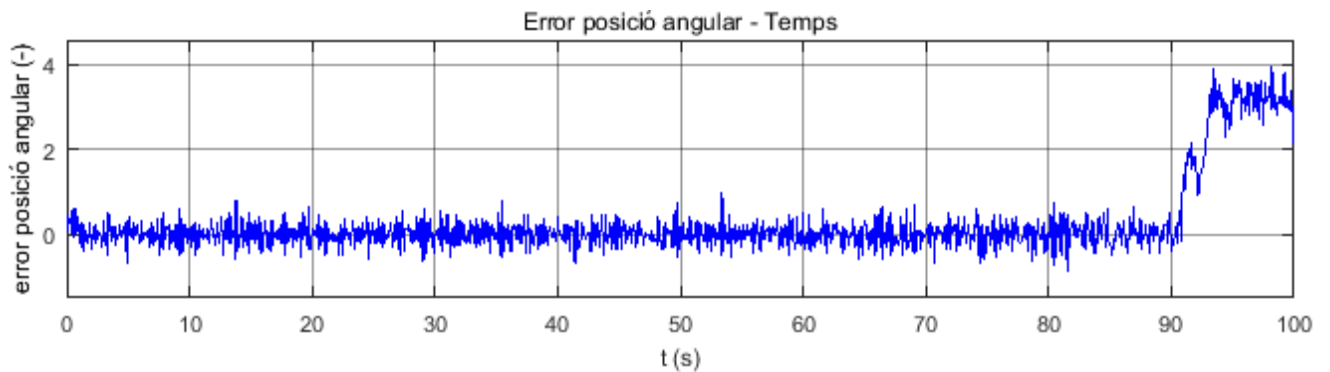


Figura 6-17 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada pel KF

6.7.11 Resultats de les simulacions: Filtre de Kalman Estès

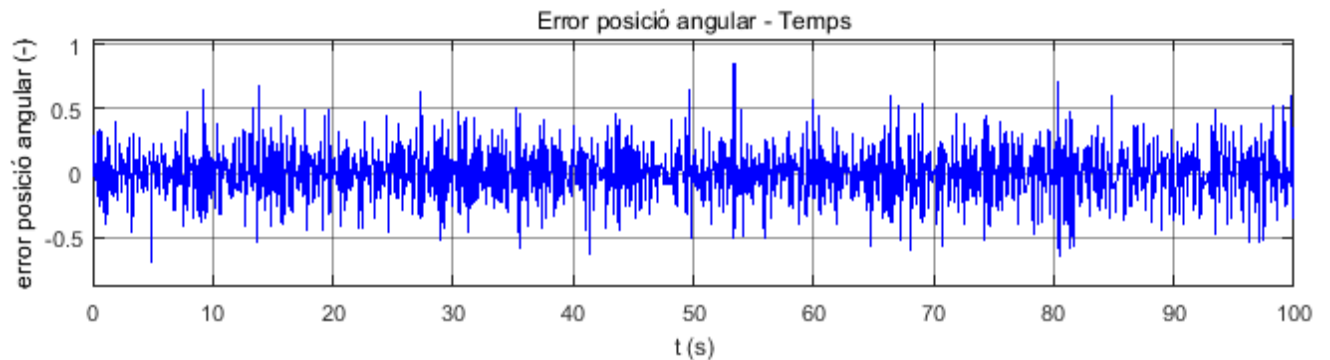


Figura 6-18 Error entre la posició angular del pèndul i l'estimada per l'EKF

Dels resultats cal destacar que el Filtre de Kalman Estès (Figura 6-18) és el que millor s'adapta al model degut a la seva capacitat de filtrar el soroll i d'estimar prou bé un sistema no lineal mantenint un error de l'ordre de les pertorbacions independentment de la posició del pèndul.

El Filtre de Kalman (Figura 6-17) manté una bona estimació al llarg de gairebé tot el recorregut del carro, però quan ens allunyem del punt al voltant del qual s'ha linealitzat l'error es dispara. Veiem que filtra bé les pertorbacions del soroll blanc, però falla en el model no lineal.

El pitjor cas de tots és l'observador (Figura 6-16). Mostra un error important al llarg de tota la simulació, deixant clar que no serveix en un model contaminat per soroll com el que hem estudiat.

Degut al millor comportament del Filtre de Kalman Estès al implementar-ho an un sistema no lineal és el que considerarem més adient per la implementació al quadrotor.

7. Modelat i fusió de dades del quadrotor

7.1. Conceptes bàsics i hipòtesis realitzades

Disposem d'un quadrotor *AscTec Hummingbird* amb quatre rotors situats a les puntes dels braços disposats en creu.

Farem les següents hipòtesis per realitzar el model:

- Estructura rígida, pel que es pot considerar com a sòlid rígid i es poden aplicar les seves equacions de moviment.
- Estructura simètrica, respecte els eixos x_b i y_b .
- El sistema de referència d'eixos cos es situa al centre de massa del quadrotor. Això permet considerar nuls els productes d'inèrcia.
- Les hèlix es consideraran rígides i de pas fixe.

Es tenen per tant eixos principals en la referència eixos cos i degut a les simetries $I_{xx} = I_{yy}$. La matriu dels moments d'inèrcia serà la següent:

$$I = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{xx} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad [7-1]$$

7.2. Sistemes de referencia

7.2.1 Introducció

A mecànica de vol s'utilitzen diversos sistemes de referencia, per tal de projectar sobre els eixos forces i moments, acceleracions, velocitats i posicions lineals i angulars, amb l'objectiu de poder definir el moviment de l'aeronau mitjançant les seves equacions dinàmiques i cinemàtiques.

Fent ús de la notació de la referència (39), representarem els sistemes de referència com $F(O, x, y, z)$ amb un origen (O) i tres eixos perpendiculars entre ells seguint la regla de la mà dreta (x, y, z).

7.2.2 Sistemes de referència utilitzats

A continuació, es mostren els sistemes utilitzats en aquest projecte: sistema d'eixos terra, sistema d'eixos horitzó local i sistema d'eixos cos.

- **Sistema d'eixos terra (EF)**, $F(O_e, x_e, y_e, z_e)$: Es tracta d'un sistema topocèntric giratori, per tant no inercial, però aplicarem la "hipòtesi de terra plana" per considerar el sistema inercial. Aquesta hipòtesi implica que l'acceleració absoluta de l'aeronau és aproximadament l'acceleració del centre de masses de l'aeronau respecte els eixos terra, considerant els termes d'acceleració centrípeta i d'acceleració de Coriolis menyspreables. L'origen O_e és un punt a la superfície de la Terra definit per una

7.2.3 Orientació del sistema d'eixos cos respecte al sistema d'eixos horitzó local

En aquest apartat estudiarem les relacions entre el sistema d'eixos horitzó local i el sistema en eixos cos. Això és de vital importància ja que els diversos sensors a bord del nostre quadrotor captaran la informació utilitzant diversos sistemes de referència. Per tant, per realitzar la correcta fusió de dades haurem de tenir totes les dades referides al mateix sistema, pel que haurem de convertir algunes dades referides a un sistema solidari amb el vehicle a un sistema de referència inercial.

Per fer-ho, existeixen diversos mètodes de representació com els quaternions, els cosinus directors o els angles d'Euler. Escollirem els angles d'Euler donat que és un mètode que permet interpretar fàcilment el seu significat físic, com es pot veure a (41). Consta de tres rotacions successives en un ordre determinat que permeten expressar un vector qualsevol en un sistema de referència conegudes les seves tres components referides en un altre sistema. L'ordre de les rotacions que es coneix com Convenció de Tait-Bryan és el que s'utilitza generalment per orientar aeronaus i vehicles aeroespacials.

Aquestes rotacions venen definides pels angles entre els diferents eixos dels dos sistemes de referència, tal com es veu a la Figura 7-3.

Aquests angles, representats a la Figura 7-3, tenen les següents interpretacions físiques:

- Angle de guinyada (Ψ): Angle existent entre la direcció de x_h i la projecció de x_b sobre el pla horitzontal.
- Angle de seient (θ): Angle existent entre l'eix x_b i la seva projecció sobre el pla horitzontal.
- Angle de balanç (ϕ): Angle existent entre l'eix y_b i la intersecció amb el pla horitzontal del pla $y_b - z_b$.

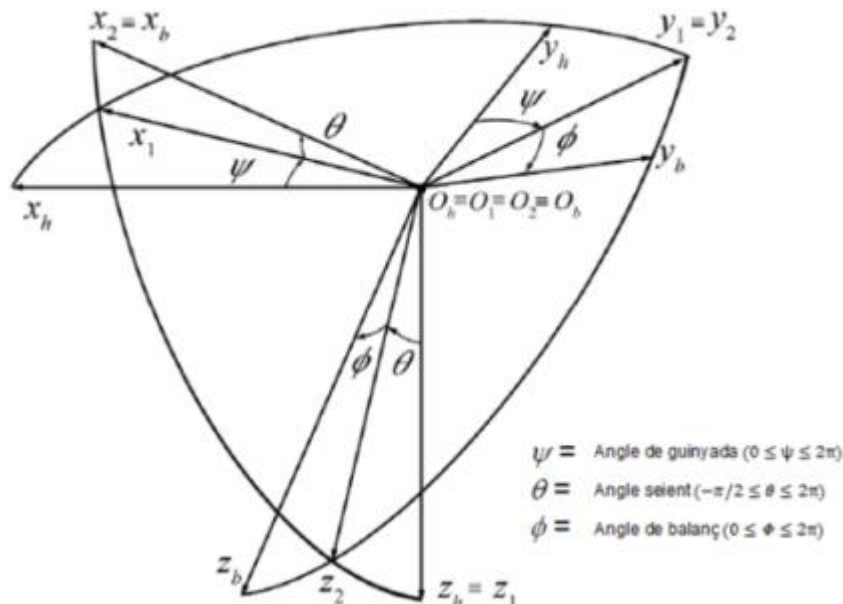
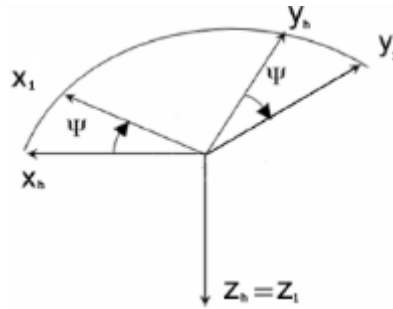


Figura 7-3 Angles entre els eixos cos i els eixos horitzó local (40)

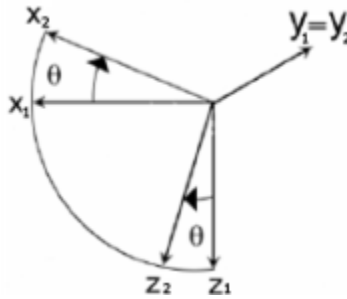
El procediment es compon de les tres rotacions individuals:

- 1) Rotació del sistema F_h al voltant de l'eix z_h un angle Ψ , obtenint el sistema F_1 :

Figura 7-4 Rotació al voltant de l'eix z_h

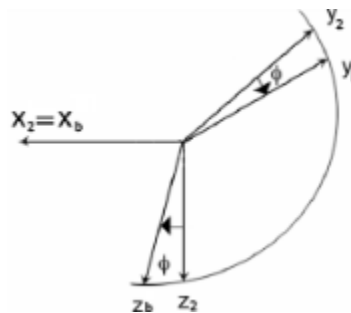
$$R_3(\psi) = \begin{pmatrix} \cos\psi & \sin\psi & 0 \\ -\sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad [7-2]$$

2) Rotació del sistema F_1 al voltant de l'eix y_1 un angle θ , obtenint el sistema F_2 :

Figura 7-5 Rotació al voltant de l'eix y_1

$$R_2(\theta) = \begin{pmatrix} \cos\theta & 0 & -\sin\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\theta & 0 & \cos\theta \end{pmatrix} \quad [7-3]$$

3) Rotació del sistema F_2 al voltant de l'eix x_2 un angle ϕ , obtenint el sistema que es busca F_b :

Figura 7-6 Rotació al voltant de l'eix x_2

$$R_1(\phi) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\phi & \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\phi \end{pmatrix} \quad [7-4]$$

Aplicant les tres rotacions, obtenim la matriu de transformació o rotació entre els dos sistemes:

$$L_{bh}(\psi, \theta, \phi) = R_1(\phi) \cdot R_2(\theta) \cdot R_3(\psi) \quad [7-5]$$

$$L_{bh} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \quad [7-6]$$

Aquesta matriu permet expressar un vector referit en el sistema de referència horitzó local a la referència en eixos cos:

$$\vec{A}_b = L_{bh} \cdot \vec{A}_h \quad [7-7]$$

Es pot observar que la matriu de rotació L_{bh} és ortogonal, pel que la inversa es igual a la seva transposada i té determinant igual a la unitat. Es compleix les següents expressions:

$$L_{hb} = L_{bh}^{-1} = L_{bh}^T = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \sin\phi\sin\theta\cos\psi - \cos\phi\sin\psi & \cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi \\ \cos\theta\sin\psi & \sin\phi\sin\theta\sin\psi + \cos\phi\cos\psi & \cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi \\ -\sin\theta & \sin\phi\cos\theta & \cos\phi\cos\theta \end{pmatrix} \quad [7-8]$$

$$|L_{hb}| = |L_{bh}| = 1 \quad [7-9]$$

Al cas que estudiarem, un quadrotor, tenim els següents sistemes de referència, representats a la Figura 7-7 Sistemes de referència al quadrotor:

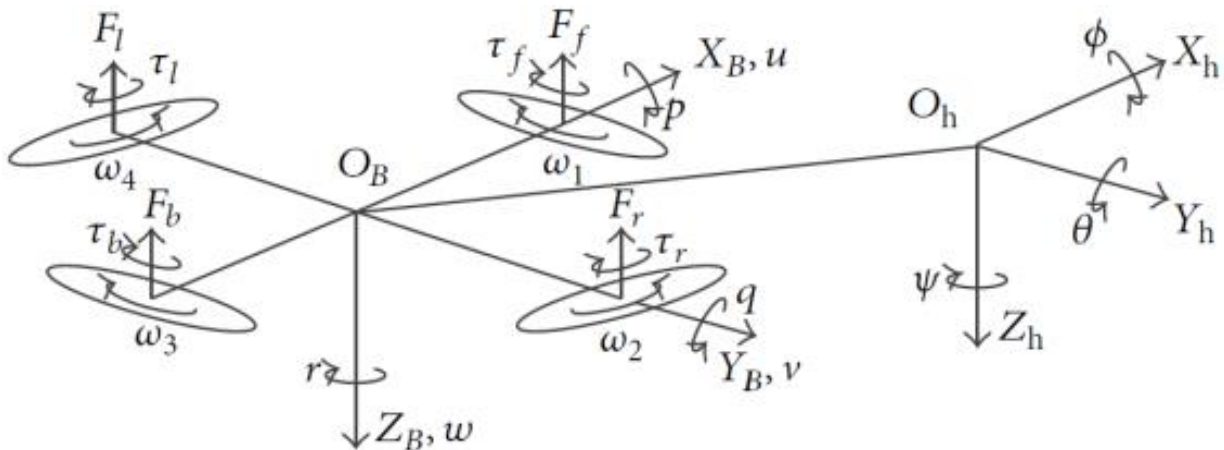


Figura 7-7 Sistemes de referència al quadrotor (42)

7.3. Maniobres bàsiques

En el cas dels quadrotors, es busca aconseguir el vol a punt fix i un vol precís per mitjà de l'equilibri de les forces de tracció dels quatre motors i el seu propi pes. Així doncs, el moviment es controla modificant les forces que es generen als rotors, com s'explica a (43). I aquestes forces varien per mitjà del control de la velocitat de gir de les hèlix, donat que s'han considerat rígides i de pas fixe.

Es tracta el vehicle com un sòlid rígid amb sis graus de llibertat, tres de translació (les tres components de la posició) i tres d'orientació (els angles d'Euler). Representarem el quadrotor amb l'esquema de la Figura 7-8:

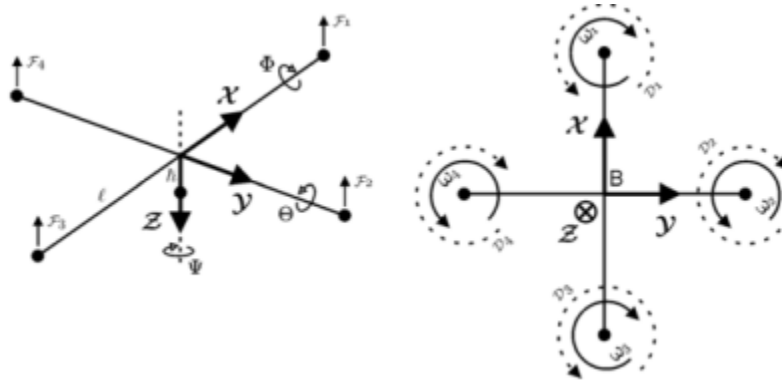


Figura 7-8 Diagrama del quadrotor (44)

Seguirem la següent nomenclatura a l'hora de referir-nos als rotors, segons la numeració de la Figura 7-8:

1. Rotor frontal o davanter.
2. Rotor dret.
3. Rotor posterior.
4. Rotor esquerre.

A continuació analitzarem les maniobres bàsiques que permetran controlar el quadrotor, on s'acompanyarà les explicacions trobades a (45) amb diagrames dibuixats a partir dels disponibles a (42) per tal de facilitar la seva comprensió. Situarem el rotor frontal sempre a la posició superior del diagrama, vist en planta com a la Figura 7-9:

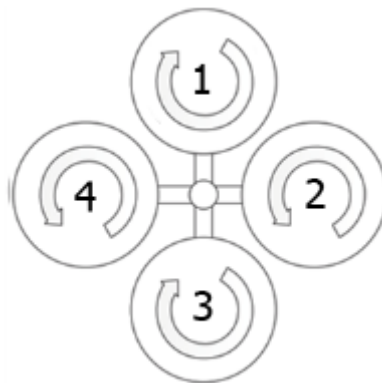


Figura 7-9 Quadrotor vist en planta.

La velocitat de rotació dels rotors es representa variant el gruix de les fletxes, a més espessor major velocitat:

- **Vol a punt fix:** El quadrotor es trobarà en aquesta situació de vol en el cas que totes les hèlixs girin a la mateixa velocitat angular i les forces generades als quatre rotors igualin al pes.
- **Tracció o col·lectiu:** S'incrementa o redueix la velocitat de gir de tots els rotors en la mateixa mesura, el que permet que el vehicle augmenti o disminueixi altitud donada la proporcionalitat entre la velocitat de gir i la tracció generada per cada motor. Aquest fet es veu a la Figura 7-10:

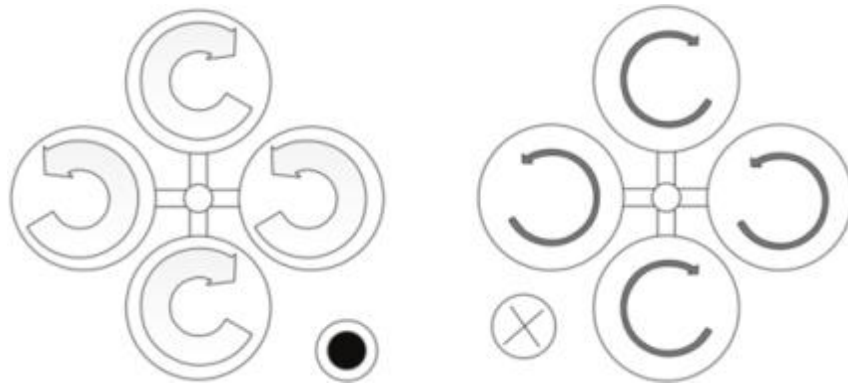


Figura 7-10 Esquerra: Increment de la velocitat angular als rotors, el quadrotor puja; dreta: disminució de la velocitat angular als rotors, el quadrotor baixa

- **Balanç (roll):** S'augmenta la velocitat de gir de l'hèlix esquerra i es disminueix en l'hèlix dreta per tal de generar una distribució asimètrica de l'empenta, el que causa un moment positiu respecte l'eix x_b . Per generar un moment negatiu, es causen els increments de velocitat contraris. Aquest fenomen pot observar a la Figura 7-11:

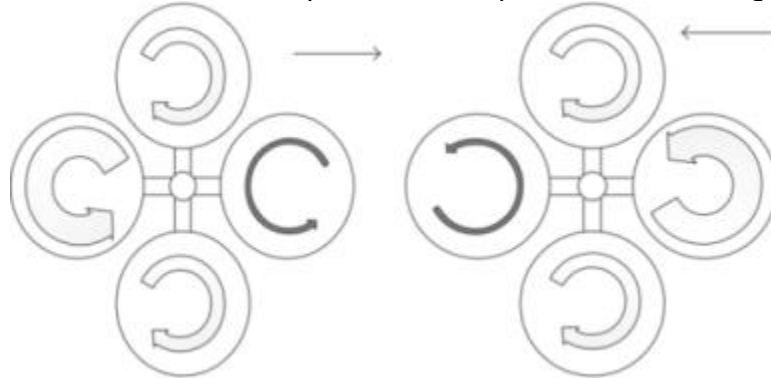


Figura 7-11 Esquerra: Moment positiu respecte x_b ; dreta: Moment negatiu respecte x_b

- **Capcineig (pitch):** Segueix el mateix principi que el balanç, però en aquest cas s'incrementa la velocitat de gir del rotor frontal i es redueix la del rotor posterior per tal de generar un moment positiu respecte l'eix y_b . Pel moment negatiu s'apliquen els increments de velocitat inversos. Es pot veure aquesta maniobra a la Figura 7-12:

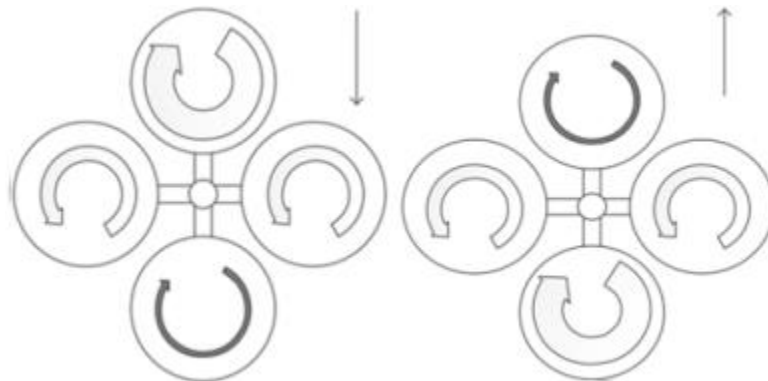


Figura 7-12 Moment positiu respecte y_b ; dreta: Moment negatiu respecte y_b

- **Guinyada (yaw):** Aquesta maniobra no es basa en l'increment de força degut a les variacions de la velocitat angular als rotors, sinó que busca un desequilibri de moments que causin una rotació respecte l'eix z_b . Per girar a l'esquerra, s'incrementa la velocitat angular de la parella de rotors dreta-esquerra mentre que es baixa la

velocitat del frontal i el posterior. Per girar a la dreta, invertim els increments. Es veu aquest funcionament a la Figura 7-13:

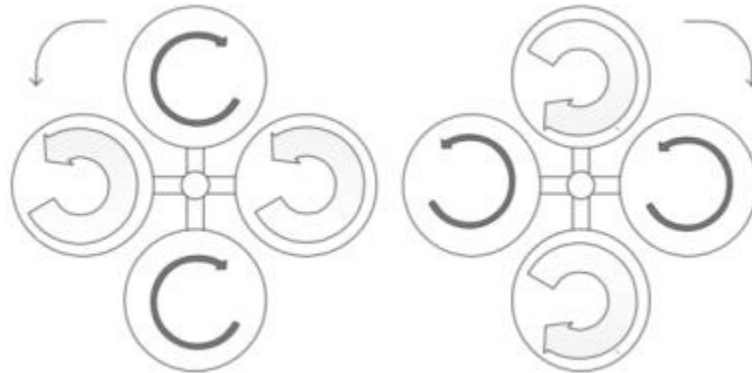


Figura 7-13 Moment negatiu respecte z_b ; dreta: Moment positiu respecte z_b .

Per veure amb més detall com es realitzen aquests moviments, consulteu l'annex B on es realitza un estudi de les diverses teories existents en l'aerodinàmica de rotors.

7.4. Orientació i rotacions

En aquest apartat expressaré les principals magnituds vectorials a la referència d'eixos horitzó local. El nostre sistema funciona

- Posició lineal:

$$\vec{P}_h = \begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \end{pmatrix} \quad [7-10]$$

- Velocitat lineal:

$$\vec{V}_h = \begin{pmatrix} \dot{x}_h \\ \dot{y}_h \\ \dot{z}_h \end{pmatrix} \quad [7-11]$$

Vector calculat a partir dels valors representats a la referència eixos cos i la matriu de rotació [7-8]:

$$\vec{V}_h = L_{hb} \vec{V}_b = L_{hb} \begin{pmatrix} \dot{x}_b \\ \dot{y}_b \\ \dot{z}_b \end{pmatrix} \quad [7-12]$$

- Acceleració lineal:

$$\vec{a}_h = \begin{pmatrix} \ddot{x}_h \\ \ddot{y}_h \\ \ddot{z}_h \end{pmatrix} \quad [7-13]$$

Vector calculat a partir dels valors representats a la referència eixos cos i la matriu de rotació [7-8]:

$$\vec{a}_h = L_{hb}\vec{a}_b = L_{hb} \begin{pmatrix} \ddot{x}_b \\ \ddot{y}_b \\ \ddot{z}_b \end{pmatrix} \quad [7-14]$$

- Angles d'Euler (posició angular):

$$\eta_h = \begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix} \quad [7-15]$$

- Velocitat angular:

$$\vec{\omega}_h = \begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \quad [7-16]$$

Aquesta velocitat es troba mitjançant l'expressió següent, trobada a les referències (42)(45)(54):

$$\vec{\omega}_h = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi\tan\theta & \cos\phi\tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \frac{\sin\phi}{\cos\theta} & \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad [7-17]$$

Podem veure que el nostre sistema tindrà 9 variables lineals (posició, velocitat i acceleració) i 6 angulars (angles d'Euler i velocitat angular).

7.5. Mesures dels sensors

És important tenir en compte les mesures de les que disposem per tal de construir el model. Els sensors ens proporcionen les següents mesures:

- Acceleròmetre: Tres mesures de l'acceleració lineal., en eixos cos.
- Giroscopis: Tres mesures de la velocitat angular, en eixos cos.
- GPS: Tres mesures de posició, en eixos horitzó local.
- Magnetòmetre: Tres mesures de la intensitat del camp magnètic terrestre.

Tenim, per tant, 12 variables que podem mesurar. Les mesures venen contaminades per diversos tipus de pertorbacions (8), dels que podem destacar dos:

- Soroll dels sensors: Ve donat per la covariància de les mesures. Donat que implementarem un Filtre de Kalman Estès ja es tindrà en compte a l'algorisme.
- *Bias*: Es tracta d'un offset en la mesura aproximadament constant, el que genera una desviació respecte el valor real. És important tenir-lo en compte ja que afectarà de forma notable a les variables que s'obtinguin a partir de la integració.

7.5.1 Mesures de l'acceleròmetre

Podem constituir un model d'error de l'acceleròmetre:

$$\vec{a}_b = \vec{a}_0 - \vec{a}_{acc} + \vec{\sigma}_{acc}^2 \quad [7-18]$$

On \vec{a}_b és el valor final que s'utilitzarà, \vec{a}_0 el valor directe del sensor, \vec{a}_{acc} el *Bias* i $\vec{\sigma}_{acc}$ el soroll.

El valor del *bias* es pot extreure realitzant mesures experimentals amb l'aeronau.

Extrauré de (8) el valor experimental del *bias* respecte cada eix cos:

Bias	a_x	a_y	a_z
$\vec{a}_{acc} (m/s^2)$	0.0081	-0.0108	-0.1402

Taula 7-1 Mesures experimentals del *Bias* de l'acceleròmetre

En estàtic, veiem que l'acceleròmetre dóna una mesura de $-g$ en l'eix z_h degut al camp gravitatori de la Terra, pel que haurem de sumar el valor de la gravetat a la mesura per obtenir el valor real d'acceleració. Es passarà a la referència d'eixos cos mitjançant la matriu L_{bh} (equació[7-6]), obtenint,

$$\vec{g}_b = L_{bh} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -g \sin \theta \\ g \sin \theta \cos \theta \\ g \cos \theta \cos \theta \end{pmatrix} \quad [7-19]$$

De la mateixa manera, s'haurà de tenir en compte que es treballa amb una referència inercial (eixos cos) degut a la rotació. Podrem trobar el valor equivalent d'acceleració a una referència inercial amb l'equació:

$$\vec{a}_{bl} = \vec{a}_b + \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \times \vec{v}_b + \vec{g}_b \quad [7-20]$$

On usem el subíndex l per referir el sistema inercial.

Desenvolupant el producte vectorial i sumant termes obtenim les components de l'acceleració, en funció de la mesura del sensor i altres variables d'estat:

$$\dot{x}_{lb} = \ddot{x}_b - \dot{y}_b r + \dot{z}_b q - g \sin \theta \quad [7-21]$$

$$\dot{y}_{lb} = \ddot{y}_b + \dot{x}_b r - \dot{z}_b p + g \sin \theta \cos \theta \quad [7-22]$$

$$\dot{z}_{lb} = \ddot{z}_b - \dot{x}_b q + \dot{y}_b p + g \cos \theta \cos \theta \quad [7-23]$$

Per desenvolupar el model ens convindrà tenir les mesures en funció de la resta:

$$\dot{x}_b = \dot{x}_{lb} + \dot{y}_b r - \dot{z}_b q + g \sin \theta \quad [7-24]$$

$$\dot{y}_b = \dot{y}_{lb} - \dot{x}_b r + \dot{z}_b p - g \sin \theta \cos \theta \quad [7-25]$$

$$\dot{z}_b = \dot{z}_{lb} + \dot{x}_b q - \dot{y}_b p - g \cos \theta \cos \theta \quad [7-26]$$

7.5.2 Mesures dels giroscopis

El model d'error del giroscopi serà el mateix que el de l'acceleròmetre:

$$\vec{\omega} = \vec{\omega}_0 - \vec{\omega}_{gir} + \vec{\sigma}_{gir}^2 \quad [7-27]$$

On $\vec{\omega}$ és la variable d'estat velocitat angular, $\vec{\omega}_0$ la mesura del sensor, $\vec{\omega}_{gir}$ el *bias* i $\vec{\sigma}_{gir}^2$ el soroll.

S'ha extret de (8) el valor experimental del *bias* segons els diversos eixos cos:

Bias	p	q	r
$\vec{\omega}_{gir} \text{ (rad/s)}$	-0.0014	$-3.9082 \cdot 10^{-4}$	$-5.0757 \cdot 10^{-4}$

Taula 7-2 Mesures experimentals del *Bias* dels giroscopis

7.5.3 Mesures del Magnetòmetre

Es farà servir el mateix model d'error que als anteriors:

$$\vec{B} = \vec{B}_0 - \vec{B}_{mag} + \vec{\sigma}_{mag}^2 \quad [7-28]$$

On \vec{B} és el camp magnètic que usarem al sistema, \vec{B}_0 el mesurat pel magnetòmetre, \vec{B}_{mag} el *bias* i $\vec{\sigma}_{mag}^2$ el soroll blanc.

S'ha obtingut el valor del *bias* de forma experimental, trobant els valors respecte els eixos horitzó local. El sensor proporciona dades del camp magnètic adimensionals, el que ens dona la magnitud de cadascuna de les components del camp magnètic. Les dades del sensor s'han normalitzat i comparat amb mesures de referència de (55)–(57) per tal de trobar el *bias*. S'ha extret les dades experimentals normalitzades de (8):

Bias	u_{Bx}	u_{By}	u_{Bz}
$\vec{B}_{mag} \text{ (nT)}$	-0.0347	-0.0263	0.0214

Taula 7-3 Mesures experimentals del *Bias* del magnetòmetre

Així doncs, calcularem un vector de camp magnètic normalitzat, en eixos horitzó local, amb les dades proporcionades per les referències (55)(57).

$$\vec{B}_h = \begin{pmatrix} B_{x_h} \\ B_{y_h} \\ B_{z_h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 24889 \\ 269 \\ 38149 \end{pmatrix} nT \quad [7-29]$$

Normalitzant el vector, tenim,

$$\begin{pmatrix} u_{Bx_h} \\ u_{By_h} \\ u_{Bz_h} \end{pmatrix} = \frac{1}{\sqrt{24889^2 + 269^2 + 38149^2}} \begin{pmatrix} 24889 \\ 269 \\ 38149 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0.5464 \\ 0.0059 \\ 0.8375 \end{pmatrix} \quad [7-30]$$

Aquest vector es descomposa en les components en eixos cos mitjançant la matriu de canvi de referència L_{bh} (equació[7-6]), el que ens donarà una idea de l'actitud del vehicle.

$$\begin{pmatrix} u_{Bx_b} \\ u_{By_b} \\ u_{Bz_b} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\theta\cos\psi & \cos\theta\sin\psi & -\sin\theta \\ \sin\theta\sin\theta\cos\psi - \cos\theta\sin\psi & \sin\theta\sin\theta\sin\psi + \cos\theta\cos\psi & \sin\theta\cos\theta \\ \cos\theta\sin\theta\cos\psi + \sin\theta\sin\psi & \cos\theta\sin\theta\sin\psi - \sin\theta\cos\psi & \cos\theta\cos\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u_{Bx_h} \\ u_{By_h} \\ u_{Bz_h} \end{pmatrix} \quad [7-31]$$

Això resulta en les equacions:

$$u_{Bx_b} = u_{Bx_h}\cos\theta\cos\psi + u_{By_h}\cos\theta\sin\psi - u_{Bz_h}\sin\theta \quad [7-32]$$

$$u_{By_b} = u_{Bx_h}(\sin\theta\sin\theta\cos\psi - \cos\theta\sin\psi) + u_{By_h}(\sin\theta\sin\theta\sin\psi + \cos\theta\cos\psi) + u_{Bz_h}\sin\theta\cos\theta \quad [7-33]$$

$$u_{Bz_b} = u_{Bx_h}(\cos\theta\sin\theta\cos\psi + \sin\theta\sin\psi) + u_{By_h}(\cos\theta\sin\theta\sin\psi - \sin\theta\cos\psi) + u_{Bz_h}\cos\theta\cos\theta \quad [7-34]$$

7.5.4 Mesures del GPS

La plataforma d'*Ashtec MB100* comunica la informació que rep mitjançant el protocol NMEA 0183. És un estàndard de comunicació entre aparells electrònics desenvolupat per la *National Marine Electronics Association*. Fa servir missatges ASCII amb el que defineix unes sentències estàndard per tal d'enviar informació.

En el nostre cas, farem servir la sentència GGA que emet la informació relativa al posicionament GPS. Té el format següent:

\$GPGGA,m1,m2,c3,m4,c5,d6,d7,f8,f9,M,f10,M,f11,d12*cc

On els paràmetres aporten la informació següent:

Paràmetre	Descripció	Rang
m1	Temps UTC (hhmmss.ss)	000000.00-235959.99
m2	Latitud (ddmm.mmmmmm)	0-90; 0-59.999999
c3	Direcció de la latitud	N, S
m4	Longitud (dddmm.mmmmmm)	0-180; 0-59.999999
c5	Direcció de la longitud	E,W
d6	Tipus de posició: • 0: Posició no disponible • 1: Posició autònoma • 2: Posició diferencial RTCM (o SBAS) • 3: No utilitzat • 4: RTK fixe • 5: RTK flotant • 9: Posició diferencial SBAS	0-5, 9
d7	Nombre de satèl·lits GNSS utilitzats en el càlcul de la posició	0-26
f8	HDOP	0-99.9
f9,M	Altitud, en metres, per sobre del nivell mig del mar.	± 99999.999,M
f10,M	Separació del geoide en metres. Basat en l'estàndard nivell del mar promitg oficial de l'OTAN	± 999.999,M
f11	Edat de les correccions diferencials, en segons	0-600
d12	ID de la base (RTCM)	0-4095
*cc	Suma de comprovació	*00-*FF

Taula 7-4 Paràmetres de la sentència GGA

Podem obtenir, per exemple:

```
$GPGGA,1,00858.00,4133.7586041,N,00201.2158067,E,2,08,1.1,288.571,M,49.081,M,3.2,0120*4A
```

Obtinguda la sentència, la fem entrar al model de Simulink *RTK_Receive*¹ que la rebrà i analitzarà per tal d'extreure'n una posició.

En primer lloc és necessari un canvi de base, donat que els receptors GPS fan ús d'un sistema de referència 3D anomenat Sistema Geodèsic Mundial WGS 84 (de l'anglès *World Geodesic System 1984*) que transformarà a un sistema 2D conegut com Sistema Universal Transvers de Mercator UTM (de l'anglès *Universal Transverse Mercator*), per tal d'obtenir les dades de posició en la unitat desitjada.

El WGS 84 és un sistema de referència amb l'origen al centre de la Terra, l'eix Z en la direcció del Pol Terrestre Convencional, l'eix X és la intersecció del pla definit pel meridià de referència amb el pla de l'equador i l'eix Y completa el triedre seguint la regla de la mà dreta. Aquest sistema permet definir una posició amb una latitud, longitud i altitud. Així doncs, es tracta d'un sistema solidari amb la Terra, definida com un el·lipsoide amb els paràmetres següents:

Paràmetre	Símbol	Valor
Semi eix major	a	63778137 m
Aplanament	α	1/298.257223563

Taula 7-5 Paràmetres geomètrics de l'el·lipsoide terrestre

El UTM es basa en canvi en la projecció transversa de Mercator, expressant les magnituds en metres a nivell del mar. La projecció comuna de Mercator es realitza encerclant el planeta en un cilindre tangent a l'equador i projectant la superfície en aquest. Això permet mantenir la forma, però s'obté variacions importants en l'escala a les regions allunyades de l'equador. Per això, es fa ús de la projecció transversa on es fa servir els meridians com a referència enlloc de l'equador. S'aplica a diversos meridians de la Terra, dividint-la en 60 fusos de 6° de longitud. Cada fus tindrà assignat un meridià central pres com a referència per realitzar les mesures.

Seguint la metodologia descrita a (8), es faran servir les fórmules de Coticchia-Surace per la simplicitat a l'hora d'escriure l'algorisme.

7.6. Pertorbacions del sistema

Per modelar correctament el quadrotor hem de tenir en compte la component de soroll blanc tant del procés com en les mesures, per implementar de manera adequada el filtre, tal com s'ha comentat a l'apartat 6.7.5. Cada pertorbació s'interpreta com un soroll blanc amb una certa variància. Es prenen els valors de variància experimentals de (8), on s'ha realitzat simulacions amb el quadrocòpter per tal de prendre les mesures amb la IMU i obtenir les variàncies.

¹ Es pot consultar a l'annex B

7.6.1 Sorolls del procés

Correspon a les incerteses del model. Els valors que s'utilitzaran són:

Variància	\ddot{x} i \ddot{y}	\ddot{z}	p i q	r
σ^2	4.1181	4.9261	5.6167	6.0170

Taula 7-6 Variàncies dels sorolls del procés

7.6.2 Sorolls dels sensors

Correspon al soroll que s'introdueix amb la lectura dels sensors. Dividirem les diverses variables segons el sensor que les rep:

- Acceleròmetre:

Variància	\ddot{x}	\ddot{y}	\ddot{z}
σ^2	0.002	$8.488 \cdot 10^{-4}$	$5,581 \cdot 10^{-4}$

Taula 7-7 Variàncies de l'acceleròmetre

- Giròscops

Variància	p	q	r
σ^2	$7.534 \cdot 10^{-5}$	$1.027 \cdot 10^{-4}$	$9.906 \cdot 10^{-5}$

Taula 7-8 Variàncies dels giròscops

- Magnetòmetre

Variància	u_{Bx_b}	u_{By_b}	u_{Bz_b}
σ^2	0.0285	$8.2118 \cdot 10^{-4}$	0.0536

Taula 7-9 Variàncies del magnetòmetre

- GPS diferencial (RTK):

Variància	x_h i y_h	z_h
σ^2	0.0025	0.0025

Taula 7-10 Variàncies del GPS diferencial

7.7. Model del sistema en espai d'estats

Definides les diverses mesures de què disposa el *Hummingbird*, podem escriure les equacions que les relacionen entre elles i escriure un model d'estats pel Filtre de Kalman Estès.

Tornem a aplicar les equacions de l'apartat 6.7.2 per tal de discretitzar les equacions de posició i d'actitud del quadrotor:

$$\frac{dx}{dt} = \frac{x_k - x_{k-1}}{T}; x_k = \dot{x} \cdot T + x_{k-1} \quad [7-35]$$

$$\ddot{x} = \frac{d\dot{x}}{dt} = \frac{\dot{x}_k - \dot{x}_{k-1}}{T}; \dot{x}_k = \ddot{x} \cdot T + \dot{x}_{k-1} \quad [7-36]$$

I obtenim, pel cas de les equacions de posició,

$$\begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} x_h + \dot{x}_h \cdot T + \ddot{x}_h T^2/2 \\ y_h + \dot{y}_h \cdot T + \ddot{y}_h T^2/2 \\ z_h + \dot{z}_h \cdot T + \ddot{z}_h T^2/2 \end{pmatrix}_{k-1} \quad [7-37]$$

Amb els valors obtinguts de les relacions de l'apartat 7.4:

$$\begin{aligned} \dot{x}_h = \dot{x}_B \cdot \cos\theta \cos\psi + \dot{y}_B \cdot (\sin\theta \sin\theta \cos\psi - \cos\theta \sin\psi) + \\ + \dot{z}_B \cdot (\cos\theta \sin\theta \cos\psi + \sin\theta \sin\psi) \end{aligned} \quad [7-38]$$

$$\begin{aligned} \ddot{x}_h = \ddot{x}_B \cdot \cos\theta \cos\psi + \ddot{y}_B \cdot (\sin\theta \sin\theta \cos\psi - \cos\theta \sin\psi) + \\ + \ddot{z}_B \cdot (\cos\theta \sin\theta \cos\psi + \sin\theta \sin\psi) \end{aligned} \quad [7-39]$$

$$\begin{aligned} \dot{y}_h = \dot{x}_B \cdot \cos\theta \sin\psi + \dot{y}_B \cdot (\sin\theta \sin\theta \sin\psi + \cos\theta \cos\psi) + \\ + \dot{z}_B \cdot (\cos\theta \sin\theta \sin\psi - \sin\theta \cos\psi) \end{aligned} \quad [7-40]$$

$$\begin{aligned} \ddot{y}_h = \ddot{x}_B \cdot \cos\theta \sin\psi + \ddot{y}_B \cdot (\sin\theta \sin\theta \sin\psi + \cos\theta \cos\psi) + \\ + \ddot{z}_B \cdot (\cos\theta \sin\theta \sin\psi - \sin\theta \cos\psi) \end{aligned} \quad [7-41]$$

$$\dot{z}_h = -\dot{x}_B \cdot \sin\theta + \dot{y}_B \cdot (\sin\theta \cos\theta) + \dot{z}_B \cdot (\cos\theta \cos\theta) \quad [7-42]$$

$$\ddot{z}_h = -\ddot{x}_B \cdot \sin\theta + \ddot{y}_B \cdot (\sin\theta \cos\theta) + \ddot{z}_B \cdot (\cos\theta \cos\theta) \quad [7-43]$$

I en quant a les equacions d'actitud:

$$\begin{pmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{pmatrix}_k = \begin{pmatrix} \phi + \dot{\phi} \cdot T \\ \theta + \dot{\theta} \cdot T \\ \psi + \dot{\psi} \cdot T \end{pmatrix}_{k-1} \quad [7-44]$$

On s'utilitza l'expressió [7-17]:

$$\dot{\phi} = p + q \cdot \sin\phi \tan\theta + r \cdot \cos\phi \tan\theta \quad [7-45]$$

$$\dot{\theta} = q \cdot \cos\phi - r \cdot \sin\phi \quad [7-46]$$

$$\dot{\psi} = q \cdot \frac{\sin\phi}{\cos\theta} + r \cdot \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \quad [7-47]$$

Apliquem de nou les equacions de l'apartat 6.7.3 per tal de linealitzar les equacions i construir la matriu del sistema A i la matriu de sortida C. Els coeficients es poden consultar a l'annex B.

El vector d'estats estarà constituït pels valors de les posicions, velocitats lineals, acceleracions lineals en referència inercial, posició angular (angles d'Euler) i velocitat angular.

El vector de sortida serà el format per les mesures dels sensors a bord: posició extreta del sistema GPS, acceleracions en eixos cos mesurats pels acceleròmetres, velocitats angulars

expressades en eixos cos mesurades pels giroscopis i les mesures del magnetòmetre normalitzades.

El model en espai d'estats serà, doncs, el següent:

$$\begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \\ \dot{x}_b \\ \dot{y}_b \\ \dot{z}_b \\ \ddot{x}_{Ib} \\ \ddot{y}_{Ib} \\ \ddot{z}_{Ib} \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{pmatrix}_k = A \begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \\ \dot{x}_b \\ \dot{y}_b \\ \dot{z}_b \\ \ddot{x}_{Ib} \\ \ddot{y}_{Ib} \\ \ddot{z}_{Ib} \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{pmatrix}_{k-1} + Bu_k + Gw_k \quad [7-48]$$

$$\begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \\ \ddot{x}_b \\ \ddot{y}_b \\ \ddot{z}_b \\ p \\ q \\ r \\ u_{Bx_b} \\ u_{By_b} \\ u_{Bz_b} \end{pmatrix}_k = C \cdot \begin{pmatrix} x_h \\ y_h \\ z_h \\ \dot{x}_b \\ \dot{y}_b \\ \dot{z}_b \\ \ddot{x}_{Ib} \\ \ddot{y}_{Ib} \\ \ddot{z}_{Ib} \\ \phi \\ \theta \\ \psi \\ p \\ q \\ r \end{pmatrix}_{k-1} + Du_k + Hw_k + v_k \quad [7-49]$$

On la matriu d'entrada B i la de transmissió directa són matrius nul·les degut a la suposició que el model no depèn de l'entrada. La matriu H també serà nul·la degut que s'ha suposat que el soroll és independent de les mesures dels sensors. La matriu G^1 és el guany del soroll del procés

El soroll es torna a representar mitjançant les matrius de covariància Q^1 i R^1 .

7.8. Validació experimental

7.8.1 Prova inicial

Abans de ser embarcat a bord del vehicle, s'ha considerat adient realitzar probes amb mesures experimentals. S'ha construït un model a *Simulink* on s'ha implementat una funció que conté el model de l'apartat 7.7 i l'estimador escollit, el Filtre de Kalman Estès. Es fa

¹ Es poden consultar a l'annex B

entrar a l'algorisme les dades experimentals, després d'haver eliminat el *bias* dels sensors. Es realitza una simulació de 180 segons. A la Figura 7-14 es pot observar l'esquema d'aquest model:

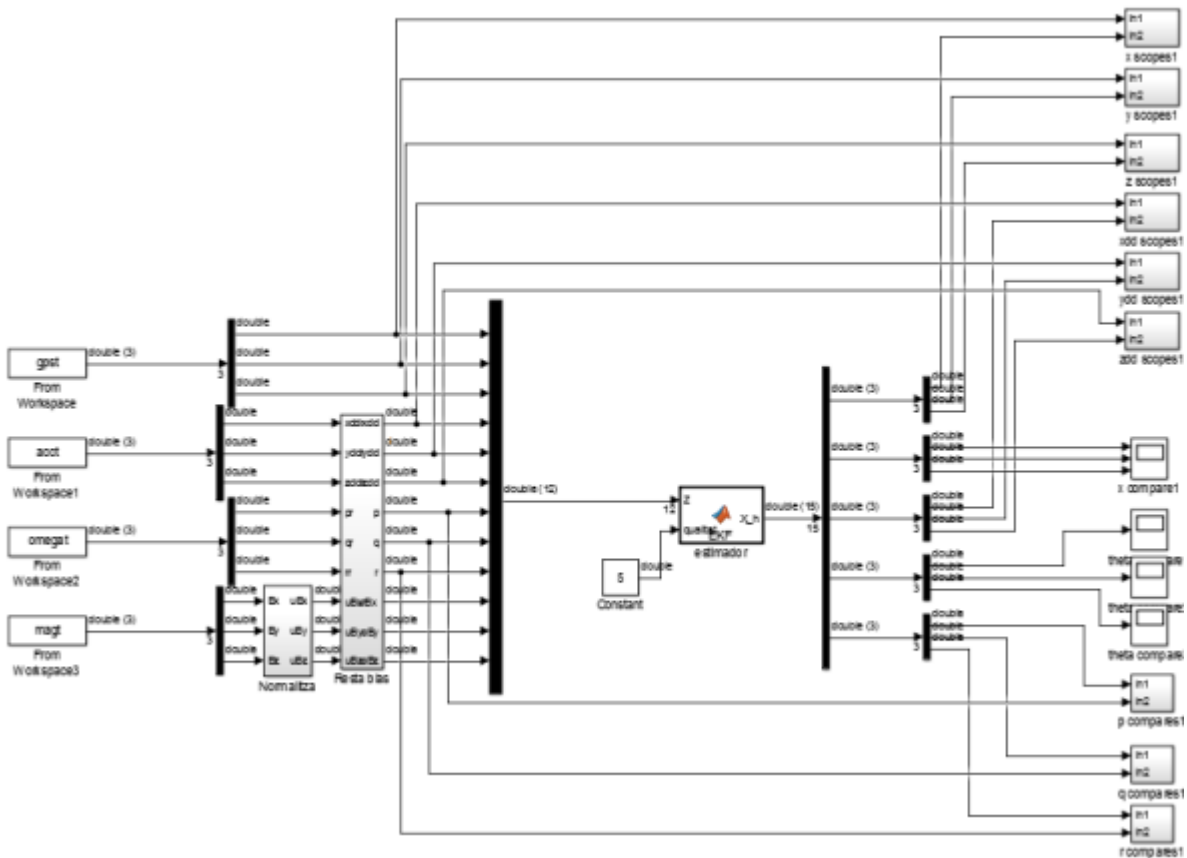


Figura 7-14 Model per realitzar la prova inicial

A continuació, es mostra els resultats obtinguts amb gràfics d'error entre la mesura i l'estimació:

- **Error en la posició:**

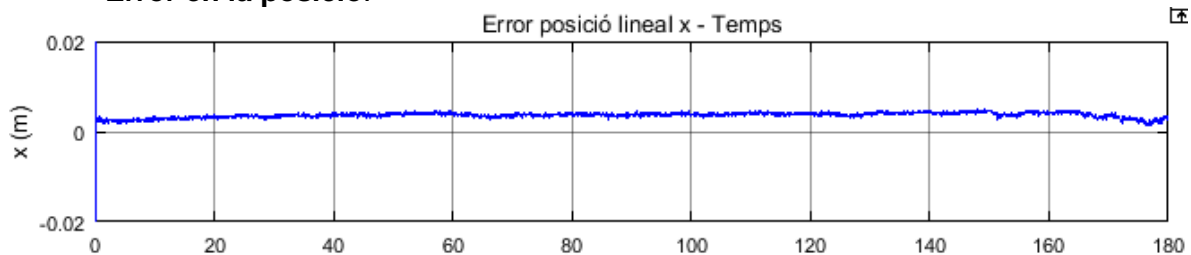


Figura 7-15 Prova inicial: Error en la posició lineal x

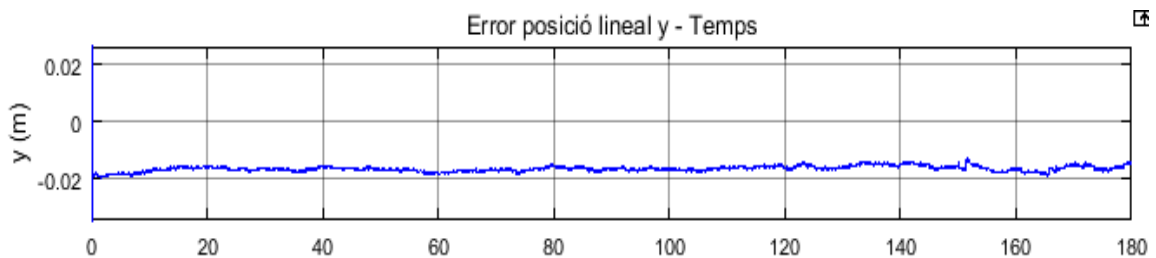


Figura 7-16 Prova inicial: Error en la posició lineal y

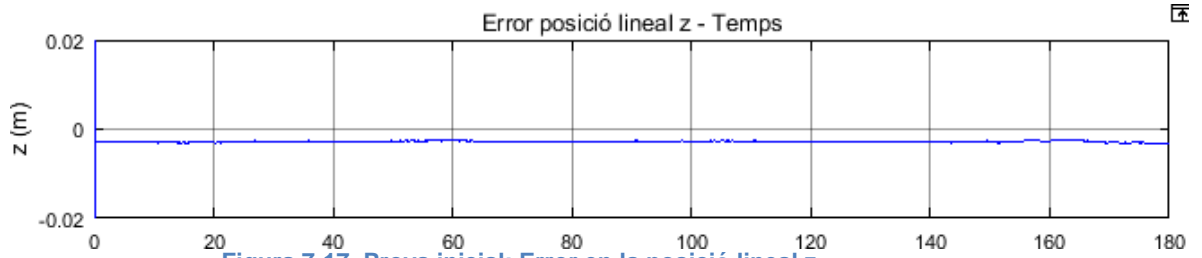


Figura 7-17 Prova inicial: Error en la posició lineal z

Podem observar de la Figura 7-15 un error de l'ordre dels mil·límetres en l'estimació de la posició en x, un error en la posició en l'eix y d'uns dos centímetres de la Figura 7-16 i de nou un error de mil·límetres en la posició en z mostrat a la Figura 7-17.

- Error en l'acceleració:

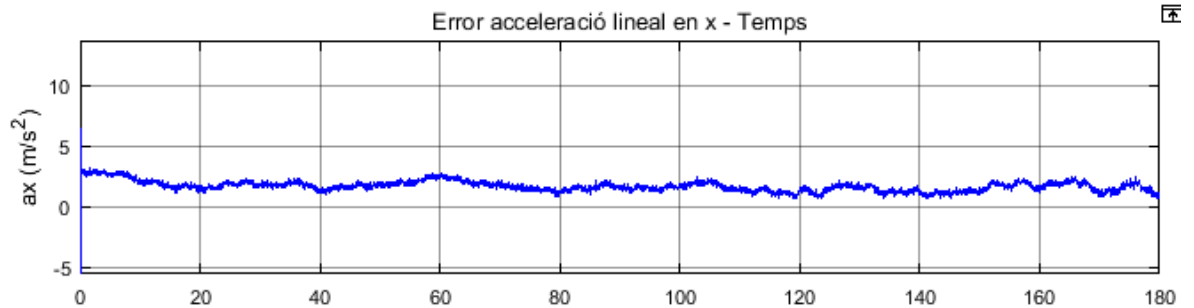


Figura 7-18 Error en l'acceleració lineal en x

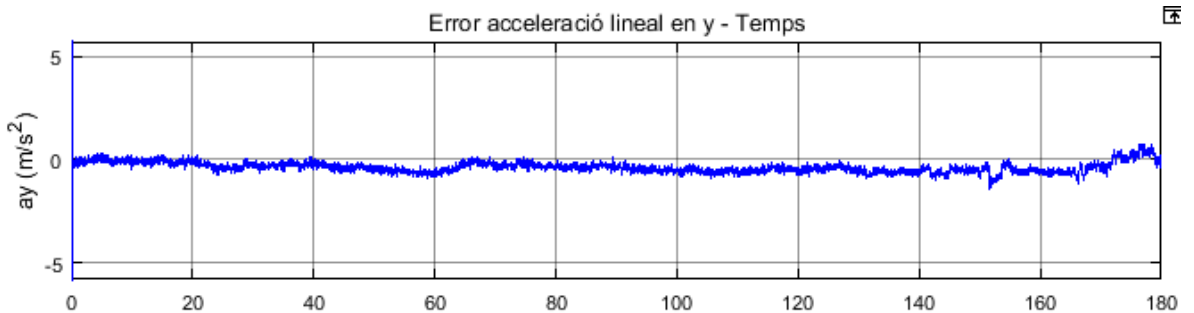


Figura 7-19 Error en l'acceleració lineal en y

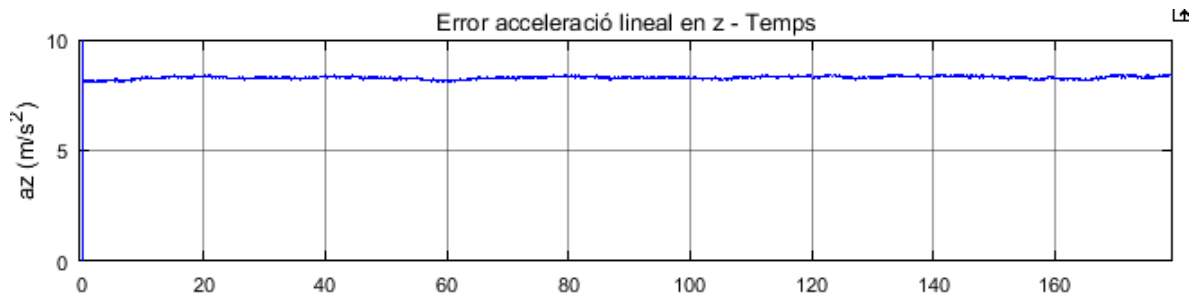


Figura 7-20 Error en l'acceleració lineal en z

Podem observar de la Figura 7-18 un error d'uns 2 metres per segon al quadrat en l'estimació de l'acceleració lineal en x, un error mínim en l'acceleració en y de la Figura 7-19 i de nou un error petit en z ,mostrat a la Figura 7-20 Error en l'acceleració lineal en

z, donat que s'ha afegit el valor de la gravetat a l'estimador per treballar en una referència inercial.

- **Error en les velocitats angulars:** En les tres direccions tenen un valor d'error de l'ordre de 10^{-6} pel que els considerem zero.

Considerem aquesta prova un èxit, on es pot veure que el filtre es comporta de manera adequada davant el rebut pels sensors.

Vist els resultats, el pas següent és implementar el filtre a bord del quadrotor.

7.8.2 Implementació del Filtre de Kalman Estès al *Hummingbird*

Tal com s'ha comentat al capítol 5.2.1 es parteix d'un model proporcionat per *AscTec* anomenat *onboard.mdl* on podem afegir el nostre propi codi per programar el HLP. Afegirem el nostre filtre de la manera representada a la Figura 7-21:

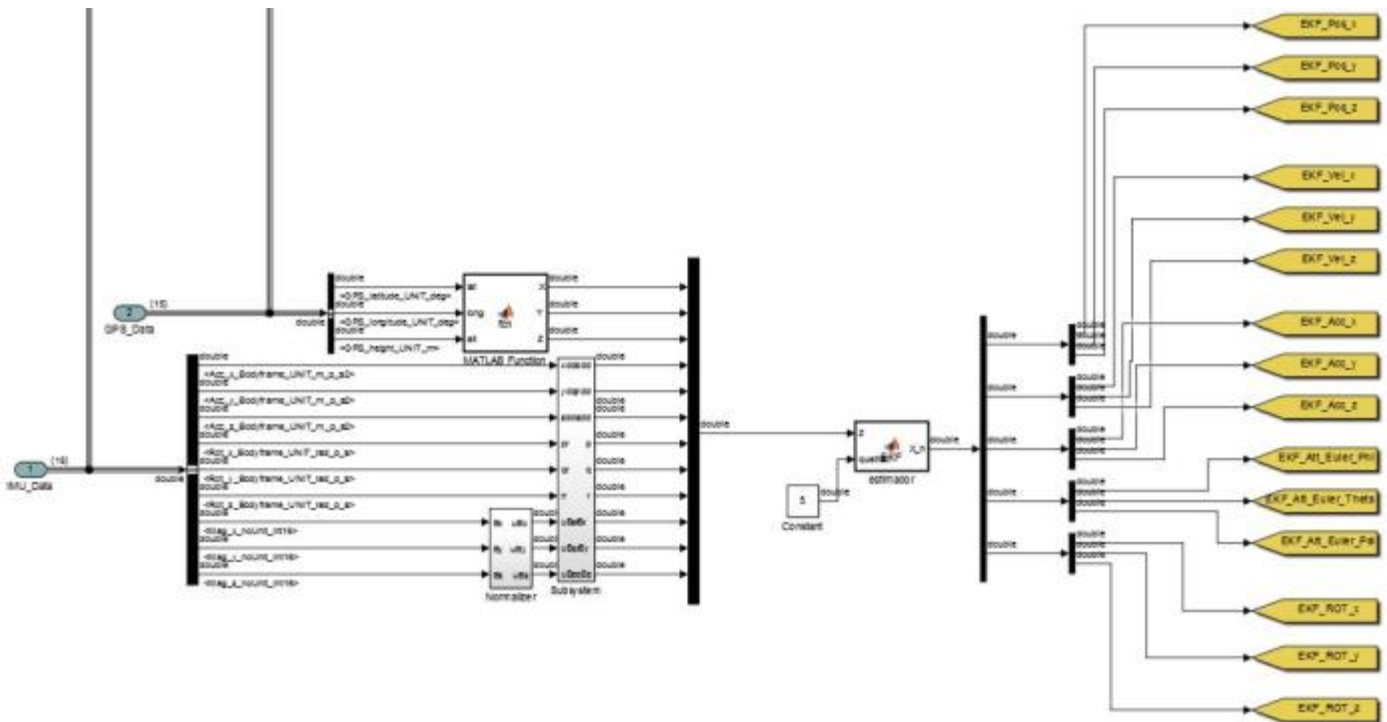


Figura 7-21 Filtre de Kalman Estès incorporat a *onboard.mdl*

On el bloc *estimador* conté el nostre filtre¹, es té una funció² que transforma les dades provinents del GPS a dades de posició, un bloc que treu el *bias* dels sensors i un bloc que normalitza el vector de camp magnètic obtingut. Un cop estimat el vector d'estats (x_h), s'envien a unes etiquetes de *MATLAB* que envien la informació cap als ports de comunicació sense fils.

La informació es rep a l'ordinador de terra per mitjà del model *UART_communication.mdl*, que llegeix totes les senyals enviades. S'ha situat els estats estimats a les senyals 41-49 i

¹ L'algoritme es pot consultar a l'annex B

² Es pot consultar a l'annex B

51-56. Com es pot veure a la ,es reben els senyals i s'envien a uns scopes de MATLAB que també envien la informació al *Workspace*.

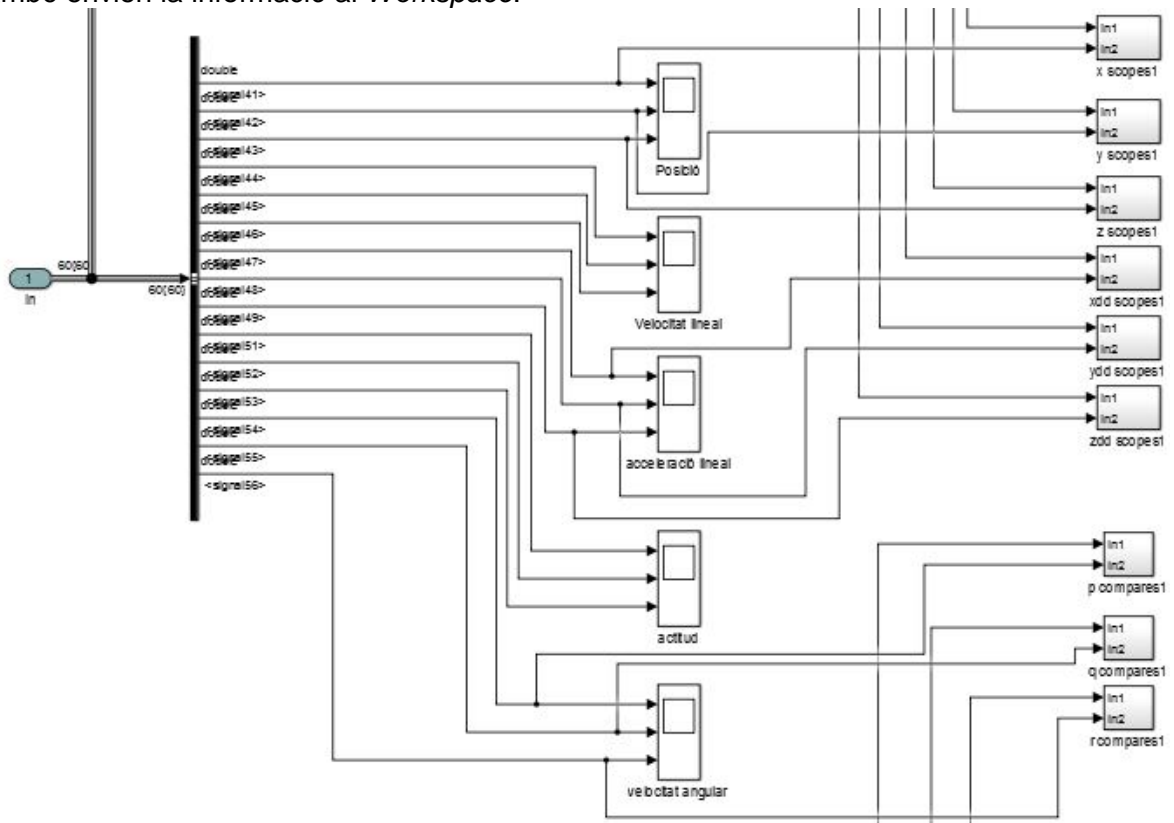


Figura 7-22 Recepció de dades al *UART_communication.mdl*



8. Aspectes econòmics, ambientals i de seguretat

8.1. Pressupost del projecte

En aquest apartat es recullen els aspectes econòmics en un pressupost resumit i es tenen en compte consideracions mediambientals i de seguretat.

A l'hora de confeccionar el pressupost s'ha agrupat els principals costos segons la tipologia dels conceptes, dividint el document en els següents capítols:

- Costos de programari
- Costos de hardware
- Factor humà de l'estudi

S'arriba al següent resum del pressupost:

Títol	01	Estudi i disseny d'un sistema de fusió de dades d'actitud i posició a bord per al seguiment de trajectòries d'un UAV		
Codi	Concepte	Preu	Quantitat	Import
0102	Costos de programari	87,34	1	87,34
0103	Costos de hardware		1	9471,41
0104	Factor humà		1	18600
	Cost total de l'estudi			28158,75

Taula 8-1 Resum de costos de l'estudi

S'ha adjuntat el document del pressupost a la memòria, on es detalla els costos de cada capítol. Com es pot observar a la Taula 1, s'obté un pressupost total de 28.158,75 €.

8.2. Impacte ambiental

L'estudi en sí ha causat un impacte ambiental mínim, en forma del consum elèctric de l'ordinador utilitzat durant la seva realització. També s'ha de considerar el consum elèctric del *Hummingbird* i dels mòduls *MB100*, però es considera negligible donat que s'ha utilitzats tan sols un parell de cicles de càrrega en tres bateries diferents.

Aquest treball, però, també ha tingut un impacte positiu degut als objectius proposats, i les conseqüències que poden tenir a llarg termini. La implementació d'un sistema de fusió de dades d'actitud i posició a bord d'un UAV permet un increment de l'autonomia dels vehicles aeris. Això implica avanços en el sector dels vehicles no tripulats, aparells cada cop més presents a operacions civils i militars, el que es pot traduir en un estalvi de combustible degut a l'estalvi de pes, al poder substituir en algun moment al pilot i al permetre la simplificació dels sistemes de control de l'aeronau.

També cal destacar, d'entre les aplicacions civils que es poden millorar fent ús de la fusió de dades a bord d'un UAV (enumerades a l'apartat 2), les tasques com la protecció de la pesca, el monitoratge del medi ambient, el control d'operacions d'agricultura, la gestió de desastres i crisis, l'extinció d'incendis o el control de la contaminació. Entre totes, es

contribueix a protegir i preservar el medi ambient de maneres molt diverses, fent un bon ús de la tecnologia.

En global, es veu com aquest estudi té un gran impacte mediambiental positiu que supera enormement el petit impacte negatiu inicial degut al consum d'energia.

8.3. Mesures de seguretat

Durant la realització de l'estudi s'ha establert una sèrie de mesures de seguretat per tal d'evitar incidents, a l'hora de manipular els diversos elements de *hardware* emprats.

En general, s'ha utilitzat el sentit comú, conjuntament amb les següents precaucions generals:

- Consultar i llegir rigorosament els manuals de referència de tots els components per evitar-ne un mal ús.
- Evitar el contacte amb els connectors de les bateries per evitar curtcircuits.
- Fer ús de les eines necessàries a l'hora de desendollar el connectors com el cable del GPS o els mòduls de comunicació Xbee.
- Carregar les bateries d'ió liti-polímer de manera correcta, sempre vigilat el procés.

A més, durant les proves al laboratori amb els motors de l'ATH en marxa s'ha col·locat el quadrotor al banc de proves dissenyat a (22), mostrat a la Figura 8-1:

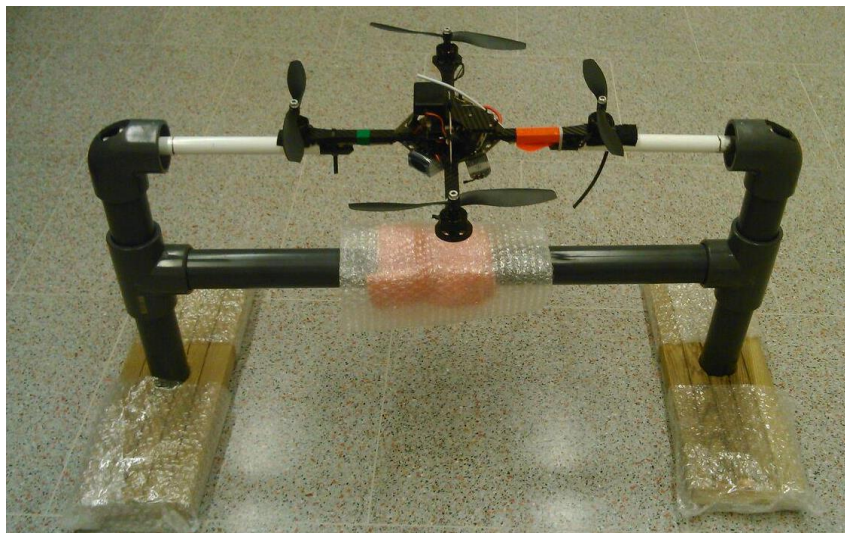


Figura 8-1 Banc de proves

Seguint aquestes directrius s'ha realitzat l'estudi sense cap tipus d'incidència.

9. Calendari del projecte i tasques futures

9.1. Planificació del projecte

El projecte s'ha desenvolupat seguint una planificació prèvia i s'ha realitzat unes tasques definides a l'inici d'aquest per tal de realitzar-les de manera ordenada per evitar possibles solapaments o contratemps en cas de no poder realitzar-ne alguna. Així doncs, procedim a descriure les tasques principals:

1. Estudi de l'estat de l'art, així com de les possibles solucions que es podrien utilitzar: **Tasques 3 i 4.**
Estudi de l'evolució històrica tant de quadrotors com de la fusió de dades, així com els principals avenços i aplicacions que han impulsat aquest desenvolupament. Anàlisi de les diverses solucions avui dia.
2. Comprensió dels sensors a bord i del dispositiu GPS utilitzats: **Tasca 16.**
Estudi dels sensors disponibles així com la investigació del dispositiu GPS diferencial RTK llegint els manuals d'usuari i comprovant el correcte funcionament de tots els components. Es substituirà el GPS de fàbrica per aquesta tecnologia per millorar les mesures de posició, pel que és necessari un aprenentatge tant del hardware com del software per recollir correctament les dades que proporciona.
3. Anàlisi del quadrirotor *Hummingbird*. S'estudiarà tant les característiques tècniques del vehicle com el software i hardware que incorpora: **Tasca13.**
Primera presa de contacte amb el quadrotor que s'utilitzarà. Revisió visual de tots els components de l'aparell i lectura del manual amb l'objectiu d'assegurar el correcte funcionament.
4. Anàlisi del sistema de control de l'aeronau, programat prèviament: **Tasca21.**
S'estudiarà l'algorisme de control presentat als antecedents, per tal d'entendre'l i poder-lo utilitzar.
5. Estudi del funcionament de la fusió de dades: **Tasca 26.**
Comprensió dels mecanismes més habituals de fusió de dades i estudi exhaustiu del més adient per la nostra aplicació.
6. Disseny i programació del sistema fusió de dades al vehicle: **Tasca 27.**
Tasca principal d'aquest projecte, que té com a resultat l'objecte plantejat anteriorment. Es programarà un sistema de fusió de dades al processador d'alt nivell del vehicle, que s'encarregarà d'estimar els seus estats.
7. Proves de vol: **Tasca 31.**
Validació experimental del sistema del punt anterior. Es faran proves de vol per tal de comprovar el correcte funcionament de tots els sistemes del UAV en temps real.

A continuació es presenta un llistat de totes les tasques que formen part de la planificació amb les dependències entre tasques així com l'estimació del temps necessari assignat a cadascuna.

Tasca	Nom	Durada	Inici	Fi	Precedents
1	PROJECTE	138 dies	17/02/2016	04/07/2016	
2	INICI	0 dies	17/02/2016	17/02/2016	
3	ESTUDI D'ALTERNATIVES	7 dies	23/02/2016	01/03/2016	
4	ESTAT DE L'ART	10 dies	17/02/2016	27/02/2016	
5	Estudi dels quadrotors	8 dies	17/02/2016	25/02/2016	
6	Estudi de les tècniques de fusió de dades	8 dies	19/02/2016	27/02/2016	
7	ELABORACIÓ PROJECT CHARTER	12 dies	17/02/2016	29/02/2016	
8	Objectius	3 dies	17/02/2016	20/02/2016	
9	Abast	2 dies	24/02/2016	26/02/2016	8
10	Requisits	2 dies	25/02/2016	27/02/2016	
11	Antecedents	2 dies	26/02/2016	28/02/2016	
12	Calendari	2 dies	27/02/2016	29/02/2016	
13	ANÀLISI DEL QUADRIROTOR HUMMINGBIRD	4 dies	20/02/2016	24/02/2016	
14	Característiques tècniques i hardware	2 dies	20/02/2016	22/02/2016	
15	Software necessari	3 dies	21/02/2016	24/02/2016	
16	DISPOSITIU GPS DIFERENCIAL MB100	4 dies	29/02/2016	04/03/2016	
17	Estudi del manual d'usuari del GPS diferencial	3 dies	29/02/2016	03/03/2016	
18	Substitució del GPS de sèrie pel MB100	1 dia	01/03/2016	02/03/2016	
19	Comprovació del correcte funcionament del GPS diferencial	1 dia	03/03/2016	04/03/2016	17;18
20	ENTREGA PROJECT CHARTER	0 dies	04/03/2016	04/03/2016	7
21	SISTEMA DE CONTROL DE L'AERONAU	20 dies	04/03/2016	24/03/2016	
22	Comprensió de l'algoritme	10 dies	04/03/2016	14/03/2016	
23	Validació de l'algoritme i de la recepció de dades	10 dies	14/03/2016	24/03/2016	22
24	SEGUIMENT DEL PROJECTE 1	0 dies	23/03/2016	23/03/2016	
25	FUSIÓ DE DADES	60 dies	24/03/2016	23/05/2016	13;16;21
26	Estudi teòric	25 dies	24/03/2016	18/04/2016	
27	Disseny i programació del sistema fusió de dades al vehicle	35 dies	18/04/2016	23/05/2016	26
28	SEGUIMENT DEL PROJECTE 2	0 dies	15/04/2016	15/04/2016	
29					
30	SEGUIMENT DEL PROJECTE 3	0 dies	06/05/2016	06/05/2016	
31	VALIDACIÓ EXPERIMENTAL	30 dies	23/05/2016	22/06/2016	25
32	Proves de vol amb l'algoritme de fusió de dades a bord	30 dies	23/05/2016	22/06/2016	
33	SEGUIMENT DEL PROJECTE 4	0 dies	27/05/2016	27/05/2016	
34	LLIURAMENT A INTRANET DEL TFG DEFINITIU	0 dies	23/06/2016	23/06/2016	31
35	PREPARACIÓ DE LA DEFENSA	12 dies	22/06/2016	04/07/2016	

Taula 9-1 Tasques del projecte

Amb aquestes dades es pot construir el calendari del TFG en forma del diagrama de Gantt presentat a continuació.

9. Calendari del projecte i tasques futures

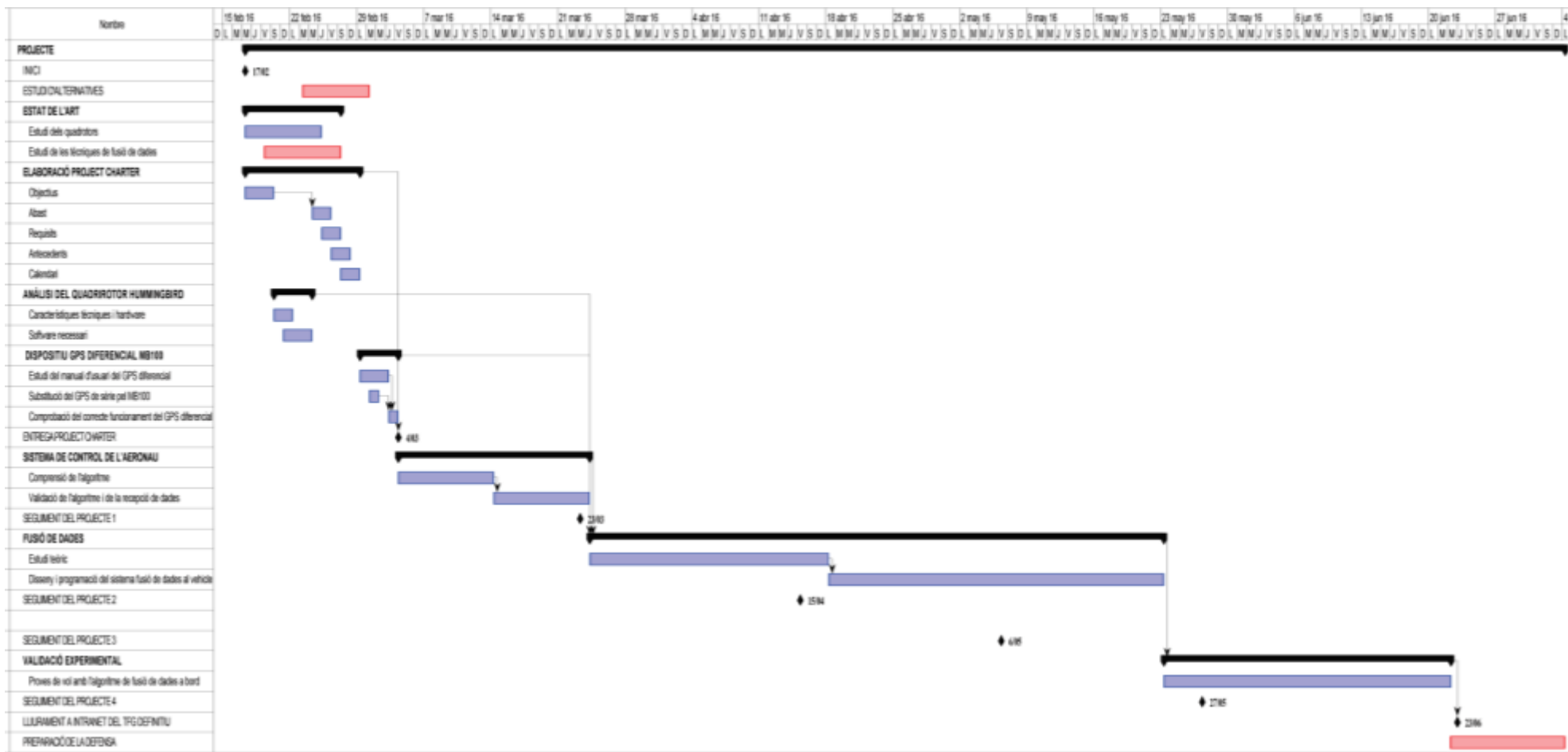


Figura 9-1 Diagrama de Gantt del projecte

9.2. Tasques futures

Donada per finalitzada la implementació del sistema de fusió de dades es pot continuar la línia d'investigació amb el disseny d'un nou controlador d'actitud i posició. Es pot fer ús de les variables estimades conjuntament amb informació addicional rebuda per l'ordinador a bord com les revolucions dels motors per tal de dissenyar un sistema de control eficient i robust. El fet de tenir-ho embarcat implica rebre informació en temps real, a mesura que es rep dades dels sensors.

A més, degut a les avantatges de la fusió de dades es pot aprofitar els punts forts de cada sensor, incrementant la precisió de les variables estimades o fins i tot permetre al controlador la detecció de possibles fallades d'algun sensor i poder aterrar de manera segura gràcies a les dades redundants d'altres sensors.

Seguint aquesta indicació, es pot planificar una sèrie de tasques per tal de dur a terme la continuació de la recerca de manera adequada:

- Disseny d'un controlador d'actitud que permeti el control de les revolucions dels motors fent ús de les variables estimades pel Filtre de Kalman Estès.
- Algoritme de control de posició llegint les dades de posició resultants de la fusió de dades.
- Comprovació del correcte funcionament del sistema enfront la fallada sobtada d'algun dels sensors a bord, al banc de proves disponible al laboratori.

Així doncs, es tindran les següents relacions entre tasques:

Tasca	Nom	Precedents
1	CONTROLADOR D'ACTITUD I POSICIÓ amb dades del EKF	
2	Disseny de controlador d'actitud	
3	Creació d'un algoritme de control de la posició	
4	CONTROLADOR D'ACTITUD I POSICIÓ amb dades del EKF	
5	Sistema de detecció de fallades	
6	Algoritme per realitzar aterratge segur amb dades disponibles	
7	VALIDACIÓ EXPERIMENTAL	
8	Experiments de fallada al banc de proves	5;6
9	Proba del controlador d'actitud al banc de proves	2
10	Proba de l'algoritme de control de posició a l'exterior	3

Taula 9-2 Planificació de tasques futures

A partir d'aquestes tasques, podem definir el gràfic Gantt mostrat a la Figura 9-2 amb la planificació futura del projecte:

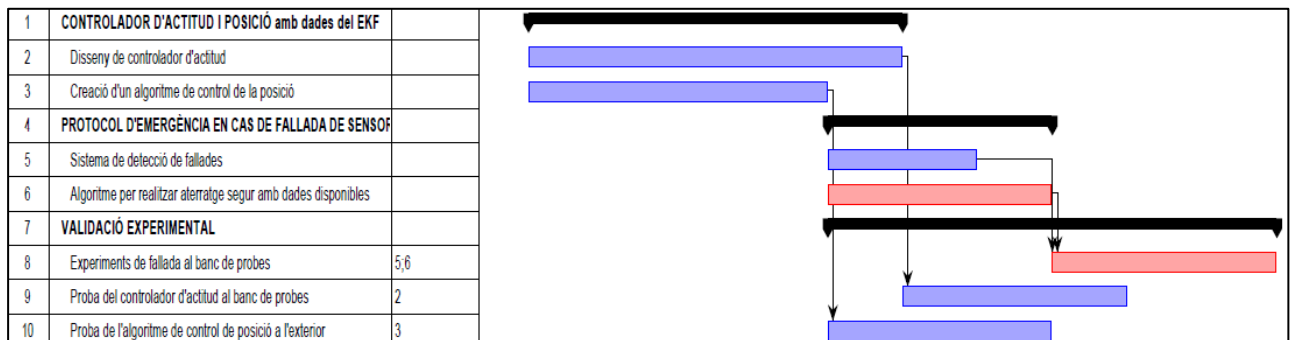


Figura 9-2 Diagrama de Gantt de les tasques futures

10. Conclusions

Recordem que l'objectiu d'aquest estudi ha estat la implementació d'un sistema de fusió de dades d'actitud i posició a bord de la plataforma *Hummingbird* d'*AscTec*. Així doncs, aquest estudi ha comportat una bona comprensió del funcionament de l'aeronau així com de la fusió de dades.

S'ha estudiat diversos els observadors existents i, per mitjà de l'exemple del pèndul, s'ha escollit el més adequat pel nostre cas, el Filtre de Kalman Estès (EKF). Posteriorment, s'ha validat el filtre fent ús de mesures preses al laboratori.

També s'ha analitzat els mòduls GPS amb tecnologia RTK *MB100* i s'han configurat de manera correcta seguint el manual d'usuari, mitjançant el programari *AshCom*. Cal destacar alguns problemes inicials amb les comunicacions sense fils amb els mòduls *XBee*. Hem comprovat que els dos mòduls es comuniquen entre ells correctament per mitjà d'una connexió sèrie per cable, pel que s'ha procedit a veure què falla als mòduls de comunicació. Finalment, s'ha trobat que el problema es trobava a la velocitat de transferència. Un cop canviada la velocitat de transferència s'ha obtingut mesures de posició precises amb RTK .

A continuació s'ha treballat amb els sensors que es troben a bord del vehicle, instal·lats pel fabricant. S'ha treballat amb un dels dos quadrotors disponibles al laboratori, al què li falla el GPS, fet que no ens condiciona degut a l'objectiu de substituir-lo pels mòduls *MB100*. En aquest punt també s'ha estudiat detingudament el manual d'usuari de l'*ATH* i les diverses taules d'informació disponibles a la pàgina del fabricant.

El següent pas ha estat l'anàlisi del sistema per tal de comprendre el seu funcionament i s'ha realitzat un modelat de l'error dels diversos sensors. Això ha permès realitzar el model en espai d'estats i el disseny de l'algoritme de l'EKF.

A l'hora d'implementar el filtre a bord del quadrotor s'ha fet ús de les eines gratuïtes *Simulink Toolkit* i *SDK* per tal d'afegir el nostre algoritme al model proporcionat per *AscTec*, compilar-ho en C i posteriorment *flashejar*-ho al processador d'alt nivell *HLP*. En aquest punt s'ha hagut de trobar un punt d'equilibri entre el temps d'execució de l'algoritme i el pes que ocupa el fitxer. En un principi s'ha optimitzat l'algoritme per reduir al màxim el temps d'execució, amb la contrapartida de fer un ús massa gran de memòria al utilitzar variables persistents. Això ha causat problemes a l'hora de pujar el codi al *HLP*, donat que s'excedia la memòria RAM màxima a bord. Realitzant alguns canvis en l'algoritme s'ha reduït el tamany del fitxer a costa d'incrementar lleugerament el temps d'execució.

Un cop acabat, s'ha realitzat una prova prenent com a entrada les dades experimentals de tots sensors a bord per tal de verificar el correcte funcionament del filtre. Els resultats són prou bons, donat que aproximen gairebé a la perfecció la posició del quadrotor i les velocitats angulars, mentre que per les acceleracions existeix un error petit en l'acceleració en x però aproxima molt bé en l'acceleració y i z.

11. Bibliografia

1. Van Blyenburgh, P. UAVs: an overview. A: *Journal of Air & Space Europe* [en línia]. 1999, Vol. 1, núm. 5-6, p. 43-47. ISSN 12900958. DOI 10.1016/S1290-0958(00)88869-3. Disponible a: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1290095800888693>.
2. Van Blyenburgh, P. May 8 , 2003 - Presentation at the Technical University of Delft The Netherlands UAVs : An Overview of the Current Situation. A: [en línia]. 2003, Disponible a: http://uvs-international.org/phocadownload/01_5_Presentations_by_UVSI/021_Universiteit-van-Delft_Netherlands_may-2003--UAVs-An-Overview-of-the-Current-Situation.pdf.
3. Gupta, S.G., Ghonge, M.M. i Jawandhiya, P.M. Review of Unmanned Aircraft System. A: *International Journal of Advanced Research in Computer Engineering & Technology* [en línia]. 2013, Vol. 2, núm. 4, p. 2278-1323. Disponible a: <http://ijarcet.org/wp-content/uploads/IJARCET-VOL-2-ISSUE-4-1646-1658.pdf>.
4. Chao, H., Cao, Y. i Chen, Y. Autopilots for Small Unmanned Aerial Vehicles: A Survey. A: *Journal of Control, Automation and Systems* [en línia]. 2010, Vol. 8, núm. 1, p. 36-44. ISSN 1598-6446. DOI 10.1007/s12555-010-0105-z. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=4304064&queryText=Autopilots for Small Fixed-Wing Unmanned Air Vehicles A survey&newsearch=true>.
5. Gupte, S., Mohandas, P.I.T. i Conrad, J.M. A survey of quadrotor unmanned aerial vehicles. A: *Conference Proceedings - IEEE SOUTHEASTCON* [en línia]. 2012, ISSN 07347502. DOI 10.1109/SECon.2012.6196930. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6196930&newsearch=true&queryText=A Survey of Quadrotor Unmanned Aerial Vehicles>.
6. Kingston, D. et al. Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed Wing UAVs. A: *2nd AIAA «Unmanned Unlimited» Conf. and Workshop & Exhibit* [en línia]. 2003, p. 10. ISSN 1940-3151. DOI 10.2514/6.2003-6559. Disponible a: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2003-6559>.
7. The UAV. A: [en línia]. [Consulta: 28 febrer 2016]. Disponible a: <http://theuav.com/index.html>.
8. Capella Roca, P. Estudi per a la fusió de dades de posició i actitud en un multirotor *AscTec Hummingbird*. A: . 2015.
9. Copter. Inicio. A: [en línia]. [Consulta: 21 febrer 2016]. Disponible a: <http://copter.ardupilot.com/>.
10. What is a MultiCopter and How Does it Work? A: [en línia]. [Consulta: 21 febrer 2016]. Disponible a: <http://copter.ardupilot.com/wiki/what-is-a-multicopter-and-how-does-it-work/>.
11. Advanced MultiCopter Design. A: [en línia]. [Consulta: 21 febrer 2016]. Disponible a: <http://copter.ardupilot.com/wiki/advanced-multicopter-design/>.
12. Flynn, E.P. Low-cost approaches to UAV design using advanced manufacturing techniques. A: *2013 IEEE Integrated STEM Education Conference (ISEC)* [en línia]. 2013, p. 1-4. DOI 10.1109/ISECon.2013.6525199. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=6525199>.
13. Lim, H. et al. Build your own quadrotor: Open-source projects on unmanned aerial vehicles. A: *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 2012, Vol. 19, núm. 3, p. 33-45. ISSN 10709932. DOI 10.1109/MRA.2012.2205629.
14. Meier, L. et al. Pixhawk: A system for autonomous flight using onboard computer vision. A: [en línia]. 2011, p. 2992-2997. DOI 10.1109/ICRA.2011.5980229. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/Xplore/cookieDetectResponse.jsp?reload=true&nhttp://people.inf.ethz.ch/lomeier/publications/pixhawk_icra2011.pdf.
15. Bouabdallah, S. i Siegwart, R. Towards intelligent miniature flying robots. A: *Springer Tracts in Advanced Robotics* [en línia]. 2006, Vol. 25, p. 429-440. ISSN 16107438. DOI 10.1007/11736592_36. Disponible a: <https://e-collection.library.ethz.ch/eserv.php?pid=eth:8119&dsID=eth-8119-01.pdf>.
16. Akita, R.M. User based data fusion approaches. A: *Proceedings of the 5th International Conference on Information Fusion, FUSION 2002* [en línia]. 2002, Vol. 2, p. 1457-1462. DOI 10.1109/ICIF.2002.1020987. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=1020987&newsearch=true&queryText=User based data fusion approaches>.

17. Hall, D.L. i Llinas, J. *Handbook of Multisensor Data Fusion*. 2001. ISBN 0415309999.
18. Abeijon, D. Fusión de Datos. A: *Universitat Politècnica de Catalunya* [en línia]. 2007, p. 17-34. Disponible a: <https://upcommons.upc.edu/pfc/bitstream/2099.1/4376/28/03.pdf>.
19. Dailey, D., Harn, P. i Lin, P. ITS data fusion. A: [en línia]. 1996, núm. April 1996. Disponible a: <http://depts.washington.edu/trac/bulkdisk/pdf/410.1.pdf>.
20. Gmbh, A.T. *AscTec Hummingbird with AutoPilot User's Manual*. A: . p. 1-28.
21. Ryll, A. *AscTec Research AscTec Hummingbird*. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 16 maig 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/AscTec+Hummingbird>.
22. Sánchez, P. Estudio del control de un UAV multirotor *AscTec Hummingbird*. A: . 2015.
23. Ashtech. *Reference Manual MB100 B*. 2011. ISBN 1800229240.
24. Navilock. Navilock NL-507ETTL u-blox TTL Modul. A: [en línia]. 2014. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://www.navilock.de/produkt/60416/pdf.html?sprache=de>.
25. Navilock. Datasheet of GPS smart antenna module , NL50X u-blox series. A: [en línia]. 2014. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://www.navilock.de/files/16982.download>.
26. Maksymiw, A. *AscTec Simulink Toolkit*. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/AscTec+Simulink+Toolkit>.
27. Maksymiw, A. *AscTec SDK*. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/AscTec+SDK>.
28. Halvorsen, H.-P. State estimation with observers. A: *University College of Southeast Norway Faculty of Technology* [en línia]. [Consulta: 25 març 2016]. Disponible a: http://home.hit.no/~hansha/documents/control/theory/stateestimation_with_observers.pdf.
29. Wang, X. i Formulation, A.P. Distributed Luenberger Observers for Linear Systems. A: . 2012, p. 4267-4271.
30. Luenberger, D.G. An Introduction to Observers. A: [en línia]. 1971, Disponible a: [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=1099826&newsearch=true&queryText=An Introduction to Observers](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=1099826&newsearch=true&queryText=An+Introduction+to+Observers).
31. Halvorsen, H.-P. State estimation with Kalman Filter. A: *University College of Southeast Norway Faculty of Technology* [en línia]. 1960. [Consulta: 25 març 2016]. Disponible a: http://home.hit.no/~hansha/documents/control/theory/stateestimation_with_observers.pdf.
32. Mau, S. What is the Kalman Filter and How can it be used for Data Fusion? A: *Robotics Math* [en línia]. 2005, núm. December 2005, p. 16-811. Disponible a: <http://www.cs.cmu.edu/~smau/Mau05MathKalman.pdf>.
33. Maybeck, P.S. *The Kalman Filter: An Introduction to Concepts*.
34. Kleeman, L. Understanding and applying Kalman filtering. A: *Proceedings of the Second Workshop on Perceptive ...* [en línia]. 1996, p. 1-37. Disponible a: http://www.cs.cmu.edu/~motionplanning/papers/sbp_papers/integrated3/kleeman_kalman_basics.pdf.
35. Ribeiro, M.I. Kalman and Extended Kalman Filters: Concept , Derivation and Properties. A: . 2004, núm. February.
36. LEWIS, F.L., XIE, L. i POPA, D. *Optimal and Robust Estimation With an Introduction to Stochastic Control Theory*. ISBN 9781420008296.
37. Bishop, G. i Welch, G. An introduction to the kalman filter. A: [en línia]. 2001, Disponible a: http://old.shahed.ac.ir/references/kalman_filter_notes.pdf.
38. Inverted Pendulum : System Modeling. A: *Control tutorials for MATLAB & Simulink* [en línia]. 2016. [Consulta: 25 març 2016]. Disponible a: <http://ctms.engin.umich.edu/CTMS/index.php?example=InvertedPendulum§ion=SystemModeling>.
39. Gómez Tierno, M.Á., Pérez Cortés, M. i Puentes Márquez, C. *Mecánica del vuelo* [en línia]. Madrid: Ibergaceta, 2012. ISBN 9788415452010. [Consulta: 3 maig 2016]. Disponible a: http://cataleg.upc.edu/record=b1420969~S1*cat.

40. Gómez Tierno, M.Á. F1.2 Mecánica del Vuelo. A: [en línea]. 2008. [Consulta: 12 maig 2016]. Disponible a: http://webserver.dmt.upm.es/media/files/Sistemas_de_Referencia_y_ngulos._Miguel_ngel_Gmez_Tierno.pdf.
41. Tewari, A. *Automatic Control of Atmospheric and Space Flight Vehicles*. ISBN 9788578110796. DOI 10.1017/CBO9781107415324.004.
42. Zhang, X. et al. A survey of modelling and identification of quadrotor robot. A: *Abstract and Applied Analysis* [en línea]. 2014, Vol. 2014. ISSN 16870409. DOI 10.1155/2014/320526. Disponible a: <http://www.hindawi.com/journals/aaa/2014/320526/>.
43. McKerrow, P. Modelling the Draganflyer four-rotor helicopter. A: *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004* [en línea]. 2004, Vol. 4, núm. May, p. 3596-3601. ISSN 1050-4729. DOI 10.1109/ROBOT.2004.1308810. Disponible a: <http://ro.uow.edu.au/cgi/viewcontent.cgi?article=1099&context=infopapers>.
44. Bouabdallah, S. Design and Control of Quadrotors With Application To Autonomous Flying. A: *Techniques* [en línea]. 2007, Vol. 3727, núm. 3727, p. 61. DOI 10.5075/epfl-thesis-3727. Disponible a: http://biblion.epfl.ch/EPFL/theses/2007/3727/EPFL_TH3727.pdf.
45. Davalos, P.J.C. Real-time Control Architecture for a Multi UAV Test Bed. A: [en línea]. 2012, p. 130. Disponible a: <http://repository.unm.edu/handle/1928/21995>.
46. Ull, A.R. Apuntes: Diseño de helicópteros y aeronaves diversas. A: . 2011,
47. Vidal, A.B. *Helicopters 2.16-Momentum Theory in Forward Flight III*.
48. Leishman, J.G. *[J_Gordon_Leishman]_Principles_of_helicopter_aero(BookZZ.org).pdf*. 2nd editio. Cambridge Aerospace Series,
49. Lehmkuhl, O. *3.2 Performance*.
50. Ryll, A. Date : *AscTec Hummingbird CAD Models*. A: [en línea]. 2016. [Consulta: 17 maig 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/CAD+Models>.
51. Gómez Tierno, M.Á. F1.3 Mecánica del Vuelo. A: [en línea]. 2008. [Consulta: 16 maig 2016]. Disponible a: http://webserver.dmt.upm.es/media/files/Sistemas_de_Referencia_y_ngulos._Miguel_ngel_Gmez_Tierno.pdf.
52. Lehmkuhl, O. *3.1 Vertical Flight*.
53. Beer, F.P. i Johnston, E.R. Vector mechanics for engineers - Statics and dynamics. A: *McGraw-Hill, New York*. 1988, Vol. 5, p. -. ISSN 1098-6596. DOI 10.1017/CBO9781107415324.004.
54. Santiaguillo-Salinas, J. i Aranda-Bricaire, E. Seguimiento de Trayectorias para un Helicòptero de 4 Rotores AR.Drone 2.0 Utilizando ROS. A: [en línea]. 2014, Disponible a: <http://amca.mx/memorias/amca2014/articulos/0177.pdf>.
55. Canada, G. Magnetic field calculator - Results. A: [en línea]. 2016. [Consulta: 30 maig 2016]. Disponible a: <http://geomag.nrcan.gc.ca/calc/mfcal-en.php>.
56. Nacional, I.G. Cálculo declinación magnética. A: [en línea]. 2016. [Consulta: 30 maig 2016]. Disponible a: <http://www.ign.es/ign/layoutIn/visorgeomagnetismo.do>.
57. Survey, N. environment. World Magnetic Model 2015 Calculator. A: [en línea]. 2016. [Consulta: 30 maig 2016]. Disponible a: http://geomag.bgs.ac.uk/data_service/models_compass/wmm_calc.html.
58. Achtelik, M. et al. Onboard IMU and monocular vision based control for MAVs in unknown in- and outdoor environments. A: *Proceedings - IEEE International Conference on Robotics and Automation* [en línea]. 2011, p. 3056-3063. ISSN 10504729. DOI 10.1109/ICRA.2011.5980343. Disponible a: [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=5980343&newsearch=true&queryText=Onboard IMU and monocular vision based control for MAVs in unknown in- and outdoor environments](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=5980343&newsearch=true&queryText=Onboard+IMU+and+monocular+vision+based+control+for+MAVs+in+unknown+in-+and+outdoor+environments).
59. Ashtech. *Reference Manual Ashtech Optimized Messaging*. 2010.
60. Bemporad, A. Automatic Control-State estimation and linear observers. A: *Course PPT* [en línea]. 2011, p. 1-13. Disponible a: <http://cse.lab.imtlucca.it/~bemporad/teaching/ac/pdf/06b-estimator.pdf>.
61. Bouabdallah, S., Murrieri, P. i Siegwart, R. Design and control of an indoor micro quadrotor. A: *IEEE International Conference on Robotics and Automation, 2004. Proceedings. ICRA '04. 2004* [en línea]. 2004, Vol. 5,

- núm. April, p. 4393-4398. ISSN 1050-4729. DOI 10.1109/ROBOT.2004.1302409. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=1302409&url=http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=1302409.
62. Bramwell, A.R.S., Done, G. i Balmford, D. Bramwell's helicopter dynamics. A: . 2nd editio. 1001, ISBN 0 7506 5075 3.
63. Cannot, D.S. et al. ROS wiki. A: . 2016.
64. Capella Roca, P. Estudi per a la fusió de dades de posició i actitud en un multirotor *AscTec Hummingbird*. Annexes. A: . 2015,
65. Caron, F. et al. GPS/IMU data fusion using multisensor Kalman ltering: introduction of contextual aspects. A: *Information Fusion* [en línia]. 2006, Vol. 7, núm. 2, p. 221-230. ISSN 15662535. DOI 10.1016/j.in. Disponible a: http://www.stats.ox.ac.uk/~caron/Publications/J_Information_Fusion_2004.pdf.
66. Carreira, T.G. Quadcopter Automatic Landing on a Docking Station. A: . 2013, núm. October.
67. Chan, A., Tan, S. i Kwek, C. Sensor data fusion for attitude stabilization in a low cost Quadrotor system. A: *Consumer Electronics (ISCE)*, ... [en línia]. 2011, p. 34-39. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=5973778.
68. Chawla, P. Object Tracking in Simulink using Extended Kalman Filter. A: [en línia]. 2015, Vol. 4, núm. 7, p. 364-366. DOI 10.17148/IJARCCCE.2015.4783. Disponible a: <http://www.ijarccce.com/upload/2015/july-15/IJARCCCE83.pdf>.
69. Committee on Materials, Structures, and Aeronautics for Advanced Uninhabited Air Vehicles, Commission on Engineering and Technical Systems, N.R.C. *Uninhabited Air Vehicles: Enabling Science for Military Systems* [en línia]. 2000. ISBN 9780309515931. Disponible a: http://www.avia-it.com/act/biblioteca/libri/PDF_Libri_By_Archive.org/MILITARY_AVIATION/Commission_of_Engineering_and_Technical_-_Uninhabited_Air_Vehicles_-_Enabling_Science_for_Military_systems.pdf.
70. Di, L., Fromm, T. i Chen, Y. *A data fusion system for attitude estimation of low-cost miniature UAVs*. 2012. 2012. ISBN 0921029615730409. DOI 10.1007/s10846-011-9569-1.
71. Dios, D.J.R.M. De. Fusión Sensorial. A: [en línia]. Disponible a: <http://www.esi2.us.es/~jdedios/asignaturas/Clase4.pdf>.
72. Engel, J., Sturm, J. i Cremers, D. Camera-based navigation of a low-cost quadcopter. A: *2012 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems* [en línia]. 2012, p. 2815-2821. ISSN 2153-0858. DOI 10.1109/IROS.2012.6385458. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6385458&url=http://ieeexplore.ieee.org/lpdocs/epic03/wrapper.htm?arnumber=6385458.
73. Escareno, J., Salazar-Cruz, S. i Lozano, R. Embedded control of a four-rotor UAV. A: *2006 American Control Conference* [en línia]. 2006, p. 3936-3941. DOI 10.1109/ACC.2006.1657333. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=1657333&url=http://ieeexplore.ieee.org/iel5/11005/34689/01657333.pdf?arnumber=1657333>.
74. Fandino, O. Date : _____. A: . 2016, p. 20742.
75. Franchi, A. et al. Shared control: Balancing autonomy and human assistance with a group of quadrotor UAVs. A: *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 2012, Vol. 19, núm. 3, p. 57-68. ISSN 10709932. DOI 10.1109/MRA.2012.2205625.
76. Gajic, Z. Introduction to Linear and Nonlinear Observers. A: [en línia]. p. 1-51. Disponible a: <http://www.ece.rutgers.edu/~gajic/psfiles/observers.pdf>.
77. Guenard, N., Hamel, T. i Mahony, R. A Practical Visual Servo Control for an Unmanned Aerial Vehicle. A: *IEEE Transactions on Robotics* [en línia]. 2008, Vol. 24, núm. 2. ISSN 1552-3098. DOI 10.1109/TRO.2008.916666. Disponible a: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00488385/document>.
78. Gurdan, D. et al. Energy-efficient autonomous four-rotor flying robot controlled at 1 kHz. A: *Proceedings - IEEE International Conference on Robotics and Automation* [en línia]. 2007, núm. April, p. 361-366. ISSN 10504729. DOI 10.1109/ROBOT.2007.363813. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=4209118&queryText=Energy-efficient+Autonomous+Four-rotor+Flying+Robot+Controlled+at+1+kHz&newsearch=true>.

79. Ivan, G. Attitude stabilization of a Quad-rotor UAV based on rotor speed sensing with Accelerometer data estimation via Kalman filtering. A: *Chinese Control Conference* [en línia]. 2012, p. 5123-5128. ISSN 19341768. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=6390830&url=http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6390830.
80. Jwa, S. i Ozguner, U. MULTI-UAV SENSING OVER URBAN AREAS VIA LAYERED DATA FUSION. A: *Computer Engineering* [en línia]. 2007, p. 576-580. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=4301324&newsearch=true&queryText=MULTI-UAV SENSING OVER URBAN AREAS VIA LAYERED DATA FUSION>.
81. Karwoski, K. Quadcopter Control Design and Flight Operation. A: [en línia]. Disponible a: <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110015820.pdf>.
82. Lawrence, A.K. *Sensor and data fusion: a tool for information assessment and decision making* [en línia]. 2004. ISBN 0819454354. Disponible a: http://www.mathgeek.net/_Media/spie.pdf/nhttp://spie.org/x648.html?product_id=866277.
83. Lin, Y.S. i Xue, A.K. Sensor management of multi-sensor information fusion applied in automatic control system. A: *Advances in Intelligent Computing, Pt 2, Proceedings* [en línia]. 2005, Vol. 3645, p. 607-615. Disponible a: http://link.springer.com/chapter/10.1007/11538356_63.
84. Lu, Y., Li, Y. i Yu, S. Research on the algorithm of information fusion for height of UAV. A: *Proceedings - 2013 4th International Conference on Intelligent Systems Design and Engineering Applications, ISDEA 2013* [en línia]. 2013, núm. 5, p. 523-525. DOI 10.1109/ISDEA.2013.524. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6843501&newsearch=true&queryText=Research on the algorithm of information fusion for height of UAV>.
85. Maksymiw, A.A. *AscTec Communication Interface*. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/AscTec+Communication+Interface>.
86. Manual, R. *Reference Manual MB100 A*. ISBN 1800229240.
87. MARÍN PANIAGUA, L. Navegación De Un Robot Móvil De Configuración Diferencial Basada En Fusión Sensorial. A: . 2011,
88. Navilock. u-center ANTARIS™ Edition GPS Evaluation Software. A: [en línia]. 2014. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://www.navilock.de/files/11395.download>.
89. Navilock. u-blox 5 NMEA, UBX Protocol Specification. A: *ReVision* [en línia]. 2014. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://www.navilock.de/files/11409.download>.
90. Ogata, K. *Ingeniería de control moderna*.
91. Ozdemir, U. et al. Design of a commercial hybrid VTOL UAV system. A: *Journal of Intelligent and Robotic Systems: Theory and Applications* [en línia]. 2014, Vol. 74, núm. 1-2, p. 371-393. ISSN 09210296. DOI 10.1007/s10846-013-9900-0. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6564693&newsearch=true&queryText=Design of a Commercial Hybrid VTOL UAV System>.
92. Paternain, S., Rosa, R. i Canetti, R. Implementation of Sensor Data. A: . 2014,
93. Politecnico, D. et al. THE ENGINEERING AND ASSEMBLY OF A. A: [en línia]. 2015, p. 351-355. Disponible a: <http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?reload=true&arnumber=7180681>.
94. Pounds, P., Mahony, R. i Corke, P. Modelling and Control of a Quad-Rotor Robot. A: *East* [en línia]. 2006, Vol. 4, p. 44. DOI 10.1.1.127.1200. Disponible a: <http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.127.1200&rep=rep1&type=pdf>.
95. Quigley, M. et al. ROS: an open-source Robot Operating System. A: *Icra* [en línia]. 2009, Vol. 3, núm. Figure 1, p. 5. ISSN 0165022X. DOI <http://www.willowgarage.com/papers/ros-open-source-robot-operating-system>. Disponible a: <http://pub1.willowgarage.com/~konolige/cs225B/docs/quigley-icra2009-ros.pdf>.
96. Rosa, L. Elective in Robotics *AscTec Hummingbird* Quadrotor. A: [en línia]. Disponible a: http://www.dis.uniroma1.it/~venditt/didattica/eir/02_Hummingbird.pdf.
97. Roumeliotis, S.I. i Burdick, J.W. Stochastic cloning: a generalized framework for processing relative state measurements. A: *Proceedings 2002 IEEE International Conference on Robotics and Automation (Cat.*

- No.02CH37292). 2002, Vol. 2, núm. May, p. 1788-1795. ISSN 10504729. DOI 10.1109/ROBOT.2002.1014801.
98. Ryll, A. Pinout and Connections. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 16 maig 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/Pinout+and+Connections>.
99. Ryll, A. AscTec Research Propellers. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 17 maig 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/Propellers>.
100. Ryll, A.A. AutoPilot Control Software. A: [en línia]. 2016. [Consulta: 8 juny 2016]. Disponible a: <http://wiki.AscTec.de/display/AR/AutoPilot+Control+Software>.
101. Santos, M.C.P. et al. Estimating and controlling UAV position using RGB-D/IMU data fusion with decentralized information/Kalman filter. A: *Industrial Technology (ICIT), 2015 IEEE International Conference on* [en línia]. 2015, p. 232-239. DOI 10.1109/ICIT.2015.7125104. Disponible a: [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=7125104&newsearch=true&queryText=Estimating and Controlling UAV Position Using RGB-D/IMU Data Fusion with Decentralized Information/Kalman Filter](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=7125104&newsearch=true&queryText=Estimating+and+Controlling+UAV+Position+Using+RGB-D/IMU+Data+Fusion+with+Decentralized+Information/Kalman+Filter).
102. Sturm, J. 1.3 Autonomous Navigation for Flying Robots Lecture 1.3: Flying Principle of a Quadrotor. A: [en línia]. Disponible a: https://autonav.in.tum.de/handouts/lecture_1_part_3.pdf.
103. Szafranski, G. et al. Altitude estimation for the UAV's applications based on sensors fusion algorithm. A: *2013 International Conference on Unmanned Aircraft Systems, ICUAS 2013 - Conference Proceedings* [en línia]. 2013, p. 508-515. DOI 10.1109/ICUAS.2013.6564727. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=6564727&url=http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=6564727.
104. Tewari, A. *Modern control design*. ISBN 9788578110796. DOI 10.1017/CBO9781107415324.004.
105. Tomic, T. et al. Toward a fully autonomous UAV: Research platform for indoor and outdoor urban search and rescue. A: *IEEE Robotics and Automation Magazine*. 2012, Vol. 19, núm. 3, p. 46-56. ISSN 10709932. DOI 10.1109/MRA.2012.2206473.
106. Weiss, S. et al. Versatile Distributed Pose Estimation and Sensor Self-Calibration for Autonomous MAV. A: *{IEEE} Int. Conf. on Robotics and Automation (ICRA)* [en línia]. 2012, Disponible a: [http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6225002&newsearch=true&queryText=Versatile Distributed Pose Estimation and Sensor Self-Calibration for Autonomous](http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=6225002&newsearch=true&queryText=Versatile+Distributed+Pose+Estimation+and+Sensor+Self-Calibration+for+Autonomous).
107. Weng, K.W. i Zainal Abidin, M.S.B. Design and control of a quad-rotor flying robot for aerial surveillance. A: *SCoReD 2006 - Proceedings of 2006 4th Student Conference on Research and Development «Towards Enhancing Research Excellence in the Region»* [en línia]. 2006, núm. SCOReD, p. 173-177. ISSN 02890003. DOI 10.1109/SCOReD.2006.4339333. Disponible a: http://ieeexplore.ieee.org/xpl/login.jsp?tp=&arnumber=4339333&url=http://ieeexplore.ieee.org/xpls/abs_all.jsp?arnumber=4339333.
108. Civilian applications: the challenges facing the UAV industry. A: *Air & Space Europe* [en línia]. 1999, Vol. 1, núm. 5-6, p. 63-66. ISSN 12900958. DOI 10.1016/S1290-0958(00)88873-5. Disponible a: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1290095800888735>.
109. AutoPilot_overview @ wiki.AscTec.de. A: [en línia]. Disponible a: http://wiki.AscTec.de/download/attachments/1704007/AutoPilot_overview.png?version=1&modificationDate=1390396296000&api=v2.
110. Boletín oficial del estado: ley_18_2014_de_15_octubre. A: [en línia]. 2014, p. 106367-106371. Disponible a: http://www.seguridadaerea.gob.es/lang_castellano/cias_empresas/trabajos/rpas/marco/default.aspx.
111. Boletín oficial del estado: ley_18_2014_de_15_octubre:English. A: *Journal of Chemical Information and Modeling* [en línia]. 2013, Vol. 53, núm. 9, p. 1689-1699. ISSN 1098-6596. DOI 10.1017/CBO9781107415324.004. Disponible a: http://www.seguridadaerea.gob.es/lang_castellano/cias_empresas/trabajos/rpas/marco/default.aspx.
112. Current and future UAV military users and applications. A: *Air & Space Europe* [en línia]. 1999, Vol. 1, núm. 5-6, p. 51-58. ISSN 12900958. DOI 10.1016/S1290-0958(00)88871-1. Disponible a: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1290095800888711>.
113. 3: XBee Testing & Configuration 3: XBee Testing & Configuration. A: *Parallax*. 2010, p. 27-43.