



Escola Tècnica Superior d'Enginyeria  
de Telecomunicació de Barcelona

UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

## PROJECTE FINAL DE CARRERA

Disseny i desenvolupament d'un pilot  
automàtic per UAS

(Design and implementation of an autopilot  
for UAS)

*Estudis: Enginyeria de Telecomunicació*

*Autor: Marcos Pérez Batlle*

*Director/a: Alberto Aguasca i Solé*

*Any: 2012*





# Disseny i desenvolupament d'un pilot automàtic per UAS

Marc Pérez-Batlle

21 de novembre de 2012



# Índex

<b>1</b>	<b>Introducció</b>	<b>9</b>
1.1	Motivació . . . . .	9
1.1.1	Objectiu del projecte . . . . .	10
1.2	Organització de la memòria . . . . .	10
<b>2</b>	<b>Estat de l'art i tecnologies utilitzades</b>	<b>11</b>
2.1	Estat de l'art . . . . .	11
2.1.1	Paparazzi . . . . .	11
2.1.2	Ardupilot . . . . .	12
2.1.3	OpenPilot . . . . .	12
2.2	Tecnologies emprades . . . . .	12
2.2.1	UAV-UAS . . . . .	12
2.2.2	Sistemes de control . . . . .	14
2.2.3	Control mitjançant PID . . . . .	15
<b>3</b>	<b>Especificacions i disseny del sistema</b>	<b>19</b>
3.1	Especificacions . . . . .	19
3.1.1	General . . . . .	19
3.1.2	Control . . . . .	19
3.1.3	Navegació . . . . .	19
3.2	Diagrama general del disseny del sistema . . . . .	19
3.2.1	Segment Aire . . . . .	20
3.2.2	Radioenllaç . . . . .	22
3.2.3	Segment terra . . . . .	22
3.3	Disseny del segment aire . . . . .	22
3.3.1	Sensors . . . . .	22
3.3.2	Sistema de fusió de dades . . . . .	24
3.3.3	Capturador de dades . . . . .	24
3.3.4	Mòdul transmissor de telemetria . . . . .	25
3.4	Radioenllaç . . . . .	25
3.4.1	Estructura del senyal de telemetria . . . . .	25
3.4.2	Estructura del senyal de control . . . . .	26
3.5	Segment terra . . . . .	26
3.5.1	Detector PWM . . . . .	26
3.5.2	Mòdul receptor de telemetria . . . . .	27
3.5.3	Decoder . . . . .	27
3.5.4	Unitat de control . . . . .	29
3.5.5	Generador PWM . . . . .	29

3.6	Modes de funcionament de la unitat de control . . . . .	29
3.6.1	Mode transparent . . . . .	30
3.6.2	Mode directe . . . . .	30
3.6.3	Mode assistit . . . . .	31
3.6.4	Mode navegació . . . . .	32
<b>4</b>	<b>Desenvolupament del sistema</b>	<b>37</b>
4.1	Costat Aire . . . . .	37
4.1.1	Desenvolupament del sistema de fusió de dades . . . . .	38
4.2	Costat terra. Dispositius auxiliars . . . . .	38
4.2.1	Detector PWM . . . . .	38
4.2.2	Generador PWM . . . . .	40
4.3	Part Terra. El decoder i la unitat de control . . . . .	41
4.3.1	Organització del programa . . . . .	42
4.3.2	Hardware utilitzat . . . . .	43
4.3.3	El decoder . . . . .	44
4.3.4	El decoder. Diagrama de les classes que processen les trames de telemetria . . . . .	47
4.3.5	La unitat de control . . . . .	48
<b>5</b>	<b>Proves de camp</b>	<b>53</b>
5.1	1a etapa. Caracterització de la plataforma i validació de l'enllaç de telemetria	53
5.1.1	Caractertizació de la plataforma . . . . .	53
5.1.2	Validació de l'enllaç de telemetria . . . . .	57
5.2	2a etapa. Validació del sistema en mode transparent i directe . . . . .	58
5.2.1	Mode transparent . . . . .	58
5.2.2	Mode directe . . . . .	58
<b>6</b>	<b>Conclusions i treball futur</b>	<b>61</b>
6.1	Conclusions . . . . .	61
6.2	Treball futur . . . . .	61
6.3	Impacte mediambiental . . . . .	63
<b>7</b>	<b>Agraïments</b>	<b>65</b>

# Índex de figures

2.1	Multicòpter de sis motors. . . . .	11
2.2	Placa principal del projecte Ardupilot. . . . .	12
2.3	Estació de control terrena del projecte OpenPilot. . . . .	13
2.4	Relació entre els conceptes UAS, UAV i GCS. . . . .	13
2.5	Diagrama de funcionament d'un sistema de control en laç tancat. . . . .	15
2.6	Diagrama de funcionament d'un PID en un sistema de control en laç tancat. . . . .	16
3.1	Diagrama general del sistema. . . . .	20
3.2	Representació dels angles de <i>roll</i> , <i>pitch</i> i <i>yaw</i> . . . . .	21
3.3	Detall del disseny del costat aire. . . . .	23
3.4	Estructura de les trames de telemetria. . . . .	25
3.5	Estructura del senyal de control. . . . .	26
3.6	Detall del disseny del segment terra. . . . .	27
3.7	Diagrama de blocs del funcionament del decoder. . . . .	28
3.8	Diagrama de la unitat de control en mode transparent. . . . .	30
3.9	Diagrama de la unitat de control en mode directe. . . . .	30
3.10	Diagrama de funcionament del PID de <i>roll</i> . . . . .	31
3.11	Diagrama de funcionament de la unitat de control en mode assistit. . . . .	32
3.12	Diagrama de funcionament del mode de navegació de la unitat de control. . . . .	32
3.13	Diagrama de funcionament de la navegació lateral per rumb. . . . .	33
3.14	Efecte dels canvis de rumb en la navegació lateral per rumb. . . . .	34
3.15	Efecte del vent en la navegació lateral per rumb. . . . .	34
3.16	Diagrama de funcionament de la navegació lateral per trajectòria. . . . .	35
3.17	Definició de l'error lateral de trajectòria. . . . .	35
3.18	Diagrama de funcionament de la navegació vertical. . . . .	36
4.1	Detall del disseny del costat aire. . . . .	37
4.2	Algorisme del sistema de fusió de dades. . . . .	39
4.3	Detall del disseny del costat terra. . . . .	39
4.4	Algorisme del detector PWM. . . . .	40
4.5	Algorisme del generador PWM. . . . .	41
4.6	Senyal de control provinent de l'emissora RC. . . . .	42
4.7	Esquema de connexió entre els dispositius auxiliars i el portàtil. . . . .	43
4.8	Algorisme del decoder. . . . .	44
4.9	Angle de <i>roll</i> respecte del temps. . . . .	45
4.10	Taxa de variació de l'angle de <i>roll</i> respecte del temps. . . . .	46
4.11	Diagrama de classes del codi que permet processar les trames de telemetria . . . . .	48
4.12	Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe. . . . .	49

4.13	Diagrama de classes que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe. . . . .	49
4.14	Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode assistit.	50
4.15	Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode navegació. . . . .	51
4.16	Diagrama de classes que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe. . . . .	51
5.1	Esquema de funcionament del sistema en la 1a etapa de les proves de camp.	54
5.2	Angles de <i>roll</i> , <i>pitch</i> i <i>yaw</i> en funció del temps. . . . .	55
5.3	Valors de pressió estàtica, temperatura i pressió dinàmica respecte el temps.	56
5.4	Valors de TAS i altitud baromètrica en funció del temps. . . . .	57
5.5	Funció densitat de probabilitat de ràfega d'error en els camps de telemetria IMU. . . . .	58
5.6	Diagrama general del sistema. . . . .	59
5.7	Ample de pols normalitzat en funció del temps pels canals de <i>throttle</i> i <i>roll</i> .	60
5.8	Comparació del langle de <i>roll</i> i l'ample de pols normalitzat en funció del temps. . . . .	60
6.1	Diagrama del sistema modificat. La unitat de control resideix en el segment aire. . . . .	62

# Índex de taules

4.1	Configuració dels sensors i dispositius comunicats en sèrie amb el sistema de fusió de dades. . . . .	38
4.2	Valors dels paràmetres que permeten escalar els amplituds del senyal de control . . . . .	40
4.3	Característiques tècniques de l'ordinador que executa tant el decoder com la unitat de control. . . . .	43
4.4	Configuració dels dispositius comunicats en sèrie amb l'ordinador. . . . .	43
4.5	Marges absoluts i de variació pels camps de la trama IMU. . . . .	46
4.6	Marges absoluts i de variació pels camps de la trama GPS. . . . .	46
4.7	Marges absoluts i de variació pels camps de la trama ADC. . . . .	47
5.1	Ràtio de trames de telemetria perdudes respecte de les enviades. . . . .	57
5.2	Configuració dels PID en mode directe . . . . .	59



## ÍNDEX DE TAULES

---

# Capítol 1

## Introducció

Aquest capítol resumeix, de manera general, la motivació i les raons que han portat a la realització d'aquest projecte. Finalment es detallarà l'organització de la present memòria.

### 1.1 Motivació

La innovació tecnològica en l'àmbit civil té com un dels seus principals objectius la millora de l'eficiència en qualsevol dels processos que es donen a tots els nivells de l'activitat humana. Un dels principals camps de recerca i innovació més actius, és el de l'automatització d'aquests processos, ja sigui total o parcialment, per millorar la seva eficiència o, fins i tot, per assolir resultats més satisfactoris.

En el cas de la indústria aeronàutica, aquesta innovació pren molta força en el camp de les aeronaus no tripulades, terme provinent de l'anglès, *Unmanned Aircraft System* (UAS) capaces de volar amb un cert nivell d'autonomia sense un pilot a bord, mitjançant un pilot automàtic que les governa. Aquesta tecnologia, heretada de l'àmbit militar però que cada cop té més presència en el civil, té un ampli ventall d'aplicacions, des de la teledetecció aèria fins a serveis de recerca i rescat.

En el cas de la teledetecció aèria, les aeronaus tenen la funció de transportar els sensors i tots els sistemes auxiliars durant l'execució de la missió. Aquestes han de volar un pla de vol determinat amb el suficient nivell de precisió per a que els sensors embarcats puguin funcionar correctament. Els avantatges en l'ús d'una plataforma no tripulada en front d'una convencional són nombrosos. Entre altres aspectes, el fet de prescindir del pilot a bord redueix els costos d'explotació notòriament. A més, les característiques de vol dels UAS, des del punt de vista de la mida, hores de vol, etc. són molt versàtils i adaptables a cada tipus de missió.

El grup de recerca de teledetecció (Remote Sensing Laboratory, RSLab) de la Universitat Politècnica de Catalunya, entre altres activitats, desenvolupa sensors i tecnologia de l'àmbit de la teledetecció que poden embarcar-se en aeronaus. A més, el grau de miniaturització que han adquirit alguns d'aquests sensors permet que siguin embarcats en aeronaus radiocontrolades de petita mida. Mitjançant aquestes aeronaus, els sensors poden ser testejats i utilitzats amb molta poca infraestructura i a molt baix cost.

No obstant, l'ús d'aeronaus radiocontrolades té un inconvenient notable: El grau de precisió necessari per al correcte funcionament dels sensors embarcats no és assolible si l'aeronau està controlada remotament des de terra. Una possible solució a aquest inconvenient és proveir-li d'un grau d'autonomia més elevat, transformant-la en un UAS

de baix cost.

Per altra banda, l'automatització del control d'una aeronau, tasca realitzada pel pilot automàtic, requereix d'elevats coneixements en teoria de control.

### 1.1.1 Objectiu del projecte

L'objectiu del present projecte és l'especificació, el disseny, el desenvolupament i la validació d'un pilot automàtic de baix cost. Aquest pilot automàtic ha de proveir a l'aeronau la suficient estabilitat i precisió en la navegació perquè els sensors embarcats en ella funcionin correctament.

Aquest pilot automàtic serà desenvolupat des de zero, basant-se en implementacions de llicència lliure que existeixen actualment, per adquirir tots els coneixements necessaris per comprendre el funcionament del mateix. A més, a diferència dels pilots automàtics existents, aquest no estarà embarcat. D'aquesta manera, en cas de que es produeixi algun error en el mateix, es podrà corregir sense fer aterrar la plataforma.

## 1.2 Organització de la memòria

La memòria està organitzada en vuit seccions, que es detallen a continuació:

- **Introducció:** S'explica la motivació del projecte i l'organització de la memòria.
- **Estat de l'art i tecnologies utilitzades:** Es descriu l'estat de l'art dels pilots automàtics per aeroanus de petita mida i radiocontrolats. Posteriorment es detallen els conceptes tecnològics i tèorics utilitzats al llarg del mateix, com ara la definició formal d'aeronau no tripulada o la teoria de control, per poder-los utilitzar al llarg de tota la memòria.
- **Especificació i disseny del sistema:** Aquí es detallen totes les característiques que haurà de complir el sistema. Posteriorment, s'explica el disseny, tant del pilot automàtic com dels altres dispositius auxiliars que permeten assolir-les.
- **Desenvolupament del sistema:** En aquest capítol, es descriu com s'ha dut a terme la creació del sistema, des d'un punt de vista software. S'especificaran els diferents algorismes que s'han ideat pels diferents dispositius involucrats en el mateix.
- **Proves de camp per la validació del concepte:** En aquest punt, es descriurà les proves de camp que s'han realitzat durant aquest projecte per validar el disseny i la implementació del projecte i assegurar el compliment de les especificacions plantejades inicialment.
- **Conclusions i treball futur:** Per acabar la memòria s'han escrit les conclusions del projecte, l'impacte mediambiental del mateix i les possibles línies de treball futur que se'n deriven.

## Capítol 2

# Estat de l'art i tecnologies utilitzades

En aquest capítol es descriuen l'estat de l'art en matèria de pilots automàtics de petita mida i de baix cost per a aeronaus radiocontrolades. Posteriorment, es detallen diversos aspectes tecnològics, des d'un punt de vista teòric, perquè puguin ser utilitzats durant tota la memòria.

### 2.1 Estat de l'art

Existeixen diversos desenvolupaments de pilots automàtics de llicència lliure que bàsicament adapten aeronaus radiocontrolades proveint-les d'un cert grau d'autonomia. A continuació es descriuen, de manera general, les més conegudes.

#### 2.1.1 Paparazzi

Paparazzi és un projecte de hardware i software gratuït de codi obert on es desenvolupa un pilot automàtic per a aeronaus d'ala fixa i multicòpters (veure figura 2.1) [1]. Aquest es duu a terme a l'ENAC (*École Nationale de l'Aviation Civile*) francesa. El projecte Paparazzi no només inclou tot el hardware i el software embarcat, sinó que també tot allò necessari per controlar i monitoritzar l'aeronau des de terra.



Figura 2.1: Multicòpter de sis motors.

El pilot automàtic que desenvolupen és molt conegut per la combinació que realitzen de les mesures inercials per calcular l'actitud de l'aeronau.

### 2.1.2 Ardupilot

De la mateixa manera que el projecte Paparazzi, l'Ardupilot també és un projecte de hardware i software gratuït de codi obert [2]. No obstant, a diferència del Paparazzi, l'Ardupilot es basa en el hardware Arduino. Utilitza també sensors inercials per l'estabilització de la plataforma i GPS per la navegació de la mateixa. A la figura 2.2 es mostra la placa principal, on s'executa l'algorisme de control.

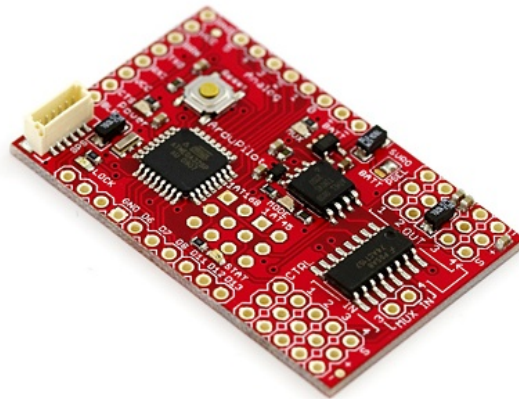


Figura 2.2: Placa principal del projecte Ardupilot.

### 2.1.3 OpenPilot

El projecte OpenPilot, de la mateixa manera que els dos projectes anteriors, és de codi obert i proveeix als usuaris del mateix un pilot automàtic robust i de baix cost per a tot tipus de plataformes aèries, incloent-hi l'helicòpters i vehicles terrestres i marítims [3]. Aquest projecte es va iniciar al 2010 i, actualment, tenen dos línies de hardware obertes: OpenPilot Pro i CopterControl. La placa OpenPilot Pro proporciona un pilot automàtic completament desenvolupat amb un sistema de mesures inercials integrat. Per altra banda, la CopterControl estabilitza la plataforma mitjançant 3 acceleròmetres i 3 giròscops. No obstant, aquesta última és ampliable amb un llarg ventall de sensors addicionals.

A més, també es proporciona tot el hardware i software necessari per monitoritzar l'aeronau des de terra. En la figura 2.3 es mostra la configuració de pantalles de l'estació de control terrena, terme provinent de l'anglès *Ground Control System* (GCS).

## 2.2 Tecnologies emprades

### 2.2.1 UAV-UAS

Un avió no tripulat, terme provinent de l'anglès *Unmanned Aerial Vehicle* (UAV) és una aeronau sense un pilot a bord [4]. El seu vol pot estar controlat tant autònomament per l'electrònica embarcada a bord com remotament per un pilot en terra.



Figura 2.3: Estació de control terrena del projecte OpenPilot.

Els UAV poden tenir una gran varietat de mides, formes, configuracions i característiques. Històricament, els UAV eren simples aeronaus radiocontrolades, però actualment el control autònom cada cop s'està utilitzant més.

El concepte UAS inclou la plataforma aèria, és a dir, l'UAV, però també la GCS i el radioenllaç que els comunica. Un diagrama que s'intentza aquests conceptes és el que es mostra a la figura 2.4.

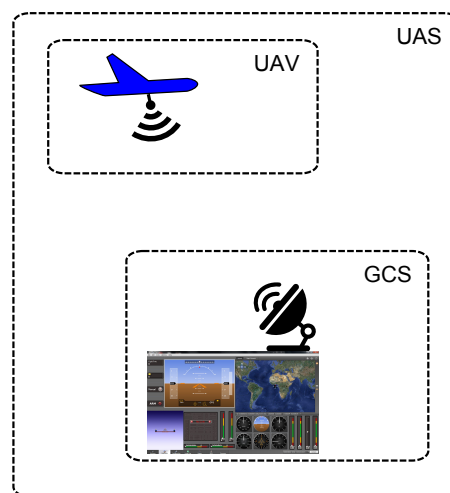


Figura 2.4: Relació entre els conceptes UAS, UAV i GCS.

Aquest tipus de sistemes s'utilitzen majoritàriament per aplicacions militars. No obstant, el seu ús civil està creixent en diferents camps d'aplicació com ara la lluita contra els incendis forestals o per vigilància civil. Els UAS són sovint els escollits per missions massa "avorrides, contaminades o perilloses"<sup>1</sup> per les aeronaus tripulades. La literatura

<sup>1</sup>de l'anglès "dull, dirty and dangerous".

i la xarxa ja ens parla d'exemples de missió avorrides com ara la monitorització de línies d'alta tensió [5, 6, 7]. Com a exemple de missió contaminada tenim, entre d'altres, la monitorització dels nivells de radiació després de l'accident nuclear a Fukushima (Japó) [8]. Finalment, un exemple de missió perillosa el tenim en la monitorització d'incendis forestals [9], on el fum generat per les flames pot provocar una pèrdua de visibilitat de pràcticament el 100% al pilot d'una nau tripulada.

En l'àmbit civil, la majoria de les aplicacions on els UAS són utilitzats actualment són la teledetecció, vigilància aèria, transport i operacions de cerca i rescat. En l'àmbit de la teledetecció, els UAVs poden ser embarcats amb càmeres, dispositius SAR, sensors radiomètrics, dispositius capaços d'analitzar la composició química de l'atmosfera, etc.

### 2.2.2 Sistemes de control

El control automàtic ha exercit una funció vital en l'avanç de l'enginyeria i la ciència [10]. A més de la seva importància en els sistemes dels vehicles espacials, de guiatge de míssils robòtics i similars, el control automàtic ha esdevingut part important i integral dels processos moderns industrials i de manufactura. Per exemple, el control automàtic és essencial en el control numèric de les màquines de les indústries dedicades a la manufactura, en el disseny de pilots automàtics en la indústria aeroespacial i en el disseny d'automòbils i camions en la indústria automotriu. També és essencial en les operacions industrials com el control de pressió, temperatura, humitat, viscositat i flux en les indústries de processos.

#### Conceptes previs

Abans d'introduir la teoria de control aplicada en el present projecte, és necessari definir alguns dels conceptes bàsics de la teoria del control.

**Variable controlada i variable manipulada** La variable controlada és la quantitat o condició que es mesura i es controla. La variable manipulada és la quantitat o condició que el controlador modifica per afectar el valor de la variable controlada. Normalment la variable controlada és la sortida (el resultat) del sistema. Controlar significa mesurar el valor de la variable controlada del sistema i aplicar la variable manipulada al mateix per tal de corregir o limitar una desviació del valor mesurat respecte d'un desitjat. En el cas del present projecte, un exemple de variable o conjunt de variables controlades seran l'actitud de l'aeronau i la seva posició. Una variable manipulada és la posició de qualsevol superfície de control de la mateixa.

**Planta** Una planta pot ser una part d'un equip, com un conjunt d'elements d'una màquina que funcionen juntes, el propòsit de la qual és executar una operació en particular. En el cas que ocupa aquest projecte, la planta és l'aeronau que es desitja controlar.

**Procés** Es defineix com a procés una operació o desenvolupament natural progressivament continu, marcat per una sèrie de canvis que es van succeint gradualment i que condueixen a un resultat o pròposit determinat. En el cas que ocupa aquest projecte el procés és el comportament dinàmic de l'aeronau.

**Pertorbacions** Una pertorbació és un senyal que tendeix a afectar negativament al sistema. Si la pertorbació es genera en el interior del sistema se la denomina interna, mentre que una d'externa es produeix fora del sistema i, per tant, serà una entrada del mateix. Un exemple de pertorbació externa en el sistema que ens ocupa és un cop de vent. En quant a les internes, es podria posar com a exemple el soroll produït per qualsevol dispositiu electrònic que conforma la plataforma aèria.

**Control realimentat** El control realimentat es refereix a una operació que, en presència de pertorbacions, tendeix a reduir la diferència entre la sortida d'un sistema i una entrada de referència i ho continua fent en base a aquesta diferència. Als sistemes de control realimentat també se'ls denomina de llaç tancat. A la figura 2.5 es mostra un l'esquema d'un sistema d'aquestes característiques.

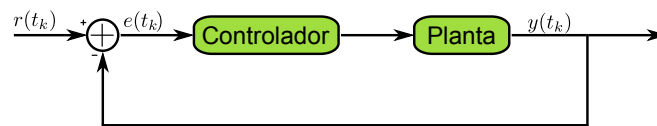


Figura 2.5: Diagrama de funcionament d'un sistema de control en llaç tancat.

En un sistema de control d'aquestes característiques, s'alimenta al controlador el senyal d'error d'actuació, que és la diferència entre el senyal d'entrada (el de referència) i el de realimentació, amb la finalitat de reduir l'error i portar al sistema a la sortida convenient. El terme control en llaç tancat sempre implica l'ús d'una acció de control realimentat per reduir l'error del sistema.

### 2.2.3 Control mitjançant PID

Un controlador proporcional-integrador-derivatiu (PID), és un mecanisme de control en llaç tancat molt utilitzat en el marc dels sistemes d'automatització industrial [11]. Aquest calcula la diferència entre una variable mesurada del procés i el valor de referència desitjat. L'objectiu del controlador és minimitzar aquest error tot ajustant les entrades de control.

L'algorisme de control que implementa un PID utilitza tres constants diferents: la constant proporcional ( $P$ ), la integradora ( $I$ ) i la derivativa ( $D$ ). Podem interpretar la funció que realitza cadascuna d'aquestes de manera heurística, des d'un punt de vista temporal, de la següent forma:  $P$  fa referència a l'error actual,  $I$  ho fa a l'acumulació dels errors passats mentre que  $D$  es refereix a una predicció de possibles errors futurs, predicció basada en la velocitat de canvi del senyal d'error, és a dir, la derivada de la mateixa. La suma ponderada d'aquestes tres branques s'utilitza per ajustar el procés mitjançant el control d'un element, com per exemple, la posició d'una vàlvula de control, o la potència subministrada a un calefactor.

Si no es té prou coneixement sobre el procés a controlar, el controlador PID ha sigut històricament el millor [12]. És mitjançant la calibració de les constants  $P$ ,  $I$  i  $D$  característiques del controlador com el mateix pot proveir l'acció de control desitjada pels requisits del procés. El rendiment del controlador pot ser descrit a partir de la seva capacitat de resposta a un senyal d'error, el sobreimpuls provocat respecte el valor de referència desitjat i el grau d'oscil·lació del sistema. Malauradament, un controlador d'aquestes característiques no garanteixen ni el control òptim del sistema ni l'estabilitat del mateix.

En algunes aplicacions no són necessàries les tres branques per obtenir un control adient del sistema. Això s'assoleix posant les constants de les branques innecessàries a 0. Un controlador PID, per exemple, s'anomenarà PI quan no sigui necessària l'acció derivativa. Quan només sigui necessària l'acció proporcional, el controlador passarà a anomenar-se P. Els controladors tipus PI, són prou comuns, degut a que l'acció derivativa és susceptible al soroll en la mesura dels sensors.

### Teoria del controlador PID

Aquesta secció descriu l'esquema de control de PID en el cas de que el procés a controlar sigui continu en el temps. A la figura 2.6 es mostra el diagrama de blocs d'un PID com a controlador d'un sistema de control en laç tancat. Si definim  $u(t)$  com la sortida del controlador, podem definir l'equació del PID en el domini del temps de la següent manera:

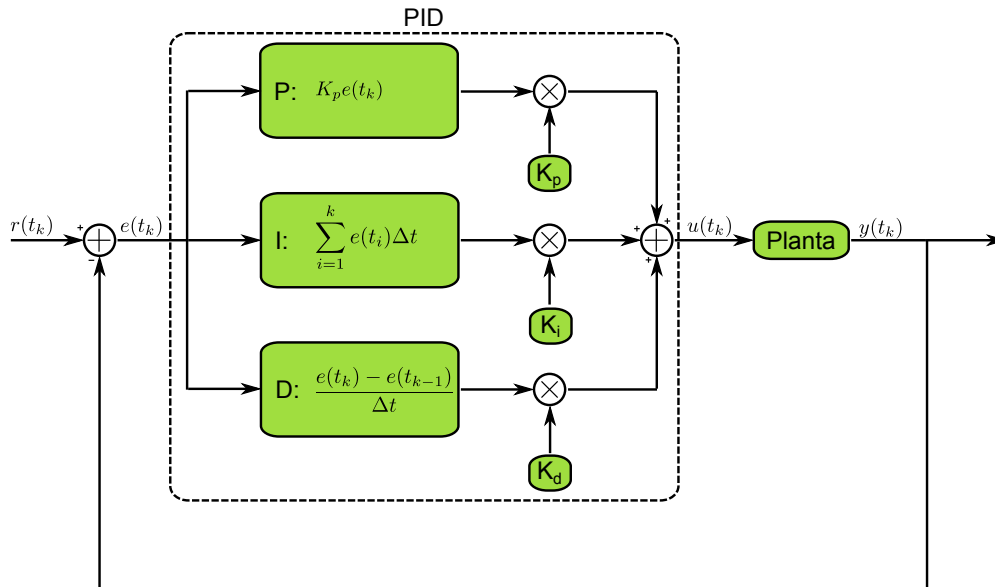


Figura 2.6: Diagrama de funcionament d'un PID en un sistema de control en laç tancat.

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.1)$$

On:

$K_p$ : Guany proporcional, valor a calibrar.

$K_i$ : Guany integral, valor a calibrar.

$K_d$ : Guany en derivació, valor a calibrar.

$e$ : Senyal d'error. Diferència entre el valor desitjat i l'actual.

$t$ : Temps.

$\tau$ : Variable d'integració. Pren valors des de 0 fins a  $t$ .

**Terme proporcional** El terme proporcional produeix un valor de sortida que és proporcional al valor d'error actual. Aquest valor es pot calibrar mitjançant el valor de guany proporcional ( $K_p$ ). Un guany proporcional elevat resulta en un canvi elevat de la sortida donat un mateix canvi en el senyal d'error. Si  $K_p$  és massa elevat el sistema pot esdevenir inestable. Per altra banda, un guany proporcional petit resulta en un canvi petit de la sortida donat un mateix canvi en el senyal d'error. Si  $K_p$  és massa petit, l'acció de control pot ser excessivament petita per compensar les alteracions del sistema. En la pràctica, el terme proporcional ha de ser el que més contribueixi a la sortida del sistema.

**Terme integrador** El terme integrador produeix un valor de sortida que és proporcional tant a la magnitud de l'error com a la durada del mateix. El valor integral en un controlador PID és la suma dels errors instantanis al llarg del temps que s'haurien d'haver corregit prèviament. Aquest error es multiplica posteriorment per la constant integral ( $K_i$ ) i s'afegeix a la sortida del controlador.

El terme integrador accelera l'estabilització del procés cap al valor de referència i elimina l'estat estacionari que apareix si utilitzem un controlador proporcional pur. No obstant, com que el terme integrador respon als errors acumulats amb anterioritat, pot provocar un augment del sobreimpuls respecte el valor de referència.

**Terme derivatiu** El terme derivatiu produeix un valor de sortida que és proporcional al pendent de l'error respecte del temps. Aquest terme es multiplica posteriorment per la constant derivativa ( $K_d$ ) i s'afegeix a la sortida del controlador. El terme derivatiu redueix la taxa de canvi de la sortida del controlador. S'utilitza per reduir la magnitud del sobreimpuls produït pel terme integral i millora l'estabilitat sistema-procés. No obstant, aquest terme ralentitza la resposta transitòria del controlador. A més, la derivació d'un senyal amplifica el soroll i, per tant, els controladors PID amb terme derivatiu són molt més sensibles al mateix i poden provocar que el procés esdevingui inestable. Per tant, habitualment s'utilitzen aproximacions de diferenciadors amb ample de banda limitats.

**Discretització del PID** Si el que tenim és un senyal discret o es vol implementar un controlador PID en un computador, microcontrolador o dispositiu FPGA, aquest ha de ser discretitzat. El terme integrador passarà de ser una integral a una suma (equació 2.2) mentre que pel terme derivatiu utilitzarem diferències finites cap enrera (equació 2.3). L'equació definitiva es mostra a l'equació 2.4.

$$K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \rightarrow \sum_{i=1}^k e[t_i] \Delta t \quad (2.2)$$

$$K_d \frac{d}{dt} e(t) \rightarrow \frac{e[t_k] - e[t_{k-1}]}{\Delta t} \quad (2.3)$$

$$u[t_k] = K_p e[t] + \sum_{i=1}^k e[t_i] \Delta t + \frac{e[t_k] - e[t_{k-1}]}{\Delta t} \quad (2.4)$$



## CAPÍTOL 2. ESTAT DE L'ART I TECNOLOGIES UTILITZADES

---

# Capítol 3

## Especificacions i disseny del sistema

En aquest capítol es detallen les especificacions que, des d'un punt de vista software, ha de complir el pilot automàtic. A més es descriu en profunditat el seu disseny.

### 3.1 Especificacions

#### 3.1.1 General

- El sistema ha de ser òptim en quant a costos, utilitzant, sempre que sigui possible, hardware i software oberts.
- El sistema ha de ser modular, proveint a l'aeronau de diversos graus d'autonomia. La transició entre aquests graus d'autonomia s'ha de poder realitzar en vol.
- Només s'ha de proveir a l'aeronau d'autonomia durant la missió, deixant manuals tant l'enlairament com l'aterratge.

#### 3.1.2 Control

- El pilot automàtic ha d'estabilitzar l'aeronau en els angles de *roll*, *pitch* i *yaw*.
- Els paràmetres de configuració del pilot automàtic han de poder-se modificar *en viu*, sense que el pilot automàtic hagi d'aturar-se.

#### 3.1.3 Navegació

- L'aeronau ha de poder estar guiada per GPS mitjançant de coordenades geogràfiques. Aquesta ha de poder realitzar trams rectes entre dos punts donats.
- Pel que fa a la navegació vertical, l'aeronau ha de poder volar a altitud constant.

### 3.2 Diagrama general del disseny del sistema

En la figura 3.1 es mostra el diagrama de blocs del sistema complet. Aquest està dividit en tres parts. El segment aire, on es troben tots els components que van embarcats a l'aeronau. El segment terra, on es troben aquells que resideixen a terra i el canal, format

pel radioenllaç de telemetria i el de control. En color taronja trobem aquells components que formen part d'una aeronau controlada per radio, mentre que en verd trobem els afegits per convertir la plataforma en un UAS.

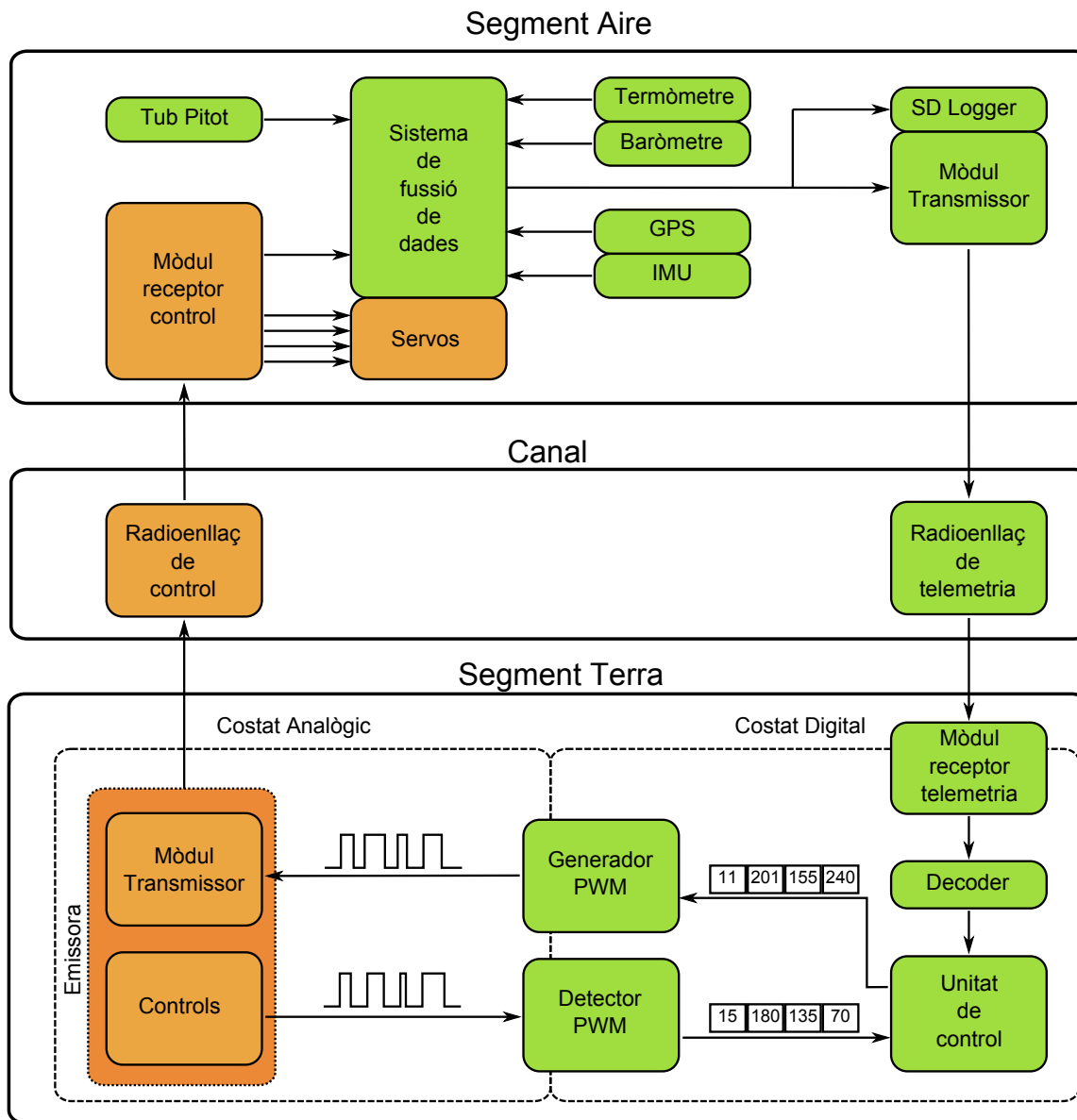


Figura 3.1: Diagrama general del sistema.

### 3.2.1 Segment Aire

En el cas d'una aeronau radicontrolada, el segment aire es compon per un mòdul receptor del senyal de control, que acondiciona el senyal i actua sobre els servos, l'altre component essencial en una aeronau radiocontrolada. Un servomotor [13] de modelisme és un dispositiu actuator que té la capacitat de situar-se en qualsevol posició dins del seu rang d'operació i de mantenir-se en aquesta posició. En el cas de l'aeromodelisme, s'utilitzen per moure les superfícies de control que controlen l'actitud de l'aeronau, en general, en els seus tres eixos (*roll*, *pitch*, i *yaw*). Les superfícies de control que governen el *roll* estan situades sobre les ales i reben el nom d'aleró. El govern del *pitch* ve donat pel timó de

profunditat, unes superfícies similars als alerons però que estan situades, en general, a la cua de l'aeronau. Per últim el govern de *yaw* el duu a terme el timó de direcció, situat a l'aleta dorsal de l'aeronau. En la figura 3.2 es mostra una representació dels tres angles definits.

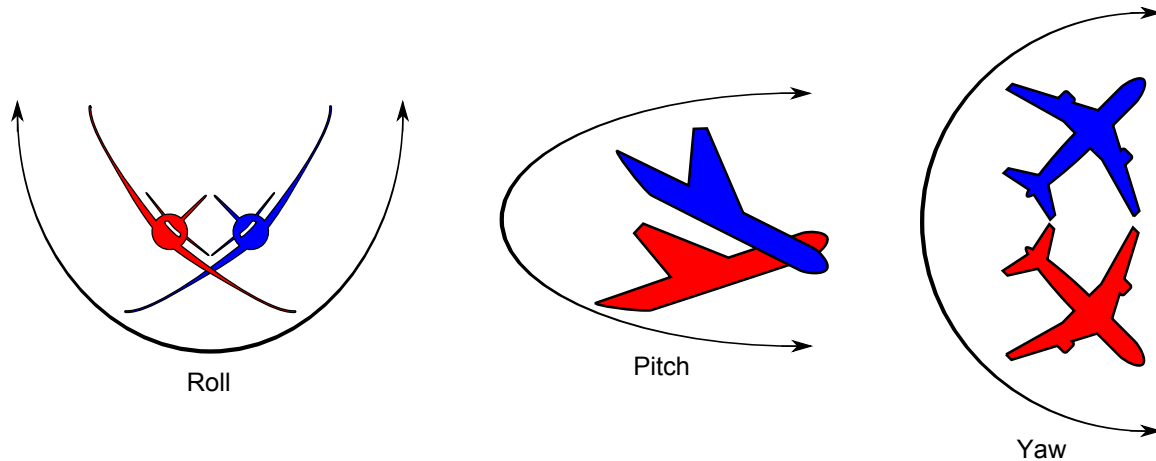


Figura 3.2: Representació dels angles de *roll*, *pitch* i *yaw*.

Per transformar la plataforma en un UAS, en el segment aire s'ha afegit un conjunt de sensors, un sistema de fusió de dades, un mòdul transmissor i un captador de dades.

Per poder calcular la velocitat respecte el vent, necessària per controlar autònomament el *throttle*, es necessiten dades de pressió estàtica<sup>1</sup>, pressió dinàmica<sup>2</sup> i la temperatura. Cal dir que existeixen aproximacions vàlides pel règim de vol d'una aeronau que vola a baixa altitud i baixa velocitat que presindeixen de la temperatura i fins i tot de la pressió estàtica considerant el vent com a fluid incompressible [15]. No obstant, s'ha volgut generalitzar el càlcul per a qualsevol règim de vol perquè ni la mida, ni el pes, ni el preu dels sensors involucrats, ni tampoc el volum de dades generat són un problema pel sistema a dissenyar. Per tant, els sensors escollits pel càlcul de la velocitat són un termòmetre per la mesura de la temperatura, un baròmetre per la mesura de la pressió estàtica i un tub pitot per la pressió dinàmica [16].

Per mesurar els tres angles que defineixen l'actitud de l'aeronau, s'utilitza una Unitat de Mesures Inercials, terme provinent de l'anglès *Inertial Measurement Unit* (IMU). Una IMU és un dispositiu electrònic que mesura l'orientació (els angles de *roll*, *pitch* i *yaw*) i les forces gravitacionals, utilitzen una combinació d'acceleròmetres, giròscops i usualment magnetòmetres [17].

Finalment, per saber la posició geogràfica de la plataforma s'utilitzarà un Sistema de Posicionament Global, terme provinent de l'anglès *Global Positioning System* (GPS) [18].

El sistema de fusió de dades és l'encarregat de capturar les dades proporcionades pel conjunt de sensors, i crear les trames de dades.

El captador de dades rep totes les trames generades pel sistema de fusió de dades i les emmagatzema en una tarjeta de memòria SD per poder analitzar, a posteriori, el bon funcionament del sistema de fusió de dades i del conjunt de sensors.

<sup>1</sup>La pressió estàtica és la que té un fluid independentment de la velocitat del mateix [?]

<sup>2</sup>Es pot dir que quan dos fluids es mouen, la inèrcia del moviment produeix un increment addicional de la pressió estàtica al impactar sobre un àrea perpendicular al moviment. Aquesta força es produeix per l'acció de la pressió coneguda com a dinàmica [15].

El mòdul transmissor s'encarrega de generar el senyal analògic amb la informació de les trames de telemetria i enviar-les al segment terra.

### 3.2.2 Radioenllaç

Una aeronau radiocontrolada disposa d'un radioenllaç de control que connecta l'emissora situada al segment terra amb el receptor del segment aire. Mitjançant aquest radioenllaç es poden controlar les posicions dels servos remotament.

Per poder transformar la plataforma en el sistema que es planteja, s'ha afegit un nou radioenllaç que és independent del de control, per on es transmeten les dades de telemetria generades pels sensors i processades pel sistema de fusió de dades.

### 3.2.3 Segment terra

En el cas d'una aeronau radiocontrolada, el segment terra consta d'una emissora. Al seu torn, l'emissora està formada pels controls i un mòdul transmissor. Els controls que permeten al pilot en terra actua sobre els servos que controlen les superfícies de control. El mòdul transmissor és l'encarregat d'acondicionar el senyal, modular-lo i enviar-lo al segment aire.

Per poder transformar la plataforma en un UAS s'ha afegit el detector i el generador PWM, el mòdul receptor de telemetria, el decoder i la unitat de control.

El detector de Modulació per Amplada de Polsos (PWM, de l'anglès *Pulse Width Modulation*) [19] és l'encarregat de detectar el senyal generat pels controls de l'emissora, digitalitzar-lo i enviar-lo a la unitat de control. En una modulació per Amplada de Polsos, la informació està modulada en banda base en l'amplada del pols.

Per altra banda, el mòdul receptor de telemetria és l'encarregat de rebre el senyal de telemetria, digitalitzar-lo i enviar-lo al decoder.

El decoder descodifica les trames i genera una base de dades amb la telemetria que serà utilitzada per la unitat de control.

La unitat de control, a partir de les dades de telemetria obtingudes del decoder i l'estat dels controls, genera una sortida en funció del mode de funcionament per el qual ha estat configurat.

El generador PWM que s'encarrega de modular un senyal en PWM a partir de les dades obtingudes de la unitat de control i enviar-les al mòdul transmissor de l'emissora.

## 3.3 Disseny del segment aire

En aquest apartat es llisten els sensors i dispositius utilitzats al segment aire i es descriuen les seves funcionalitats. Aquests són els que van embarcats a l'UAV i que apareixen de color verd a la figura 3.3.

### 3.3.1 Sensors

#### GPS

El sensor GPS utilitzat és el model Locosys LS20032. Proporciona una nova posició cada segon. Es comunica amb el sistema de fusió de dades per canal sèrie a una velocitat 57600

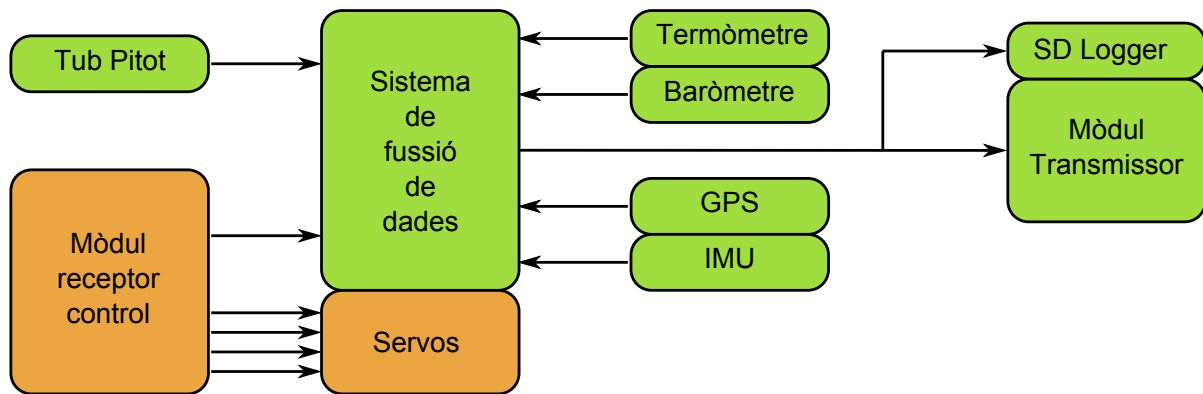


Figura 3.3: Detall del disseny del costat aire.

bauds (configurable) [20] . Les dades que genera són un subconjunt de sentències NMEA<sup>3</sup>. En aquest model de GPS, el tipus de sentències NMEA i la freqüència d'emissió de les mateixes és configurable. Pel present projecte només necessitem la posició geogràfica actual de l'aeronau, per tant, s'ha configurat el GPS perquè respongui amb la sentència RMC (Recommended Minimum Sentence C) [21], que proporciona informació de temps, posició i velocitat. Un exemple de sentència RMC és el que segueix:

\$GPRMC,123519,A,4807.038,N,01131.000,E,022.4,084.4,230394,003.1,W\*6A

On:

- **RMC** *Recommended Minimum sentence C*
- **123519** Posició obtinguda a les 12:35:19 UTC<sup>4</sup>.
- **A** Estat del missatge: A → actiu o V → buit.
- **4807.038,N** Latitud 48° 07.0338' N.
- **01131.000,E** Longitud 11° 31.000' E.
- **022.4** Velocitat respecte del terra en nusos.
- **084.4** Angle de trajectòria respecte del terra.
- **230394** Data - 23 de març de 1994.
- **003.1,W** Variació magnètica.
- **\*6A** Checksum, verificació de la integritat del missatge.

<sup>3</sup>El protocol NMEA 0183 (o NMEA de forma abreujada) és un protocol a través del qual els instruments marítims i també la majoria de receptors GPS poden comunicar-se els uns amb els altres. Ha estat definit per l'organització dels Estats Units de mateix nom, *National Marine Electronics Association* [21].

<sup>4</sup>Universal Time Coordinated [22]. El temps universal coordinat o UTC, també conegut com a temps civil, és la zona horària de referència respecte de la qual es calculen totes les hores corresponents a les altres zones horàries del món.

### IMU

La unitat de mesures inercials utilitzada és una placa Razor de 9 graus de llibertat [23]. Aquesta placa incorpora quatre sensors: un giròscop d'eix simple (LY530AL), un de doble eix (LPR530AL), un acceleròmetre de triple eix (ADXL345) i un magnetòmetre de triple eix (HMC5843), amb els quals s'obtenen mesures inercials de 9 graus de llibertat. La sortida de tots aquests sensors és processada per un microcontrolador ATmega328 i la sortida es dona per un port sèrie.

La unitat de mesures inercials ha estat configurada perquè doni l'actitud de l'avió (els valor dels angles de *roll*, *pitch* i *yaw*) a una freqüència de 20 Hz i a 19200 bauds.

### Pitot

El tub pitot pren mesures de pressió dinàmica necessàries per determinar la velocitat de l'aeronau respecte del vent. El model utilitzat, un Freescale Semiconductor MPXV7002, és un sensor analògic que pren mesures entre -2 a 2 kPa i dona a la sortida 0.5 a 4.5 V [24]. Les dades d'aquest sensor es digitalitzen a una freqüència de 2 Hz.

### Baròmetre

El bàrometre pren mesures de pressió estàtica necessàries tant per determinar la velocitat respecte del vent, com l'altitud baromètrica de l'aeronau. El model utilitzat, un Freescale Semiconductor MPX4115 [25], és un sensor analògic que pren mesures entre 15 a 115 kPa i dona a la sortida 0.5 a 4.5 V. De la mateixa manera que en el tub pitot, les mesures d'aquest sensor es digitalitzen a una freqüència de 2 Hz.

### Termòmetre

El termòmetre pren mesures de temperatura necessàries per calcular amb precisió la velocitat de l'aeronau respecte del vent. El model utilitzat, un National Semiconductor LM35 [26], és un sensor analògic que proporciona mesures de temperatura entre  $-55^{\circ}$  i  $150^{\circ}\text{C}$  i dona a la sortida entre 6 i -1 V. De la mateixa manera que els demés sensors analògics, les mesures d'aquests sensors es digitalitzen a una freqüència de 2 Hz.

### 3.3.2 Sistema de fusió de dades

El sistema de fusió de dades està format per una placa Arduino Mega 2560 que disposa de 4 ports sèrie i múltiples entrades digitals [27]. Aquesta s'encarrega de llegir les dades de tots els sensors i crear les trames pertinents, que seran enviades per un dels ports sèrie que disposa al captador de dades i al mòdul transmissor de telemetria.

### 3.3.3 Capturador de dades

El captador de dades és un dispositiu que emmagatzema en una tarjeta de memòria SD totes les trames enviades pel sistema de fusió de dades cap al mòdul transmissor de telemetria. El dispositiu seleccionat per executar aquesta funció és una placa Logomatic v2 [28]. Aquest permet comprovar, a posteriori, la integritat de les trames de telemetria i discernir, en el cas de que les dades arribin erròniament al mòdul receptor de telemetria del segment terra, si l'error prové dels sensors o del canal.

### 3.3.4 Mòdul transmissor de telemetria

Per implementar el radioenllaç que comunica el segment terra amb el segment aire s'ha escollit un parell de transceptors FM que treballen a la banda de 868 MHz, dos Radiometrix BiM3B [29]. Aquests transceptors donen 14 dBm de potència de sortida RF i permeten treballar amb velocitats de transmissió fins a 64 kbps. el receptor té una sensibilitat de -101 dBm. Aquestes característiques els hi permeten crear radioenllaços punt a punt de fins a 300 metres.

## 3.4 Radioenllaç

### 3.4.1 Estructura del senyal de telemetria

Per dimensionar el radioenllaç de telemetria s'ha tingut com a prioritat tant la compressió de les dades a enviar com la integritat de les mateixes. En quant a la compressió de les dades, s'ha treballat a nivell de byte i el seu nombre per valor ve donat per la resolució del propi sensor. Per altra banda, s'ha afegit tres bytes de sincronisme al principi de cada trama per mantenir la integritat del sistema. Així, si una trama no comença pels tres bytes de sincronisme, es considerarà corrupta i es descartaran tots els bytes següents fins trobar un altre cop els de sincronisme. A més cada trama porta una marca de temps. En la figura 3.4 es mostra un esquema de les trames que s'han utilitzat.

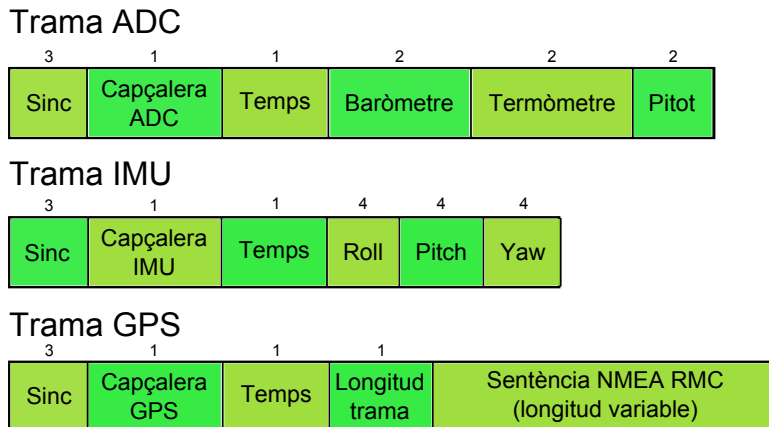


Figura 3.4: Estructura de les trames de telemetria.

Les dades aportades pels sensors s'han separat en tres grups. En primer lloc la trama ADC, on s'ha agrupat la informació aportada per tots els sensors analògics després de ser digitalitzats, és a dir, el termòmetre, el baròmetre i el tub pitot. Per obtenir una resolució adient, s'han assignat dos bytes a cada un dels valors. Per tant, tenint en compte els bytes de sincronisme, el de capçalera, el de marca de temps i els de dades, aquesta trama té una mida de 11 bytes. La trama ADC s'envia al segment terra a una freqüència de 2 Hz.

Per altra banda la trama IMU porta la informació referent a l'actitud de l'avió, és a dir, els angles de *roll*, *pitch* i *yaw*. Els sensors que aporten l'actitud de l'aeronau són de més resolució que en el cas anterior i les dades són vitals pel funcionament del sistema. Per tant, s'ha assignat 4 bytes per a cada angle i s'envia a una freqüència de 20 Hz. Tenint en compte els bytes de capçalera i sincronisme la trama IMU té una longitud de 17 bytes.

Per últim, la trama GPS que s'envia a una freqüència d'1 Hz, conté la informació de posició geogràfica 2D (latitud i longitud), la velocitat respecte el terra i l'angle de trajectòria vista des de terra (*course*). Per minimitzar el temps de processament del sistema de fusió de dades, la sentència NMEA s'envia directament al segment terra, sense cap processament de compressió. Això provoca certa ineficiència en l'ús del canal, encara que no és greu per la baixa freqüència d'emissió d'aquesta trama. Per tant, la trama GPS és de mida variable així que entre la marca de temps i les pròpies dades s'ha afegit un camp amb la longitud de la trama per poder llegir-la correctament.

### 3.4.2 Estructura del senyal de control

El senyal de control enviat des dels controls de l'emissora està modulats per ample de polsos, és a dir, la informació està continguda en l'ample de cada pols enviat. La figura 3.5 el descriu gràficament.

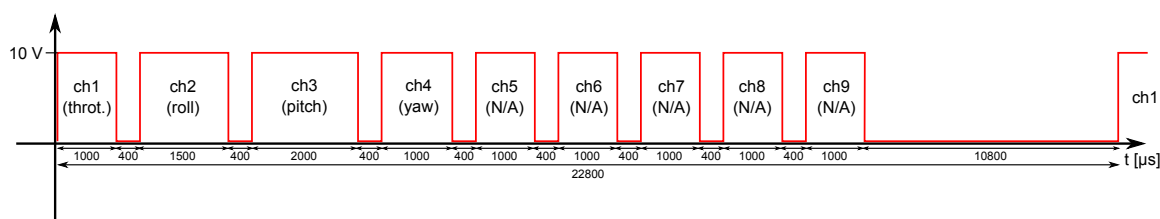


Figura 3.5: Estructura del senyal de control.

Aquest consta de 9 polsos, que permeten controlar simultàniament 9 servomotors. En aquest projecte només s'utilitzaran 4; el primer pel *throttle*, el segon per l'angle de *roll*, el tercer per l'angle de *pitch* i el quart pel *yaw*. Cada pols està separat dels seus confrontants per un temps de guarda de 400 µs. Cada trama es repeteix cada 22.8 ms. L'amplada de cada pols equival a una posició en concret del servomotor pertinent. Per exemple, si el control de *throttle* de la emissora està al mínim el primer pols serà el més petit possible, indicant al servomotor que controla l'accelerador de l'aeronau que ha d'estar al mínim. L'amplada dels polsos pot variar entre 1 i 3 ms per a cada canal aproximadament.

## 3.5 Segment terra

En aquest apartat es llisten els dispositius utilitzats al segment terra i es descriuen les seves funcionalitats. Aquests són els apareixen de color verd a la figura 3.6.

### 3.5.1 Detector PWM

El dispositiu detector PWM és l'encarregat de digitalitzar el senyal enviat pels controls de l'emissora. S'ha triat un Arduino Nano per exercir aquesta funció [30]. L'Arduino Nano és de la mateixa família que l'Arduino Mega 2560 que realitza les tasques del sistema de fusió de dades però de més petites dimensions i prestacions. Disposa d'un port sèrie amb interfície mini-USB que el fa ideal per connectar-lo directament a un ordinador. A més no necessita alimentació adicional. També disposa de diversos ports digitals que permeten ser operats per interrupcions amb la qual cosa els fan el hardware ideal per aquesta tasca.

El funcionament del dispositiu és el següent: El senyal de control entra en paral·lel per dos dels ports digitals que disparen interrupcions per flancs de pujada i baixada. El

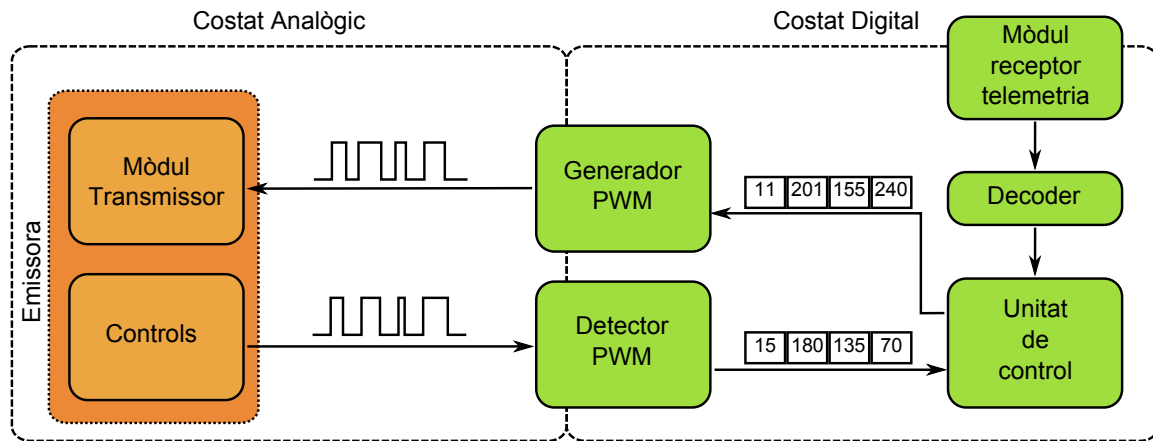


Figura 3.6: Detall del disseny del segment terra.

dispositiu ha estat programat perquè mesuri l'amplada dels quatre primers polsos del senyal i els discretitzi en 256 nivells per canal. Així doncs, cada canal es veu representat per un byte d'informació que s'envia a la unitat de control.

La discretització de les amplades de pols a 256 nivells és suficient per garantir un moviment aparentment continu de les superfícies de control. Per exemple pel servomotor que controla els alerons que pot tenir un abast angular màxim de  $90^\circ$ , un canvi de nivell al seu consecutiu implica un canvi de posició de  $\frac{90^\circ}{256} = 0.356^\circ$ , un valor suficientment petit.

### 3.5.2 Mòdul receptor de telemetria

El mòdul receptor de telemetria és l'element simètric al mòdul transmissor de telemetria del segment aire. El model és el mateix que el transmissor, un Radiometrix BiM3B. En aquest cas, s'ha acompanyat al receptor amb un dipol doblegat adaptat a la longitud d'ona i un pla de massa per millorar la directivitat del receptor. Les dades rebudes, ja digitalitzades, s'envien al descodificador.

### 3.5.3 Decoder

El decoder és l'encarregat de descodificar les diferents trames de telemetria enviades des de l'aeronau. A més, controla la integritat dels mateixos mitjançant un sistema de control d'errors. A la figura 3.7 es pot observar l'esquema de funcionament del decoder.

Un cop la informació ha estat rebuda i digitalitzada pel mòdul receptor de telemetria s'envia al decoder. Tant el decoder com la unitat de control estan implementats via software en un ordinador portàtil convencional.

El decoder funciona de la següent manera. A partir de la capçalera es determina de quin tipus és la trama (IMU, ADC o GPS) i es descodifica cada camp. Posteriorment, es realitza una comprovació d'errors, que, en poques paraules, verifica que els valors i la seva variació estiguin dins d'uns marges predifinitos. Si algun valor es considera erroni per no estar dins els marges estipulats, es descarta. S'ha preferit utilitzar aquest sistema de verificació enfront a algun codi de detecció com ara el ben conegut CRC (Comprovació de Redundància Cíclica [31]) per minimitzar el temps de processament del sistema de fusió de dades i l'augment de la longitud de les trames. Un cop les dades han estat validades es calculen els paràmetres secundaris derivats dels valors de pressió, temperatura i pressió dinàmica (tub pitot) obtinguts de la trama ADC; aquest són la velocitat real respecte el

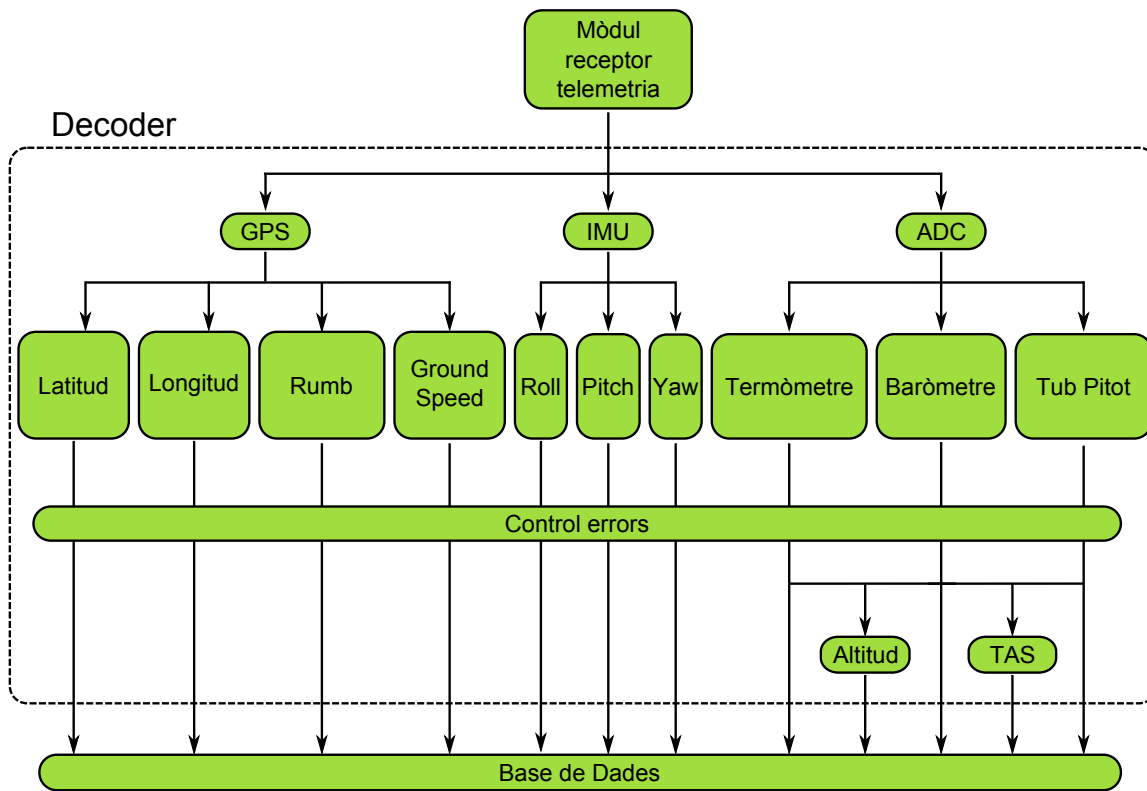


Figura 3.7: Diagrama de blocs del funcionament del decoder.

vent, de l'anglès, True AirSpeed (TAS) [32] i l'altitud respecte el nivell mig del mar. Les fórmules 3.1 i 3.2 són utilitzades per obtenir aquest paràmetres.

- TAS [32]

$$\text{TAS} = a_0 \sqrt{5 \left( \frac{q_c}{P+1}^{\frac{2}{7}} - 1 \right) \frac{T}{T_0}} \quad (3.1)$$

On:

- TAS: Velocitat verdadera respecte el vent [kt].
- $a_0$ : Velocitat del so al nivell del mar, 661.4788 kt.
- $q_c$ : Pressió dinàmica calculada pel tub pitot [Pa].
- $P$ : Pressió estàtica calculada pel baròmetre [Pa].
- $T_0$ : Temperatura a nivell del mar, 288 K.
- $T$ : Temperatura calculada pel termòmetre [K].

- Altitud [33] :

$$\text{ALT} = \frac{T_0}{\lambda} \left[ \left( \frac{P_0}{P_z} \right)^{gR_{\text{aire}}} - 1 \right] \quad (3.2)$$

On:

- ALT: Altitud respecte el nivell del mar [m].

- $T_0$ : Temperatura a nivell del mar, 288 K.
- $P_0$ : Pressió atmosfèrica a nivell del mar, 101325 Pa.
- $P_z$ : Pressió atmosfèrica a  $z$  metres [Pa].
- $R_{aire}$ : Constant R per l'aire,  $287 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2\text{K}}$ .
- $\lambda$ : Gradient tèrmic,  $-6.5 \cdot 10^{-3} \frac{\text{K}}{\text{m}}$ .
- $g$ : Gravetat (es considera constant),  $9.8 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$ .

Tots aquests paràmetres, tant els rebuts directament de les trames com els derivats d'aquests, s'enmagatzemen en una base de dades per que puguin ser utilitzats pels components del sistema que així ho necessitin.

### 3.5.4 Unitat de control

La unitat de control és el dispositiu que implementa el pilot automàtic en si. En funció del mode de funcionament, de les dades d'entrada que proporciona el detector PWM i de la telemetria proporcionada pel decoder, genera un paquet de dades de 4 bytes, en format similar al generat pel detector PWM, que conté codificat quina ha de ser la nova posició dels servomotors de l'aeronau. La unitat de control implementa un conjunt de PIDs i les interfícies d'entrada i sortida per comunicar-se amb el detector i el generador PWM. En la secció 3.6 es llista i s'entra en detall en els modes de funcionament, mentre que l'estructura interna de la unitat de control s'especifica en la secció 4.3.

De la mateixa manera que el decoder, la unitat de control està implementada via software i s'executa en un ordinador portàtil convencional.

### 3.5.5 Generador PWM

El generador PWM és l'encarregat de convertir les cadenes de 4 bytes amb el futur estat dels servomotors en un senyal PWM anàleg al que rep el detector però amb els amplituds de pols especificats per la unitat de control.

El dispositiu escollit per realitzar aquesta funció és un Arduino Nano, el mateix model i amb les mateixes característiques que el detector PWM. Pel port sèrie amb interfície USB rep la cadena de 4 bytes enviada per la unitat de control, genera el senyal PWM pertinent, que el treu per una de les seves sortides digitals. El senyal generat es dirigeix cap al mòdul transmissor de l'emissora.

## 3.6 Modes de funcionament de la unitat de control

La unitat de control disposa de diversos modes de funcionament que permeten definir el nivell d'autonomia de l'aeronau. A continuació es llisten aquests per ordre d'autonomia creixent:

- Mode transparent
- Mode directe
- Mode assistit
- Mode navegació

### 3.6.1 Mode transparent

El mode de funcionament transparent dóna tot el control al pilot en terra. En la figura 3.8 es mostra un diagrama del funcionament de la unitat de control en aquest mode.

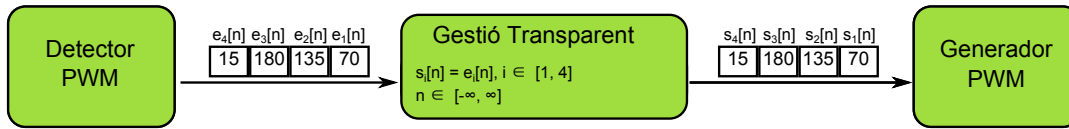


Figura 3.8: Diagrama de la unitat de control en mode transparent.

Quan la unitat de control treballa en mode transparent, aquesta es limita a copiar el que arriba dels detector PWM directament al generador PWM, sense tenir en compte l'estat actual de l'aeronau (enllaç de telemetria). Per tant, no és un mode autònom ja que és necessari que l'avió estigui controlat pel pilot en terra.

Aquest mode és útil per poder calibrar correctament l'aeronau i comprovar que el software que implementa la unitat de control i el decoder funcionen correctament.

### 3.6.2 Mode directe

El mode directe proporciona una autonomia parcial a la unitat de control. En la figura 3.9 es mostra el diagrama de funcionament de la unitat de control en aquest mode.

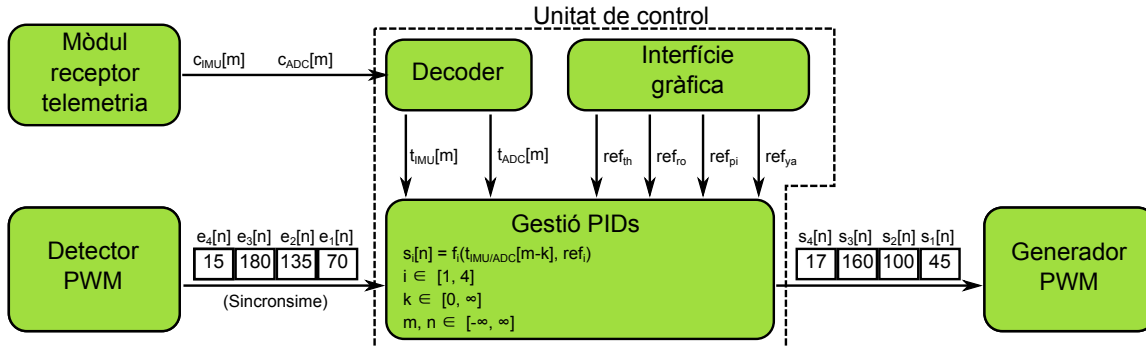


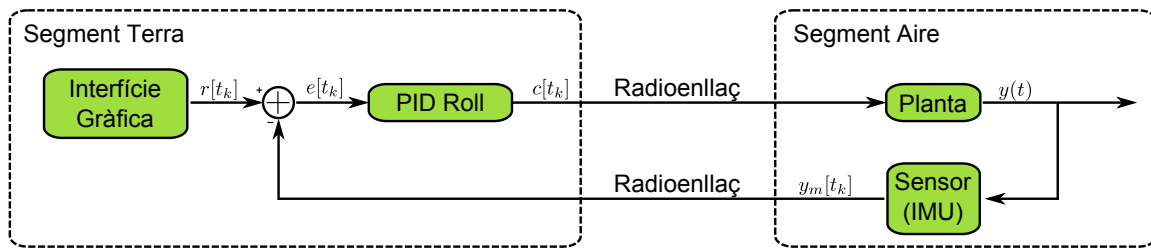
Figura 3.9: Diagrama de la unitat de control en mode directe.

La unitat de control implementa 4 PIDs, un per cada angle d'actitud de l'aeronau més el *throttle*. A partir de les dades sobre l'estat de l'aeronau rebudes de les trames ADC i IMU ( $c_{IMU}[m]$ ,  $c_{ADC}[m]$ ) del decoder i de les referències introduïdes per pilot en terra sobre les variables a controlar ( $ref_{th}$  per la palanca de gasos,  $ref_{ro}$  per l'angle de *roll*,  $ref_{pi}$  pel de *pitch* i  $ref_{ya}$  pel de *yaw*) a través de l'interfície gràfica, la unitat de control calcula la sortida i l'envia al generador PWM. El senyal enviat des del detector PWM només serveix per mantenir el sincronisme en el bucle de control.

Els 4 PIDs estan dissenyats de la mateixa manera. Es posa com a exemple en la figura 3.10 el PID de l'angle de *roll*.

El senyal de referència  $r[t_k]$  ve donat pel pilot en terra mitjançant la interfície gràfica de la unitat de control i les seves unitats són graus. Aquest senyal representa el valor d'angle de *roll* que es vol que l'aeronau assoleixi.

Per altra banda tenim el senyal  $y(t)$ , que representa l'angle de *roll* que actualment porta l'aeronau. Per tant, aquest senyal també representa un angle.


 Figura 3.10: Diagrama de funcionament del PID de *roll*.

L'angle de roll actual,  $y(t)$ , és mesurat per la unitat de mesures inercials (IMU) formant el senyal  $y_m[t_k]$ . De la mateixa manera que els senyals anteriors, la magnitud d'aquest senyal també representa un angle.

El senyal  $e[t_k]$  és la diferència entre el senyal de referència  $r[t_k]$  i  $y_m[t_k]$  i representa l'error de l'angle de *roll* del sistema i per tant la magnitud del mateix també és angular.

El senyal  $e[t_k]$  alimenta al PID de *roll*, que calcula el senyal  $c[t_k]$  que representa la nova posició que ha d'adoptar el servomotor que controla els alerons (que alhora són els principals controladors de l'angle de *roll*). La magnitud  $c[t_k]$  deixa de ser angular per passar a ser l'amplitud del pols del senyal de control que emet l'emissora en terra cap a l'aeronau.

En la figura 3.10 queda reflectida la criticitat del radioenllaç ja que forma part del bucle de control. Si el radioenllaç queda inutilitzat, el bucle de control queda inservible.

### 3.6.3 Mode assistit

El mode assistit és similar al mode directe. La única diferència substancial que hi ha entre aquests dos modes és l'origen dels valors de referència a l'entrada dels diferents PIDs de control. Mentre, tal com s'ha vist en la secció 3.6.2, els valors de referència provenen de la interfície gràfica, en el mode assistit provenen dels propis controls de l'emissora. D'aquesta manera, el pilot deixa de controlar la posició de la superfície de control amb els comandaments per controlar les referències dels PID de control. El marge de valors que pot pendre el senyal de referència és de  $\pm 30^\circ$  pels angles de *roll* i de *pitch*. Pel que fa al *throttle* i al *yaw*, els seus respectius valors de referència es segueixen controlant mitjançant la interfície gràfica. Així doncs, si es vol que l'UAV estigui a  $0^\circ$  d'angle de *roll*, el pilot haurà de deixar el *stick* que controla aquest angle centrat, és a dir, en la seva posició natural. Si, en canvi, vol situar la referència del PID de roll a  $10^\circ$  el que ha de fer el pilot es situar el *stick* a un terç del seu recorregut en la direcció en la qual vulgui aplicar el gir.

A la figura 3.11 es mostra les modificacions que s'han realitzat en el diagrama de la unitat de control en mode directe.

En aquest mode, la interfície gràfica només controla les referències de *yaw* i *throttle* ( $ref_{ya}$ ,  $ref_{th}$ ) i la resta prové d'un nou mòdul anomenat *Transformació Lineal*. Aquest mòdul, transforma les dades d'amplada de pols per als canals de *roll* i de *pitch* provinents del Detector PWM en els angles de referència pels respectius PIDs. La conversió entre amplada de pols i angle de referència es realitza mitjançant una transformació lineal. Per a cada canal es calcula quina és la funció lineal adequada per aquesta transformació a partir de l'amplada mínima i màxima de pols i de la posició central. Així doncs, la transformació lineal depèn directament de la precisió a l'hora de calibrar les superfícies de control i el sistema en general.

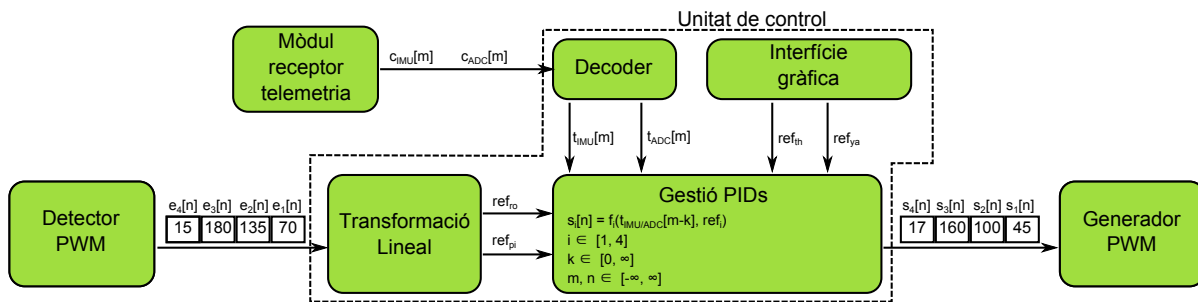


Figura 3.11: Diagrama de funcionament de la unitat de control en mode assistit.

### 3.6.4 Mode navegació

El mode navegació dóna el nivell més elevat d'autonomia a l'aeronau. Permet a la plataforma seguir un pla de vol preestablert. En la figura 3.12 es mostra un diagrama explicatiu del funcionament de la unitat de control en aquest mode.

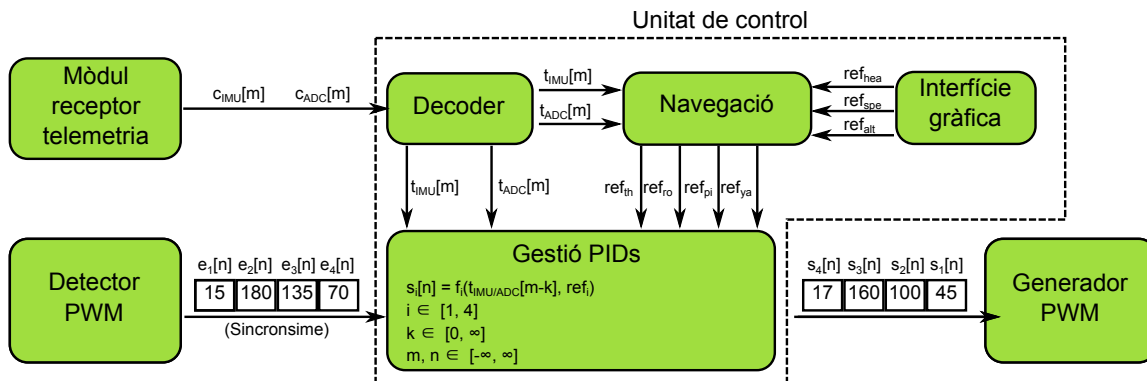


Figura 3.12: Diagrama de funcionament del mode de navegació de la unitat de control.

De la mateixa manera que en el mode directe, hi ha 4 PIDs que controlen els angles de *roll*, *pitch* i *yaw* i la palanca de gasos. No obstant, aquests ja no són atacats directament per la interfície gràfica sinó que s'ha afegit un nou bloc el de navegació, que, a partir d'un pla de vol i de l'actitud actual de l'aeronau calcula les referències que alimenten els PIDs de control.

Pel correcte disseny del sistema, s'ha separat la navegació lateral (o horitzontal) de la navegació vertical. A continuació es defineixen el disseny d'ambdues.

#### Navegació lateral

Una de les especificacions que ha de complir el sistema és la navegació lateral seguint un pla de vol determinat. Un pla de vol es pot definir de manera molt simple com un conjunt de punts en l'espai que han de ser sobrevolats per l'aeronau en un ordre en concret.

Per implementar aquest requisits es poden seguir diferents aproximacions. Una d'aquestes, i potser la més simple, és la navegació per rumb. Posteriorment es descriurà una altra aproximació més sofisticada que serà anomenada navegació lateral per trajectòria.

**Navegació lateral per rumb** La navegació lateral per rumb consisteix en calcular contínuament el rumb que ha de portar l'aeronau per arribar al punt de destinació. Un cop l'aeronau ha arribat al seu destí es recalcula el rumb per arribar al proper punt i així

successivament. Un esquema del funcionament del sistema aplicant aquesta navegació es presenta en la figura 3.13.

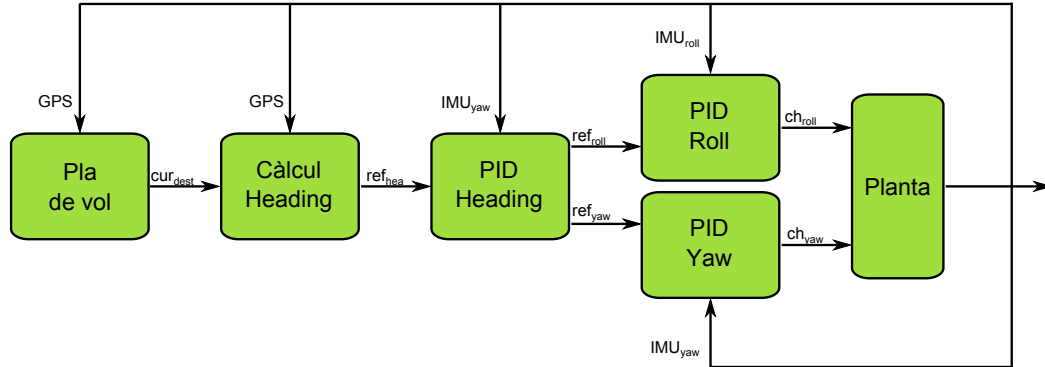


Figura 3.13: Diagrama de funcionament de la navegació lateral per rumb.

A partir de la posició de la aeronau donada pel GPS i del pla de vol es determina la destinació ( $cur_{dest}$ ). Per determinar si l'aeronau ha arribat al punt  $cur_{dest}$  es calcula contínuament la distància entre la posició actual de l'aeronau i  $cur_{dest}$ . Si aquesta està per sota d'un determinat llindar, es considera que s'ha arribat al punt i s'actualitza  $cur_{dest}$  al següent punt del pla de vol. Per calcular la distància entre dos punts geogràfics s'ha utilitzat una fórmula derivada de la haversine [34], que calcula la distància seguint el cercle màxim entre dos punts a partir de les seves respectives latituds i longituds definida per l'equació 3.3.

$$\text{hav} \left( \frac{d}{r} \right) = \text{hav} (\phi_2 - \phi_1) + \cos (\phi_1) \cos (\phi_1) \cos (\phi_2) \text{hav} (\lambda_2 - \lambda_1) \quad (3.3)$$

On:

- $\text{hav} (x)$  és la funció de haversine, definida per l'equació 3.4.

$$\text{hav} (\theta) = \sin^2 \left( \frac{\theta}{2} \right) = \frac{1 - \cos (\theta)}{2} \quad (3.4)$$

- $d$  és la distància entre dos punts seguint el cercle màxim<sup>5</sup>.
- $r$  és el radi de l'esfera, en el nostre cas el radi mig del planeta Terra, 6371.0 km.
- $\phi_1, \phi_2$  les latituds dels dos punts.
- $\lambda_1, \lambda_2$  les longituds dels dos punts.

Si aïllem la distància incògnita  $d$  obtenim l'equació 3.5.

$$d = 2r \arcsin \left( \sqrt{\sin^2 \left( \frac{\phi_2 - \phi_1}{2} \right) + \cos (\phi_1) \cos (\phi_2) \sin^2 \left( \frac{\lambda_2 - \lambda_1}{2} \right)} \right) \quad (3.5)$$

<sup>5</sup>El cercle màxim, denominat també cercle major o gran cercle, és el cercle resultant d'una secció realitzada a una esfera mitjançant un pla que passi pel seu centre i la divideixi en dos hemisferis idèntics, la secció circular obtinguda té el mateix diàmetre que l'esfera. La distància més curta entre dos punts de la superfície d'una esfera sempre és l'arc de cercle màxim que els uneix.

Un cop determinat quin és el destí, es calcula el rumb ( $\text{ref}_{\text{hea}}$ ) entre la posició actual i la destinació. Per aquest càlcul s'ha utilitzat la fórmula 3.6 [35].

$$\theta = \arctan \left[ \frac{\sin(\phi_1 - \phi_2) \cos(\lambda_2)}{\cos(\lambda_1) \sin(\lambda_2) - \sin(\lambda_1) \cos(\lambda_2) \cos(\phi_1 - \phi_2) \bmod(2\pi)} \right] \quad (3.6)$$

On:

- $\phi_1, \phi_2$  les latituds dels dos punts.
- $\lambda_1, \lambda_2$  les longituds dels dos punts.

Malauradament, aquesta aproximació per la navegació lateral té dos inconvenients. El primer d'ells és la transició entre segments. El canvi de rumb entre segments provoca discontinuïtats en la trajectòria teòrica que difícilment podrà seguir l'aeronau si implementa aquest tipus de navegació lateral. En la figura 3.14 es pot observar gràficament aquest comportament. A mesura que el canvi de rumb és més acusat, aquest efecte de transició és més bruscat.

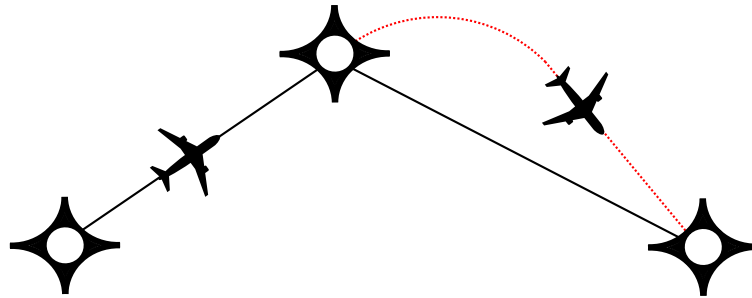


Figura 3.14: Efecte dels canvis de rumb en la navegació lateral per rumb.

L'altre inconvenient és l'influència del vent. Si en un segment del pla de vol bufa vent lateral l'efecte sobre la trajectòria de l'aeronau és similar al primer inconvenient. En la figura 3.15 es mostra gràficament aquest comportament.

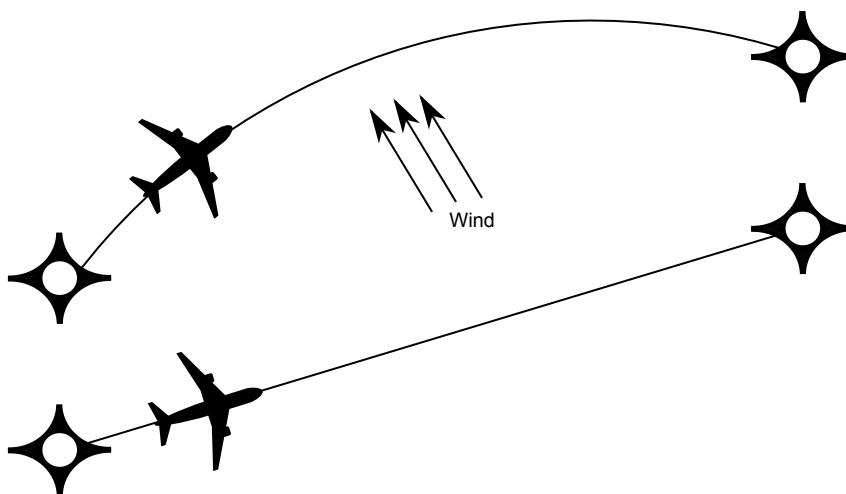


Figura 3.15: Efecte del vent en la navegació lateral per rumb.

A mesura que la velocitat del vent augmenta o la seva direcció s'apropava més a la perpendicular de la trajectòria de l'aeronau la desviació sobre el rumb teòric és més elevada.

**Navegació horitzontal per trajectòria** La navegació lateral per trajectòria intenta mitigar els inconvenients que apareixien en la navegació per rumb minimitzant l'error lateral entre la trajectòria teòrica descrita en el pla de vol i la que finalment descriurà l'aeronau. A la figura 3.16 es mostra un esquema que descriu aquest tipus de navegació.

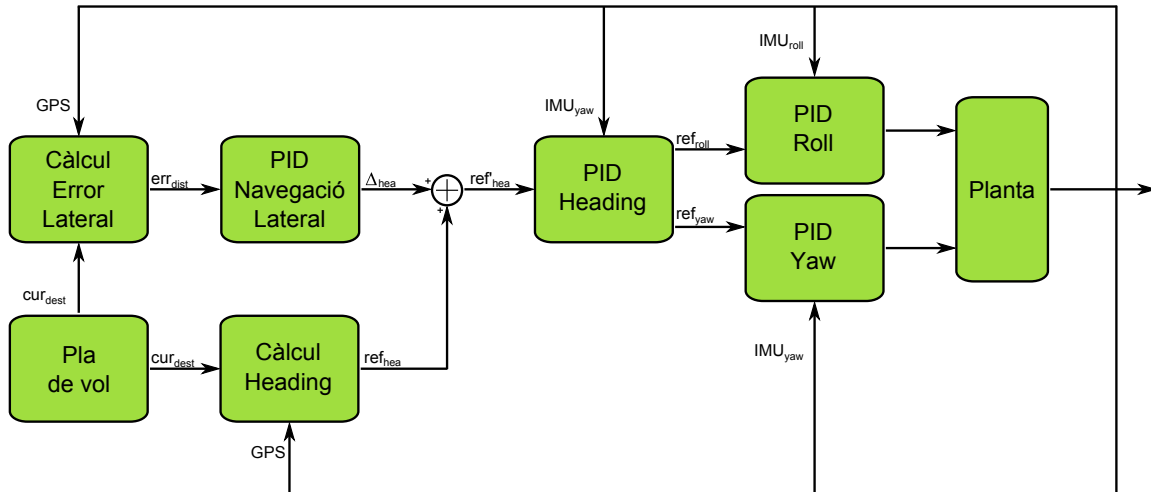


Figura 3.16: Diagrama de funcionament de la navegació lateral per trajectòria.

A partir del pla de vol es calcula el punt de destinació de la mateixa manera que en la navegació per rumb. També es calcula de la mateixa manera que en el cas anterior el rumb que l'aeronau hauria de dur per arribar a la destinació. No obstant, a diferència del cas anterior, es calcula la distància d'error lateral ( $err_{dist}$ ) que servirà per alimentar el senyal d'error del PID de navegació lateral. Per trobar l'error lateral es calcula la distància entre la posició lateral de l'aeronau i la seva projecció perpendicular al segment del pla de vol que s'està volant, tal i com indica la figura 3.17.

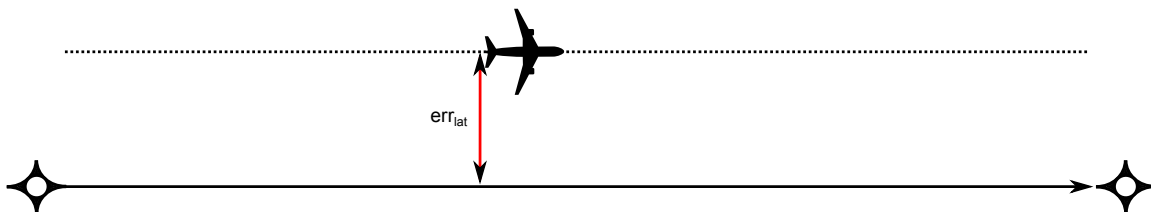


Figura 3.17: Definició de l'error lateral de trajectòria.

El PID de navegació lateral dona una desviació de rumb que es suma a la del calculat anteriorment de manera que l'aeronau sempre convergeixi cap a la trajectòria especificada en pla de vol. D'aquesta manera es mitiguen tant les perturbacions per canvis de rumb en segments consecutius del pla de vol com els efectes del vent i altres perturbacions. Un cop el senyal de referència  $ref'_{head}$  arriba al PID Heading el sistema es comporta com s'ha descrit en la navegació per rumb.

### Navegació vertical

Respecte a la navegació vertical, en les especificacions del sistema s'indica que l'UAS ha de ser capaç de volar a altitud constant. Això s'assoleix mitjançant un PID que estabilitza l'altitud al valor de referència objectiu. El senyal d'error prové de la diferència entre

l'altitud actual, calculada a partir dels valors provinents de les trames ADC tal i com s'ha exposat en la secció 3.5.3 i el senyal de referència, provinent de la interfície gràfica.

La figura 3.18 mostra el disseny del sistema pel que fa a la navegació vertical. El PID d'altitud, a partir de la diferència de l'altitud actual amb la de referència calcula l'angle de *pitch* desitjat, que entra com a referència del PID de *pitch*. Aquest, en funció de l'angle de *pitch* actual provinent de les trames IMU, l'estabilitza al valor desitjat.

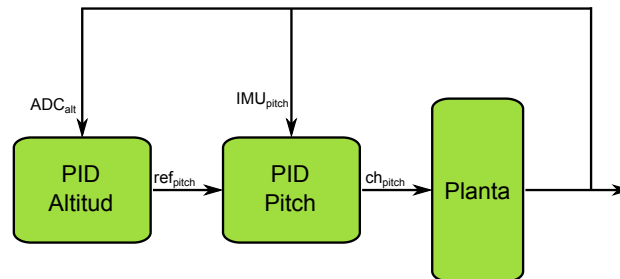


Figura 3.18: Diagrama de funcionament de la navegació vertical.

En resum, la navegació vertical és molt menys complexa que la navegació lateral, donat que les especificacions en aquest eix són molt més laxes, si les comparem amb les de navegació lateral.

# Capítol 4

## Desenvolupament del sistema

En aquesta secció es descriurà de manera general l'estratègia d'implementació que s'ha seguit en aquest sistema, parant especial atenció en la unitat de control, on es troba el pilot automàtic pròpiament dit. L'aproximació que es fa en aquesta memòria sobre la implementació del sistema és des del punt de vista software. Per una descripció més detallada de la implementació des d'un punt de vista hardware cal consultar [36].

### 4.1 Costat Aire

En la figura 4.1 trobem el detall del disseny del segment aire.

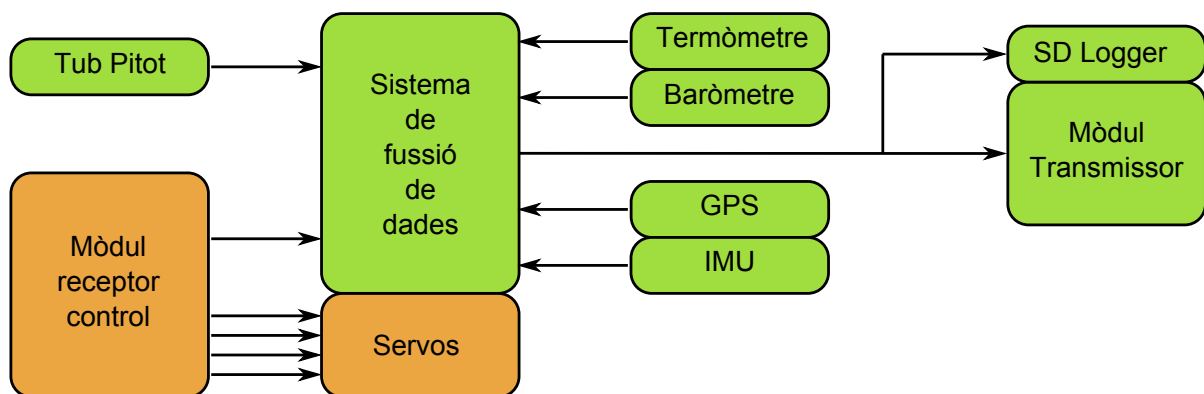


Figura 4.1: Detall del disseny del costat aire.

Des d'un punt de vista software, cal configurar els sensors, el mòdul transmissor i el captador SD perquè es puguin comunicar correctament amb el sistema de fusió de dades. Per altra banda, també caldria implementar el codi que ha d'executar la IMU per al seu correcte funcionament. No obstant, en aquest cas, s'ha emprat el codi per defecte recomanat pels distribuïdors del hardware.

En el cas del GPS, la IMU, el mòdul transmissor i el captador de dades, la comunicació amb el sistema de fusió de dades s'ha realitzat mitjançant un port sèrie. S'ha optat per aquesta configuració perquè tots els dispositius implementen ports sèrie, per tant, és la manera més còmode d'interconnectar-los. En la taula 4.1 es llisten les configuracions emprades i si el dispositiu és d'entrada o sortida (des del punt de vista del sistema de fusió de dades).

Dispositiu	Configuració	I / O
IMU	57600 8N1	I
GPS	38400 8N1	I
Capturador SD	19200 8N1	O
Mòdul transmissor	19200 8N1	O

Taula 4.1: Configuració dels sensors i dispositius comunicats en sèrie amb el sistema de fusió de dades.

Pel que fa als altres sensors (tub pitot, termòmetre i baròmetre), al ser analògics, primer es digitalitzen mitjançant un convertidor A/D integrat en la pròpia placa del sistema de fusió de dades [36]. Aquest convertidor està connectat a unes de les entrades digitals del sistema de fusió de dades. La freqüència en que les dades es capturen es controla directament via software.

### 4.1.1 Desenvolupament del sistema de fusió de dades

El sistema de fusió de dades està implementat en una placa Arduino Mega 2560. Per programar-la s'ha d'utilitzar el llenguatge de programació Arduino. Aquest està basat en C/C++ (per més informació, consultar [37]).

El que fa el codi del sistema de fusió de dades es mostra a la figura 4.2. Primerament, obre tots els ports sèrie per poder-se comunicar amb els dispositius i sensors connectats als mateixos. Després, de forma seqüencial, escolta cadascun dels ports d'entrada. Si el port que està escoltant té dades útils, aquest les llegeix i les emmagatzema en un buffer. Si es detecta que aquesta és l'última dada necessària per poder generar una trama completa, el sistema de fusió de dades prepara la trama i l'envia al captador SD i al mòdul transmissor.

Pel que fa a les dades digitalitzades provinents dels sensors analògics, aquestes són llegides cada 2 Hz aproximadament. El sistema no ha de confirmar si hi ha dades perquè és ell mateix qui activa el convertidor A/D per efectuar una lectura dels sensors.

## 4.2 Costat terra. Dispositius auxiliars

En la figura 4.3 trobem el detall del disseny del segment terra. Es consideren dispositius auxiliars el detector PWM i el generador PWM. En aquesta secció es detalla la implementació, des d'un punt de vista software, dels mateixos.

### 4.2.1 Detector PWM

El detector PWM està implementat en un Arduino Nano i té com a objectiu mesurar l'amplada dels quatre primers polsos del senyal de control. De la mateixa manera que en el sistema de fusió de dades, el codi que executa el detector PWM està escrit en llenguatge Arduino. Aquest llegeix el senyal de control a través de dos ports digitals per on el microcontrador és capaç de detectar flancs de pujada i baixa del senyal entrant. Es configura un dels ports digitals perquè generi una interrupció per flanc pujada mentre que l'altre es configura per generar una interrupció pels de baixada.

En la figura 4.4 es mostra un esquema de l'algorisme utilitzat. La rutina de servei a la interrupció de flanc de pujada guarda una marca de temps. Quan es detecta el següent

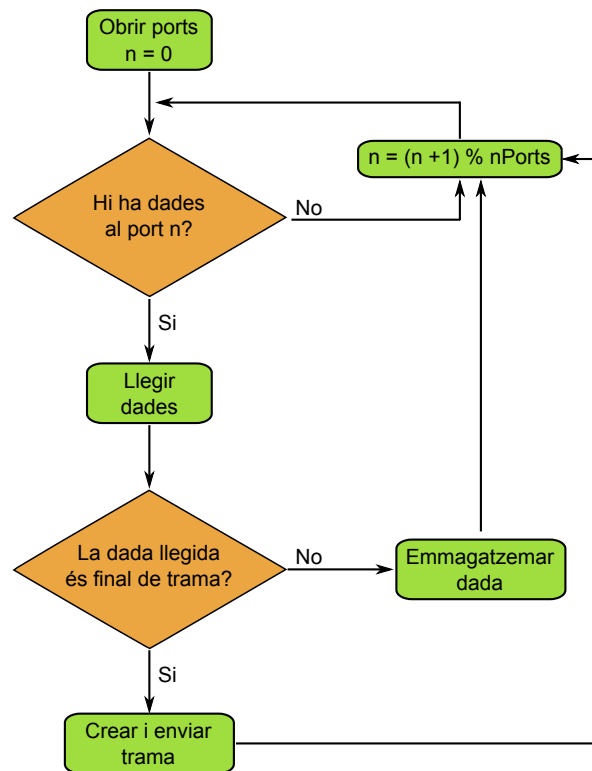


Figura 4.2: Algorisme del sistema de fusió de dades.

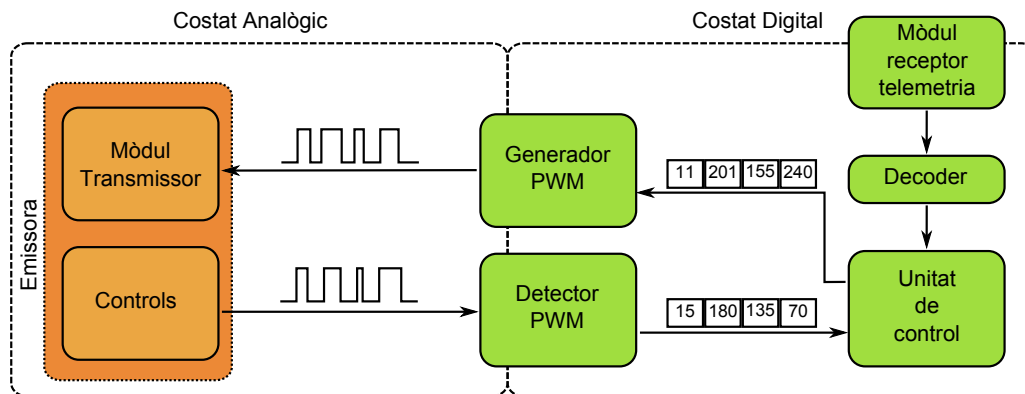


Figura 4.3: Detall del disseny del costat terra.

flanc de baixada es resta el temps actual amb el guardat en el flanc de pujada. D'aquesta manera s'obté l'amplada de pols. Aquest procés es repeteix tres cops per obtenir l'amplada de tots els polsos del senyal del control que s'estan utilitzant.

Un cop obtingudes les quatre amplades de pols, s'escalen a 256 nivells per poder ser emmagatzemades en un únic byte per pols seguint la fórmula 4.1.

$$b = \text{Round} \left( \frac{t - \text{offset}}{\text{scale}} \right) \quad (4.1)$$

On els valors *offset* i *scale* depenen de l'amplada de pols mínima  $\Delta t_{\min}$  i màxima  $\Delta t_{\max}$  de cada canal segons les equacions 4.2 i 4.3 respectivament.

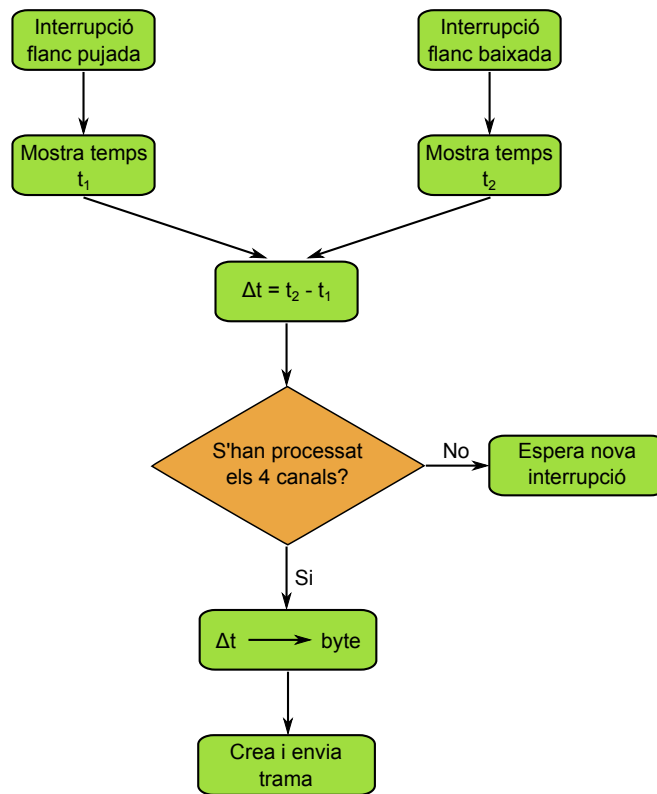


Figura 4.4: Algorisme del detector PWM.

$$\text{offset} = \Delta t_{min} \quad (4.2)$$

$$\text{scale} = \frac{\Delta t_{max} - \Delta t_{min}}{256} \quad (4.3)$$

En la taula 4.2 es resumeixen aquests valors pel senyal de control provinent de l'emissora utilitzada en aquest projecte.

Canal	$\Delta t_{min}$ [ $\mu\text{s}$ ]	$\Delta t_{max}$ [ $\mu\text{s}$ ]	scale []	offset [ $\mu\text{s}$ ]
<i>Throttle</i>	650	1415	3	650
<i>Roll</i>	1000	1408	1.6	1000
<i>Pitch</i>	650	1262	2.4	650
<i>Yaw</i>	500	1316	3.2	500

Taula 4.2: Valors dels paràmetres que permeten escalar els amples de pols del senyal de control

Un cop calculats els quatre bytes, aquests són enviats pel port sèrie amb interfície mini-USB cap a la unitat de control.

## 4.2.2 Generador PWM

El generador PWM, que fa la funció inversa a la del detector PWM també està implementat en un Arduino Nano. Aquest rep els valors d'ampl de pols de la unitat de control en

el mateix format que els genera el detector PWM per la interfície sèrie mini-USB i crea els senyal de control adient, imitant el senyal de control generat per l'emissora, però amb els amplitudes de pols especificats per la unitat de control, tal i com es mostra a la figura 4.5.

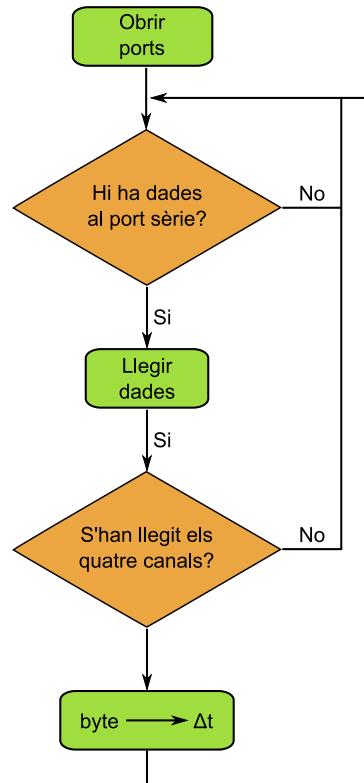


Figura 4.5: Algorisme del generador PWM.

Per tant, el dispositiu ha de fer la conversió inversa a la realitzada pel detector PWM per a cadascun dels canals. Aquesta conversió es mostra a l'equació 4.4.

$$t = b \text{ scale} + \text{offset} \quad (4.4)$$

Un cop realitzada aquesta conversió, el senyal de control es crea mantenint una de les sortides digitals del dispositiu a nivell baix o alt segons les amplitudes de pols donades per la unitat de control i l'especificació del senyal de control.

### 4.3 Part Terra. El decoder i la unitat de control

Tant el decoder com la unitat de control són de vital importància pel bon funcionament del sistema, ja que és realment on es verifiquen les dades de telemetria rebudes i on estan implementats els algorismes de control que governaran l'UAS.

Ambdós són exclusivament software, implementats conjuntament amb el llenguatge de programació C#, un llenguatge de programació orientat a objectes desenvolupat i estandaritzat per Microsoft [38]. La seva sintaxi bàsica deriva de C/C++ i utilitza el model d'objectes de la plataforma .NET, similar al de Java, encara que inclou millores derivades d'altres llenguatges. A més, existeix un compilador desenvolupat que proveeix el marc Mono - DotGNU, el qual genera programes per diferents plataformes com Windows,

Unix, Mac OS, etc<sup>1</sup>.

Per tant, el decoder i la unitat de control són el mateix programa, encara que s'executen en paral·lel, prenent avantatge de l'encapsulació en classes que permet la programació orientada a objectes i de la facilitat de treballar amb diferents *files d'execució*<sup>2</sup> que proporciona C#.

### 4.3.1 Organització del programa

Seguint la filosofia de la programació orientada a objectes, el programa està organitzat en classes, que són contenidors d'una o més variables i un conjunt d'operacions que permeten la manipulació de les primeres.

Per tant, tant el decoder com la unitat de control estan implementats mitjançant un conjunt de classes, algunes d'elles compartides. A més, s'executen en paral·lel, utilitzant dos fils d'execució diferents. Aquests fils són anomenats *fil de telemetria*, que executa el decoder, i *fil de control*, que executa la unitat de control.

El fil de telemetria necessita enviar informació sobre l'estat actual de l'UAS al fil de control de manera asíncrona, per tant també s'ha establert un espai de memòria compartida protegida amb control d'accés per evitar la corrupció de la informació<sup>3</sup>.

S'ha decidit organitzar el programa amb una estratègia paral·lela bàsicament perquè la unitat de control ha de treballar molt més ràpidament que el decoder. Si ens fixem en la unitat de control, el temps que té disponible per realitzar tot el processat necessari està restringit per l'especificació del senyal de control. Si ens fixem en aquest senyal (figura 4.6) el període del senyal és de 22.8 ms. En el pitjor dels casos l'amplada dels polsos dels canals 1, 2, 3 i 4 (els canals útils) estaran als seus respectius  $\Delta t_{max}$ , que fan un total de 5.4 ms. El temps total de guarda entre els quatre primers canals fa un total de 1.2 ms. Per tant, el temps útil restant entre que el detector PWM ha d'enviar la trama de quatre bytes cap a la unitat de control, aquesta processa les dades i les envia cap al generador PWM, i l'últim les processa i genera el senyal PWM és de 16.2 ms.

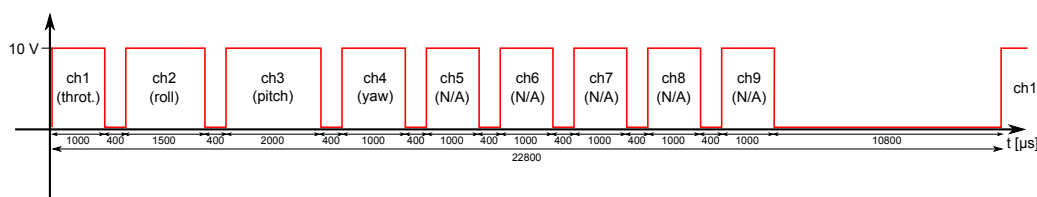


Figura 4.6: Senyal de control provinent de l'emissora RC.

Si no es processen les dades en aquest temps s'introduirà latència en el sistema i, fins i tot, es podria produir una desincronització entre els controls i el mòdul transmissor de l'emissora, cosa que podria provocar la pèrdua temporal del radioenllaç de control del sistema.

Per altra banda, les restriccions de temps d'execució del fil de telemetria vénen donades pel temps de vigència de les pròpies dades de telemetria. Al estar desenvolupant un pilot

<sup>1</sup>Per informació més detallada sobre C#, consultar [38, 39, 40].

<sup>2</sup>En informàtica, un fil d'execució (*thread* en anglès) és la unitat més petita de processament que pot ser programada pels sistemes operatius, i que permet a un procés executar diferents tasques al mateix temps [41]. Cada fil té un procés que ha de ser executat. Aquesta característica dona la possibilitat al programador de dissenyar un programa que executi diferents funcions concurrentment.

<sup>3</sup>Per informació més detallada sobre gestió de memòria compartida, consultar [38, 39, 40].

automàtic per una aeronau d'ala fixa, amb una dinàmica més lenta i estable que, per exemple, un helicòpter, les restriccions en temps d'execució són més laxes.

Així doncs, l'execució del programa està organitzada en dos fils, el de control i el de telemetria, el primer més prioritari que el segon. La prioritització entre fils d'execució d'un mateix procés és fàcilment programable en C#, i així s'ha realitzat en aquest projecte.

### 4.3.2 Hardware utilitzat

El programa que implementa el decoder i la unitat de control ha de córrer sobre una màquina que sigui capaç d'executar C#. Per comoditat, s'ha triat un ordinador portàtil ASUS M50V [42]. Les característiques tècniques del mateix estan resumides a la taula 4.3.

Característica	Valor - Descripció
Processador	Intel Core 2 Duo @ 2.26 GHz
Memòria RAM	3 GB
Sistema Operatiu	Ubuntu 12.04 LTS 32 bit

Taula 4.3: Característiques tècniques de l'ordinador que executa tant el decoder com la unitat de control.

Aquest ordinador ha d'estar connectat tant amb el generador i el detector PWM com amb el mòdul receptor de telemetria. L'esquema de connexió entre aquests dispositius es mostra a la figura 4.7. Pel que fa als dos primers, aquesta connexió es fa directament mitjançant les seves respectives interfícies mini-USB connectant-les amb ports USB de l'ordinador. Per altra banda, el mòdul receptor de telemetria es connecta a l'ordinador a través d'un convertidor UART / USB.

La taula 4.4 resumeix la configuració de les comunicacions sèrie que s'ha utilitzat en el segment terra i el sentit de la comunicació, des del punt de vista de l'ordinador.

Dispositiu	Configuració	I / O
Detector PWM	57600 8N1	I
Generador PWM	57600 8N1	O
Receptor telemetria	19200 8N1	I

Taula 4.4: Configuració dels dispositius comunicats en sèrie amb l'ordinador.

### 4.3.3 El decoder

El decoder és l'encarregat de processar les trames de telemetria provinents del mòdul receptor de telemetria. El decoder implementa l'algorisme que es mostra a la figura 4.8, que li permet processar les trames generades pel sistema de fusió de dades.

Primerament, s'obre el port de telemetria per després esperar fins que es reben dades. Un cop rebudes, se'n comprova el sincronisme per assegurar-se que no s'ha començat a escoltar una trama ja iniciada o corrupta. Un cop les dades estan sincronitzades, es procedeix a llegir la capçalera, que consta d'un sol byte i que serveix per destriar de quin tipus de trama es tracta. Un cop identificat el tipus de trama es procedeix al seu processat.

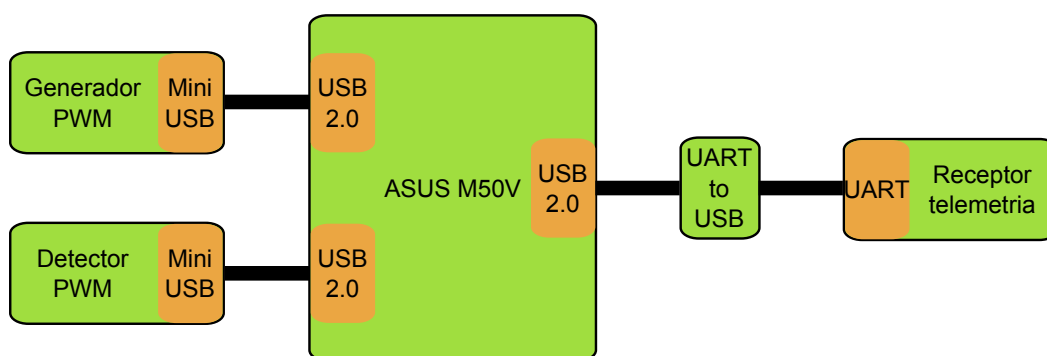


Figura 4.7: Esquema de connexió entre els dispositius auxiliars i el portàtil.

### Processat de trames IMU

Les trames IMU consten de tres camps de dades diferents un per cada angle (*roll*, *pitch*, *yaw*). En transmissió els valors es codifiquen de la següent manera. Essent  $x$  el valor real de l'angle el valor codificat  $y$  es calcula amb l'equació 4.5.

$$y = \text{Round}[(x + 180) 10000] \quad (4.5)$$

On la funció  $\text{Round}(t)$  aproxima  $t$  al enter més proper. D'aquesta manera s'envien nombres naturals enlloc d'enviar nombres en coma flotant. Per tant, en recepció es realitza la conversió inversa, descrita a l'equació 4.6.

$$x = \frac{y}{10000} - 180 \quad (4.6)$$

Un cop obtenim el valor dels tres camps es realitza el control d'errors. Tal i com s'ha explicat en el capítol anterior, s'ha optat per un control més rudimentari, basat en la comprovació de que el valor del mateix com la seva variació respecte la mostra anterior estigui dins d'uns marges especificats.

Els marges necessaris per realitzar aquest tipus de comprovació s'han calculat empíricament, realitzant un vol tripulat amb l'aeronau i analitzant la telemetria obtinguda tal i com es descriu a la secció 5.1. A continuació s'exposa l'obtenció d'aquest valors per l'angle de *roll*, com a exemple il·lustratiu aplicable a la resta de casos. A la figura 4.9 s'observa l'evolució de l'angle de *roll* en funció del temps.

Com es pot observar, l'angle de *roll* es mou en un marge de  $-30^\circ$  a  $30^\circ$ . Per tant, el marge de valors admissibles serà de  $\pm 30^\circ$ . Pel que fa a la taxa de variació per mostra, s'ha calculat la derivada de l'angle de *roll* respecte del temps. A la figura 4.10 es pot observar la seva evolució.

Tal i com s'aprecia, la taxa de variació de l'angle de roll per mostra no és simètrica. Les variacions positives estan acotades a  $4^\circ$  mentre que les negatives només arriben a  $-3^\circ$ . Aquesta assimetria és deguda a la rotació de l'hèlix del motor. Si la variació és a favor del gir de l'hèlix, aquesta és més gran. En canvi, si el gir és en contra, la variació màxima es veu reduïda.

En la taula 4.5 es tabulen els límits considerats per als angles de *roll*, *pitch* i *yaw*.

### Processat de trames GPS

Les trames GPS són de mida variable, tal i com s'ha descrit en el capítol anterior. De fet, s'envia directament el missatge GPRMC generat pel sensor GPS. De tots els camps que

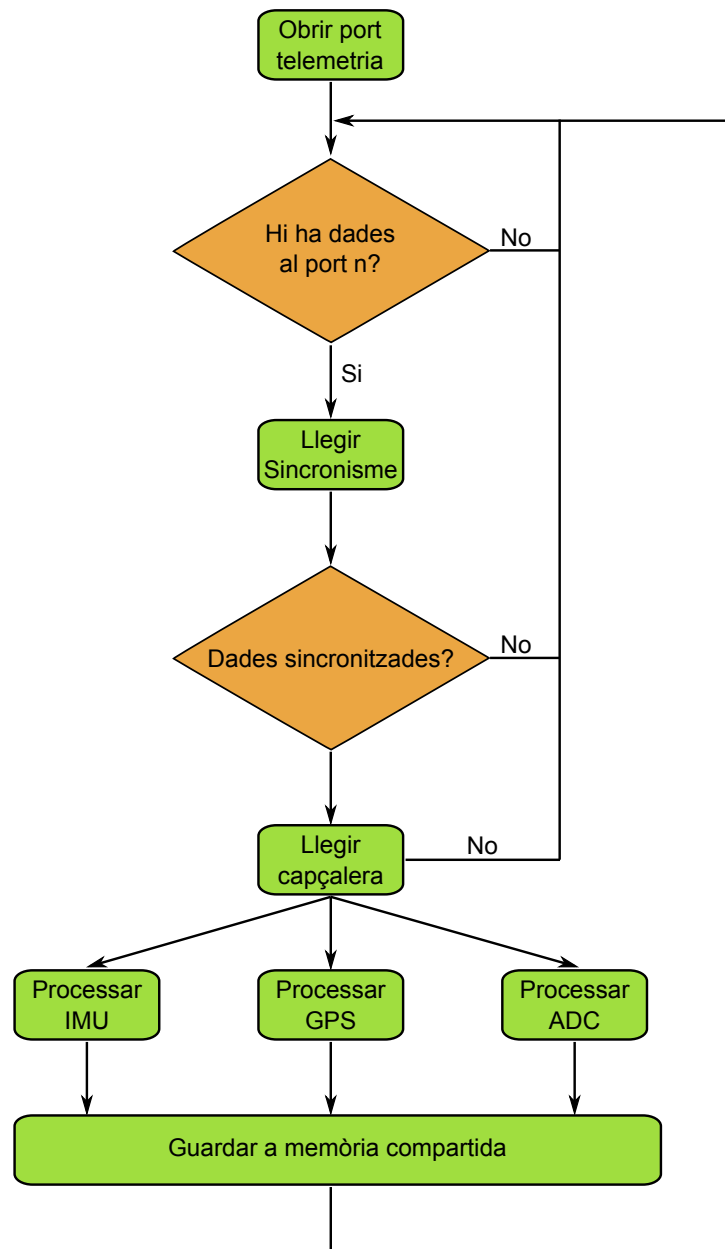


Figura 4.8: Algorisme del decoder.

Angle	Marge absolut [°]	Marge de variació [°/mostra]
<i>roll</i>	[-30, 30]	[-3, 4]
<i>pitch</i>	[-40, 40]	[-4, 4]
<i>yaw</i>	[-180, 180]	[-7, 7]

Taula 4.5: Marges absoluts i de variació pels camps de la trama IMU.

conformen aquest, s'emmagatzemen quatre; la latitud, la longitud, la velocitat respecte el terra i l'angle de trajectòria actuals.

Un cop emmagatzemats, se'ls realitza el control d'errors. En el cas de les coordenades geogràfiques es comprova, en termes absoluts, que corresponguin a la zona on es realitzarà el vol. Per altra banda també es comprova la variació de les mateixes. De la mateixa

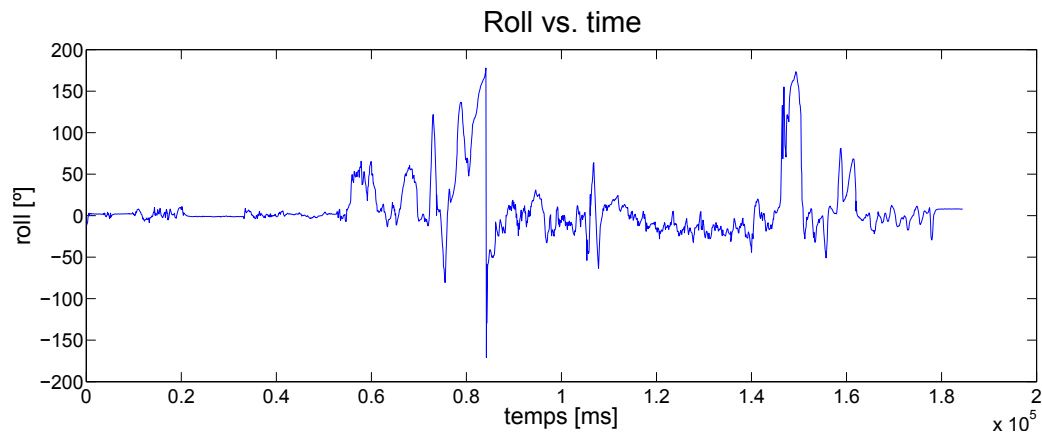


Figura 4.9: Angle de *roll* respecte del temps.

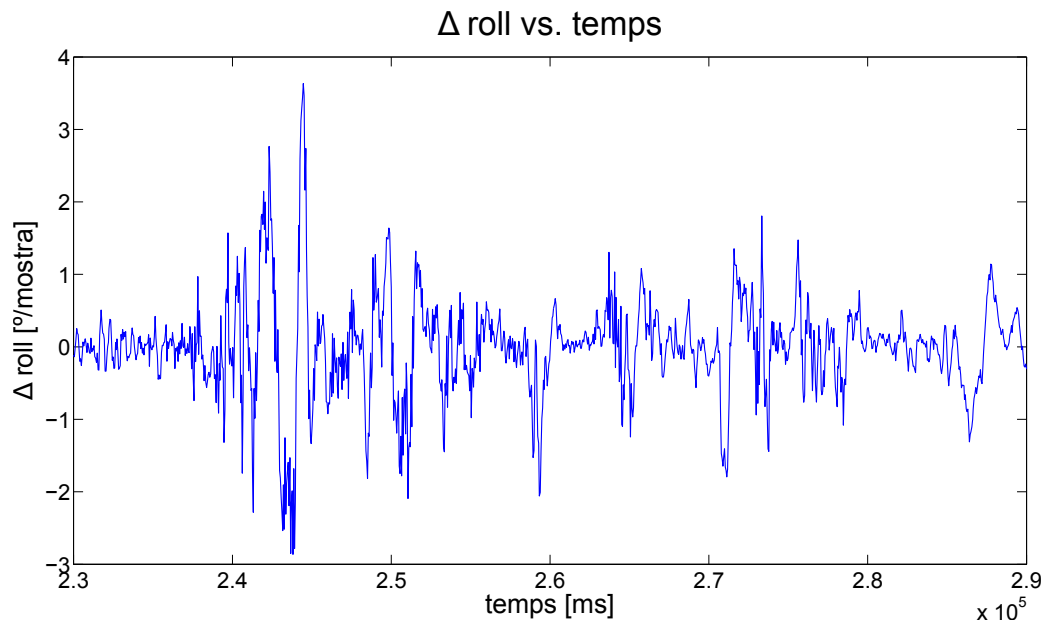


Figura 4.10: Taxa de variació de l'angle de *roll* respecte del temps.

manera que amb les trames IMU, els valors màxims de les variacions de les trames GPS s'obtenen empíricament, mitjançant un vol de prova. Pel que fa a la velocitat respecte el terra i l'angle de trajectòria, les cotes superiors i inferiors es troben també empíricament. A la taula 4.6 es tabulen totes les cotes per aquesta trama.

Camp	Marge absolut	Marge de variació
Latitud	Emplaçament [°]	$\pm 10^{-4}$ [°/mostra]
Longitud	Emplaçament [°]	$\pm 10^{-4}$ [°/mostra]
Angle de trajectòria	$\pm 180$ [°]	$\pm 40$ [°/mostra]
Velocitat respecte el terra	[0, 25] [kt]	[-4,4] [kt/mostra]

Taula 4.6: Marges absoluts i de variació pels camps de la trama GPS.

## Processat de trames ADC

Les trames ADC consten de tres camps de dades (temperatura, pressió dinàmica i pressió estàtica). En transmissió, no s'envia directament el valor en la seva corresponent magnitud (graus Kelvin per la temperatura i Pascals per les mesures de pressió) sinó que s'envia directament la tensió que ha digitalitzat el conversor A/D integrat en el sistema de fusió de dades. Per tant, el decoder és l'encarregat de convertir aquest nivell de tensió en la seva corresponent magnitud. Aquestes fórmules de transformació (equacions 4.7, 4.8 i 4.9) es troben a les especificacions dels respectius sensors [24, 25, 26].

$$B[\text{Pa}] = \left( \frac{5V}{65536} \right) \cdot 45.9 + 10555 \quad (4.7)$$

$$T[\text{K}] = \left( \frac{5V}{65536} \right) \cdot 100 + 273 \quad (4.8)$$

$$Q[\text{Pa}] = \left( \frac{5V}{65536} \right) \cdot 1000 + 1000 \quad (4.9)$$

On  $V$  és el nivell de tensió digitalitzat per a cada sensor.

Un cop els valors s'han convertit a les magnituds adients, aquests han de passar el control d'errors. De la mateixa manera que en les trames IMU, tant els valors com la seva variació han d'estar dins d'uns marges on es consideraran vàlids. Aquests marges també s'han calculat empíricament amb un vol manual i es resumeixen a la taula 4.7.

Camp	Marge absolut	Marge de variació
Pressió estàtica	Depenent meteorologia [Pa]	$\pm 200$ [Pa/mostra]
Temperatura	Depenent meteorologia [Pa]	$\pm 0.08$ [K/mostra]
Pressió dinàmica	[-10,450] [Pa]	$\pm 60$ [Pa/mostra]

Taula 4.7: Marges absoluts i de variació pels camps de la trama ADC.

Per a tots tipus de trames, en el cas que un dels seus camps es consideri fora de rang, es descartarà.

Seguint en la figura 4.8, un cop la trama ha estat processada els valors correctes es guarden en una memòria compartida amb la unitat de control.

### 4.3.4 El decoder. Diagrama de les classes que processen les trames de telemetria

En aquest apartat es vol mostrar un petit exemple de l'organització del codi del projecte. A la figura 4.11 es mostra el diagrama de classes que permeten el processat de les trames en el decoder.

El codi està organitzat de la següent manera: La classe *Message* i les seves classes derivades; *ImuMessage*, *GpsMessage* i *AdcMessage*. La classe *Message* és abstracta<sup>4</sup> i només serveix per donar un format a les seves classes derivades, que són les que realment implementen el processat de les trames de telemetria. S'ha seguit aquest tipus d'estructura per facilitar l'ampliació o la modificació del codi per terceres persones. Si, per exemple, es

<sup>4</sup>Per més informació sobre el concepte d'abstracció en el paradigma de la programació orientada a objectes, consultar [38][39][40].

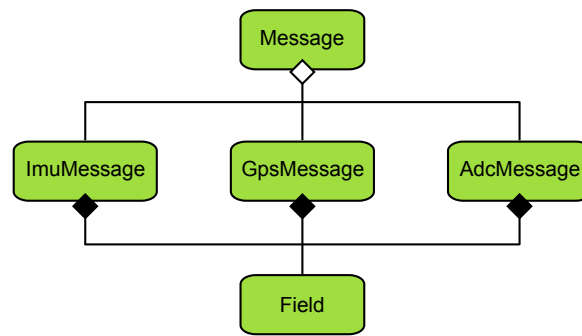


Figura 4.11: Diagrama de classes del codi que permet processar les trames de telemetria

vol generar una nova trama de telemetria perquè s'ha integrat un nou sensor a l'UAV, pel que fa al decodificar només s'ha d'afegir una nova classe que implementi els mètodes definits a la classe *Message*. La resta del codi del decodificar no s'ha de modificar.

Així doncs, la classe *ImuMessage*, *GpsMessage* i *AdcMessage* tenen la funció de descodificar els missatges de les trames IMU, GPS i ADC respectivament. Com que el mecanisme de control d'errors és comú per totes les trames, aquest ha sigut encapsulat en una altra classe, anomenada *Field*. Per tant, el control d'errors de cada camp de cada trama correspon a la classe *Field*.

### 4.3.5 La unitat de control

La unitat de control és l'encarregada de generar la trama de bytes que representa les amplades de pols del senyal de control perquè el generador PWM pugui reproduir el senyal de control, en funció del mode de funcionament actiu, de les dades que arriben del detector PWM i de la telemetria proporcionada pel decodificar.

Com en el cas del desenvolupament del decodificar, s'ha seguit la filosofia de la programació orientada a objectes. A més, s'ha seguit un disseny per capes, on cada una d'aquestes representa un dels modes de funcionament descrits en la secció anterior (mode transparent, directe, assistit i navegació). A continuació es presenta una descripció del desenvolupament de la unitat de control per a cada mode de funcionament.

#### Mode transparent

El mode transparent només copia els valors generats pel detector PWM a la sortida cap al detector PWM. Per tant, donada la simplicitat d'aquest mode, no hi ha cap organització en forma de classe que li doni suport.

#### Mode directe

El mode directe estabilitza els angles de *roll*, *pitch* i *yaw*, i el *throttle* als valors de referència proporcionats per l'usuari mitjançant la interfície gràfica. L'algorisme utilitzat per implementar aquest mode es mostra a la figura 4.12.

Quan el decodificar descodifica una trama IMU, s'actualitzen els PID de *roll*, *pitch* i *yaw* i es guarden els nous valors. El mateix passa quan es descodifica una trama ADC amb el PID de *throttle*.

Si l'usuari modifica un valor de referència (de la de *roll*, *pitch*, *yaw* o *throttle*) des de la interfície gràfica, també s'actualitza el valor del PID pertinent.

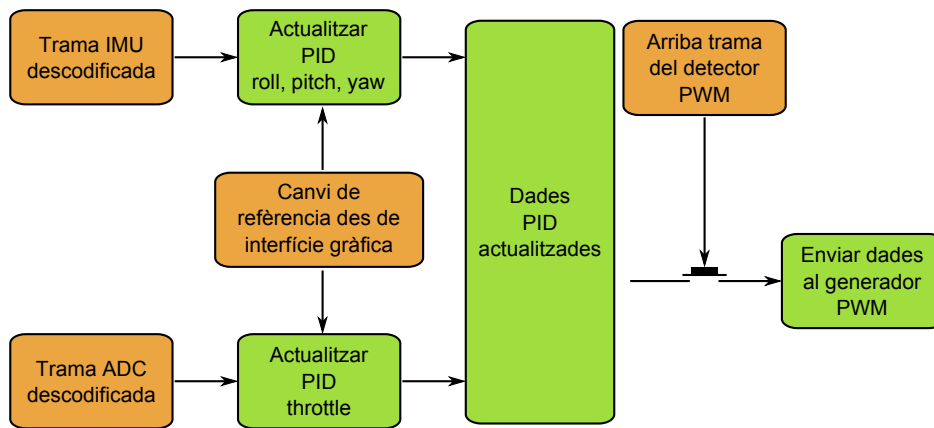


Figura 4.12: Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe.

Un cop arriba una trama amb les amplades de pols del senyal de control des del detector PWM, els últims resultats dels quatre PID s’envien al generador PWM. D’aquesta manera es manté el sincronisme amb el senyal de control.

La organització del codi que implementa el mode directe es mostra a la figura 4.13. La classe principal és l’anomenada *PID*, que implementa l’algorisme pertinent. D’aquesta classe se’n deriven quatre més, que són les específiques per a cada variable a controlar i que adapten l’algorisme general a les peculiaritats de les mateixes. La classe *PIDManager* és l’encarregada d’inicialitzar cada PID amb els valors de configuració per defecte, que es troben emmagatzemats en un fitxer.

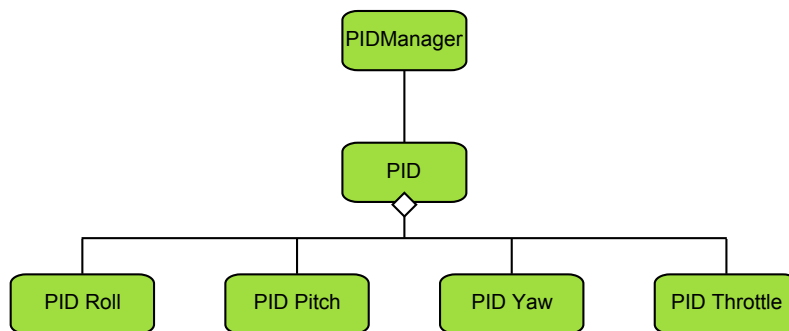


Figura 4.13: Diagrama de classes que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe.

### Mode assistit

El mode assistit és similar al mode directe excepte que pel primer, les referències dels PIDs de *roll* i *pitch* provenen directament dels comandaments a partir d’una transformació lineal, que transforma l’amplada de pols dels canals de *roll* i *pitch* del senyal de control en referències angulars.

La transformació lineal utilitzada és la presentada en l’equació 4.10:

$$f(x) = \begin{cases} \frac{30x}{\text{amp}_{\text{mig}} - \text{amp}_{\text{min}}} & \text{si } x < \text{amp}_{\text{mig}} \\ \frac{30x}{\text{amp}_{\text{max}} - \text{amp}_{\text{mig}}} & \text{si } x \geq \text{amp}_{\text{mig}} \end{cases} \quad (4.10)$$

En la qual es pot comprovar la dependència de la funció amb les amplades mínima, màxima i central ( $\text{amp}_{\text{min}}$ ,  $\text{amp}_{\text{max}}$  i  $\text{amp}_{\text{mig}}$ ) dels polsos de *roll* i de *pitch*.

A la figura 4.14 es mostra un diagrama amb l'algorisme que implementat pel mode assistit.

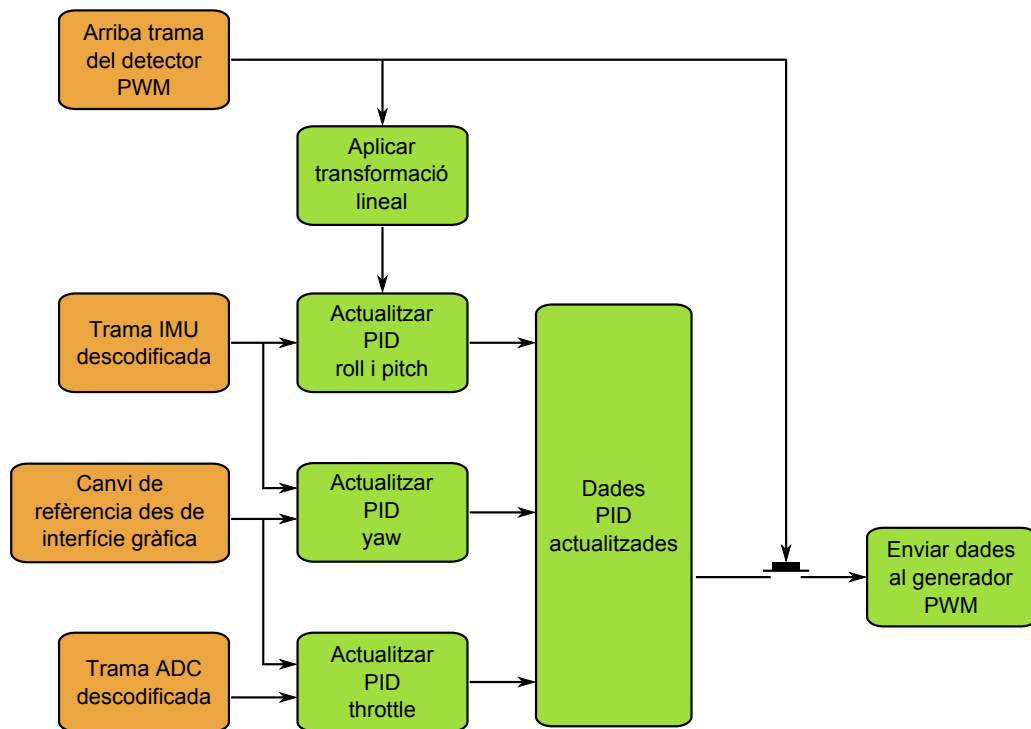


Figura 4.14: Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode assistit.

A diferència del mode directe, els canvis de referència des de l'interfície gràfica només afecten als PID de *yaw* i el de *throttle*. En canvi, les actualització de les referències angulars dels PID de *roll* i de *pitch* ara van a càrrec de la trama que arriba del detector PWM després d'aplicar la transformació lineal pertinent. La resta de l'algorisme és similar al aplicat en el mode de funcionament directe.

## Mode navegació

El mode navegació proporciona al UAS la màxima autonomia que pot assolir amb el pilot automàtic que es proposa en aquest projecte. Consta de l'afegiment de tres PID més, dos per gestionar la navegació horitzontal i el tercer per la vertical. La navegació lateral finalment implementada és la navegació per trajectòria, explicada en el capítol anterior, ja que resolva els inconvenients de la navegació per rumb. Ambdós PIDs es van actualitzant a mesura que el decoder proporciona trames IMU i GPS descodificades i en funció del pla de vol preestablert. El PID de navegació vertical depèn de les trames ADC i del pla de vol. Són els PID de navegació horitzontal i vertical els que alimenten els respectius senyals de referència dels PID de *roll*, *pitch* i *yaw*.

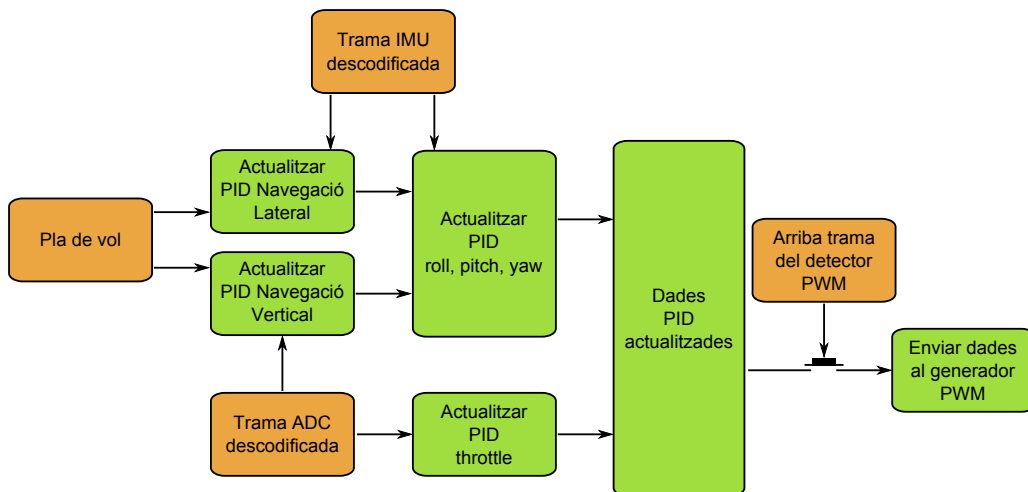


Figura 4.15: Algorisme que implementa la unitat de control quan treballa en mode navegació.

A partir d'aquí, el sistema opera de la mateixa manera que en el mode directe. Per altra banda, el PID de *throttle* no ofereix cap modificació respecte del mode directe.

En quant a l'organització del codi, la figura 4.16 mostra un esquema de la mateixa. Per una banda, el *PID Nav* representa l'estructura que ha de tenir un PID de navegació tant, vertical com horitzontal. La navegació horitzontal es realitza mitjançant dos PID encapsulats cadascun en una classe diferent. L'error lateral es calcula en la classe *Navegació Lateral*, mentre que heading resultant es calcula en la classe *PID Heading*. Per altra banda, la navegació vertical està encapsulada en la classe *PID Altitud*.

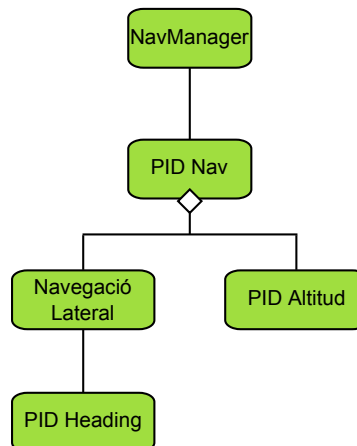


Figura 4.16: Diagrama de classes que implementa la unitat de control quan treballa en mode directe.

Finalment, la classe *NavManager* inicialitza tots els paràmetres per defecte que caracteritzen els PID i que es troben en un fitxer de configuració. A més, també s'encarrega de llegir i gestionar el pla de vol.



## CAPÍTOL 4. DESENVOLUPAMENT DEL SISTEMA

---

# Capítol 5

## Proves de camp

En aquest capítol es presenten les proves de camp realitzades en el marc d'aquest projecte per la validació del concepte que es proposa.

S'explicaran les diferents proves de camp, dividides en les següents dos etapes:

- 1a etapa. Caracterització de la plataforma i validació de l'enllaç de telemetria.
- 2a etapa. Validació del sistema en mode transparent i directe.

Per a cada etapa s'exposaran els resultats obtinguts.

### 5.1 1a etapa. Caracterització de la plataforma i validació de l'enllaç de telemetria

En aquesta primera etapa s'ha validat, mitjançant vols tripulats, el correcte funcionament de l'enllaç de telemetria. El control de l'aeronau s'ha realitzat de manera convencional, de igual forma que amb les aeronaus radiocontrolades. En la figura 5.1 es mostra un esquema del sistema en aquesta primera etapa.

El segment aire es deixa intacte amb tots els sensors implicats, el sistema de fusió de dades, el captador SD i el mòdul transmissor. En el segment terra es redueix al mòdul receptor de telemetria i el decoder. Els missatges, un cop descodificats, es guarden en fitxers per al seu posterior anàlisi.

A més de comprovar el bon funcionament de l'enllaç de telemetria, en aquesta primera etapa també es caracteritza el comportament de la plataforma i del radioenllaç. La plataforma és necessària caracteritzar-la per determinar els valors màxims i mínims d'algunes de les variables de telemetria, per poder configurar el control d'errors del decoder, tal i com s'ha explicat en la secció 4.3.3.

#### 5.1.1 Caractertizació de la plataforma

Per caractertitzar la plataforma, s'ha graficat directament les dades descodificades pel decoder. A la figura 5.2 (a)(b)(c) es mostra l'evolució dels angles de *roll*, *pitch* i *yaw* respectivament en funció del temps, en un dels vols realitzats en aquesta primera etapa.

Respecte el *roll* es pot comprovar la realització d'un tirabuixó per testejar que, efectivament el marge de valors de l'angle de *roll* mesurat amb la IMU varia entre els  $-180^\circ$  i els  $180^\circ$ . En l'interval [120, 140] segons es van realitzar maniobres d'operació normal

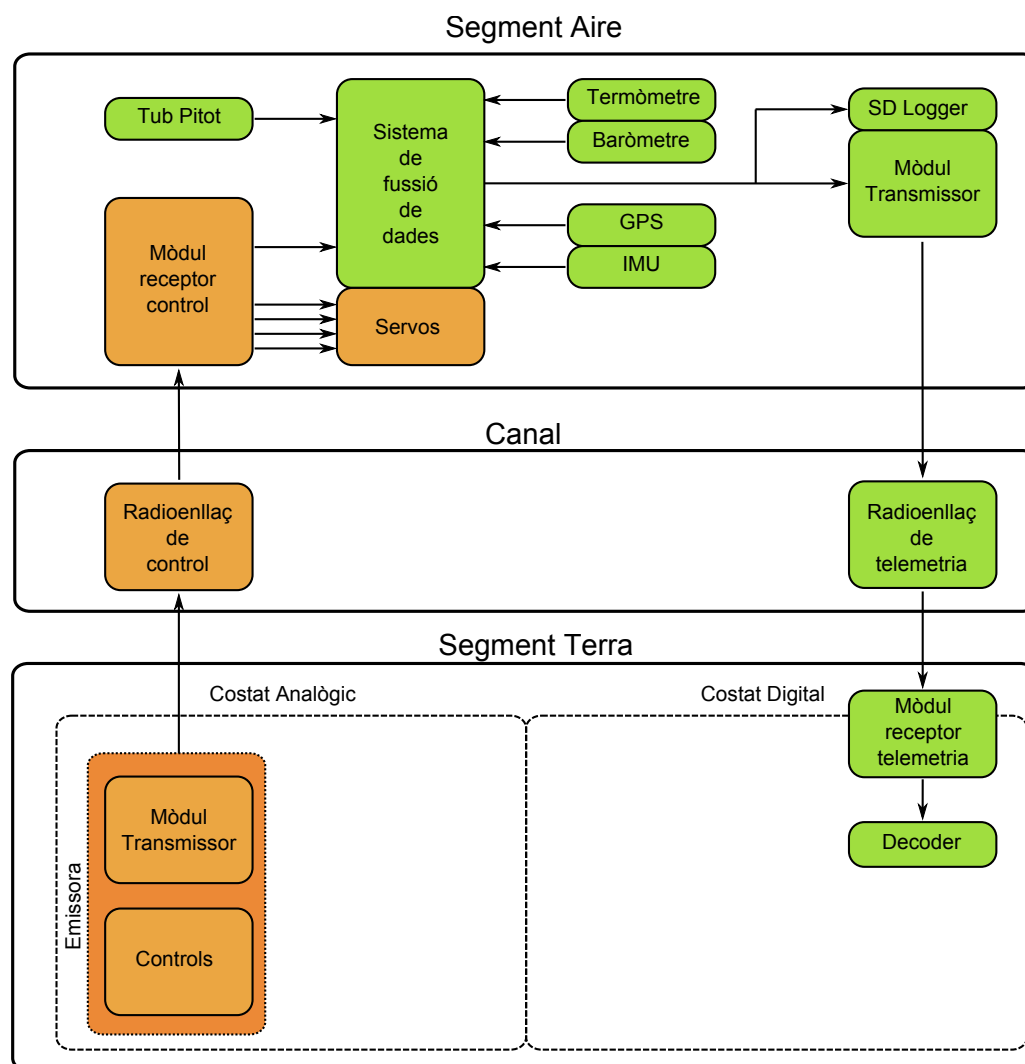


Figura 5.1: Esquema de funcionament del sistema en la 1a etapa de les proves de camp.

de l'aeronau, per poder pendre els valors necessaris per configurar el control d'errors del decoder.

Respecte el *pitch*, cal ressaltar que entre els 140 i 160 segons es va realitzar una comprovació dels marges d'operació de la IMU respecte aquest angle i es demostrà que, efectivament, el marge es situa entre els  $-90^\circ$  i  $90^\circ$ .

Finalment, respecte el *yaw* cal ressaltar que, al igual que el *roll*, els seus marges de valors va de  $-180^\circ$  fins als  $180^\circ$ . A més, cal prestar atenció les discontinuïtats que es produeixen en la transició  $-180^\circ$   $180^\circ$ .

En la figura 5.3 es mostren els valors descodificats de la trama ADC, és a dir, els valors de pressió estàtica, temperatura i pressió dinàmica.

Pel que fa als valors de pressió estàtica, cal destacar que varien aproximadament entre els 97400 Pa i 98400 Pa. No obstant, aquests valors depenen en gran part de les condicions meteorològiques del moment.

Si ens fixem en la temperatura, trobem que aquesta varia molt poc (menys de  $2^\circ\text{C}$ ). És per aquest motiu que la temperatura té escassa influència a l'hora de calcular la velocitat verdadera respecte el vent (TAS), tal i com ja s'ha plantejat en la secció 3.5.3. A més, de la mateixa manera que amb la pressió estàtica, aquesta depèn en gran part de les

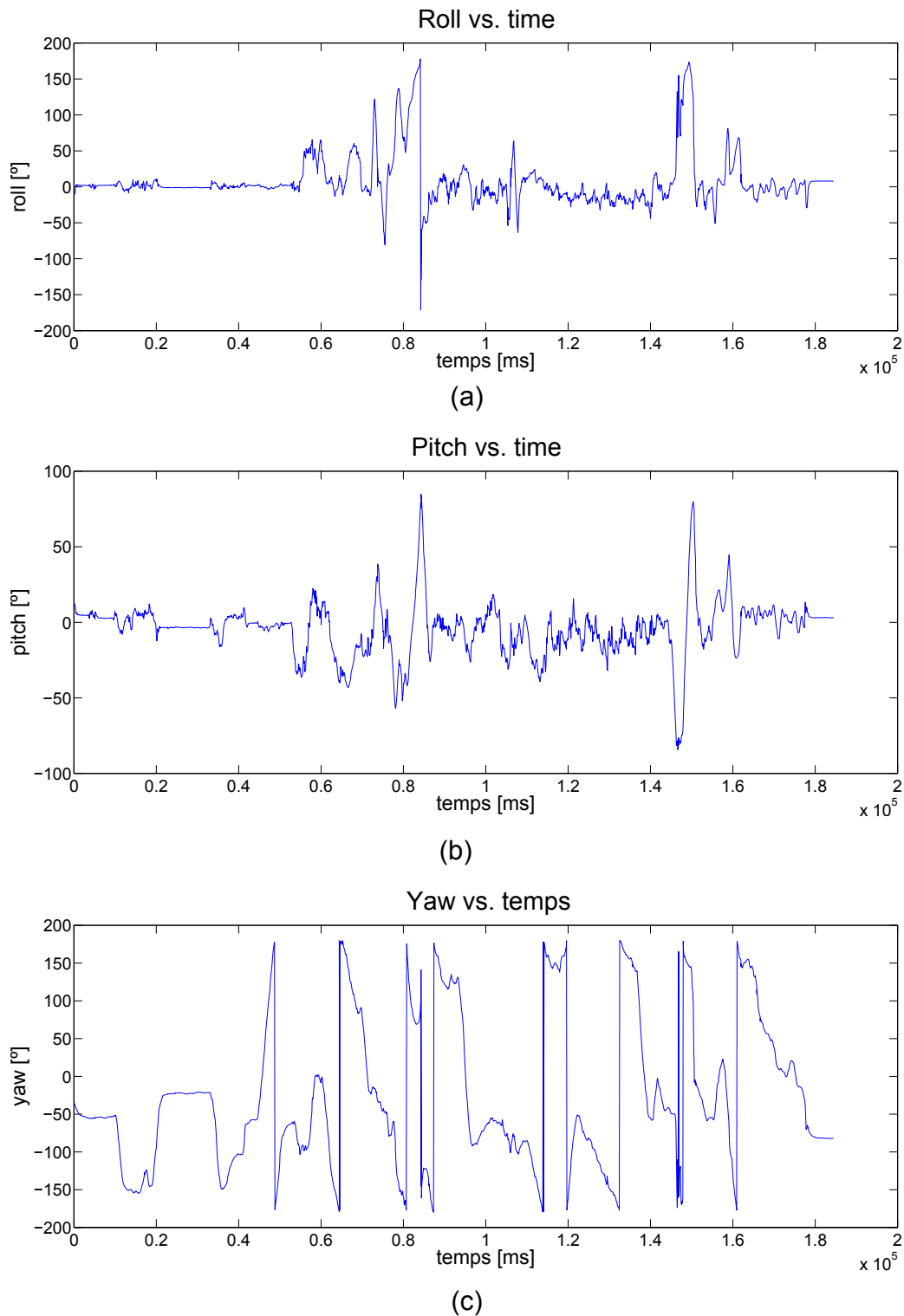


Figura 5.2: Angles de *roll*, *pitch* i *yaw* en funció del temps.

condicions meteorològiques.

En la figura 5.4 es mostren els paràmetres derivats dels de la trama ADC (i.e. altitud i TAS).

Pel que fa a l'altitud cal remarcar que aquesta es calcula en funció únicament de la pressió estàtica, per tant, es tracta d'una altitud baromètrica. Aquesta ha sigut corregida amb l'altitud del terreny del camp de vol que, en el cas del camp de vol de Ripollet, on

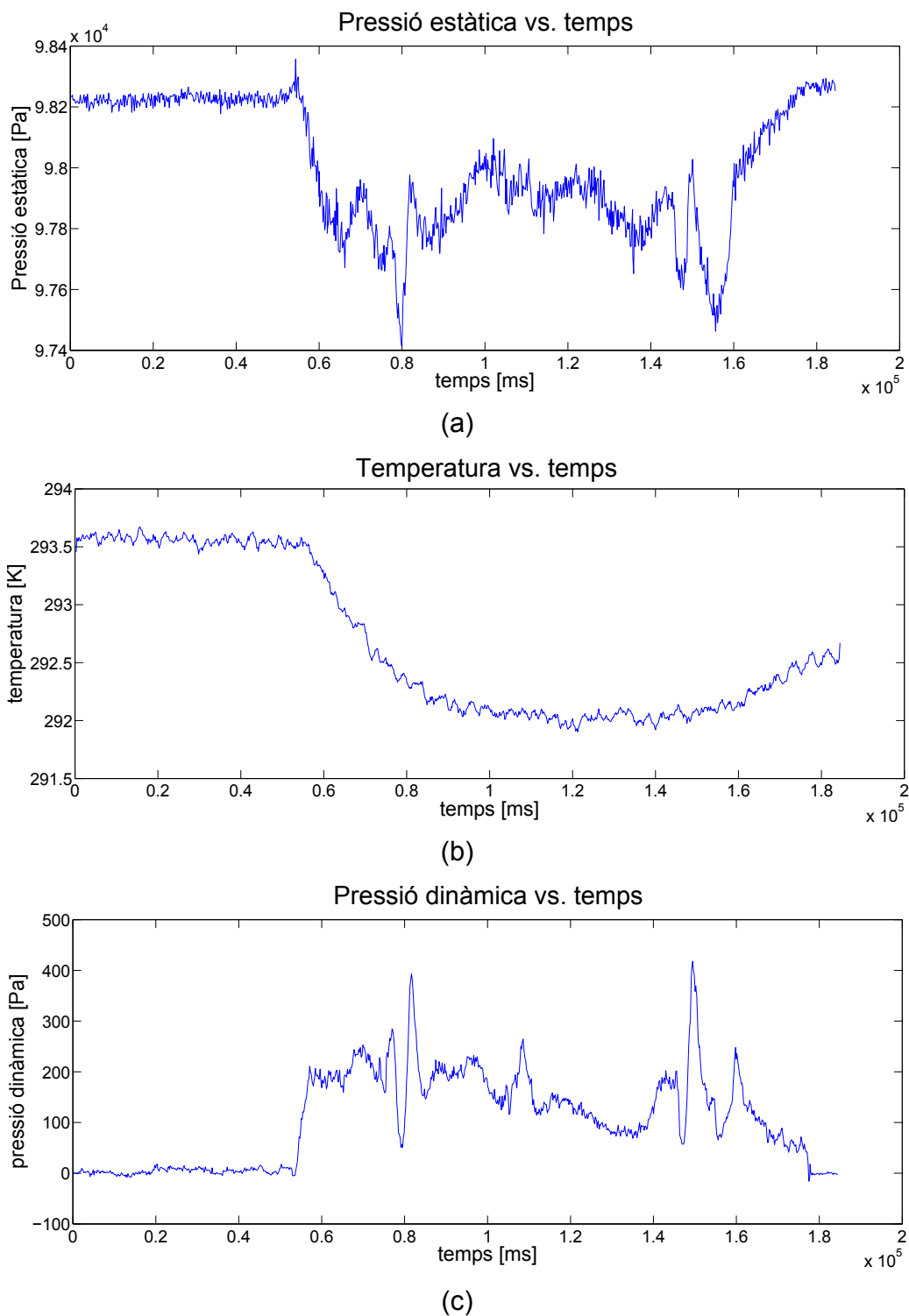


Figura 5.3: Valors de pressió estàtica, temperatura i pressió dinàmica respecte el temps.

s'ha dut a terme aquest vol, és de 74 metres.

Per altra banda, respecte a la TAS, podem observar que la velocitat màxima que s'ha assolit en el present vol es de  $15 \text{ m s}^{-1}$ , l'equivalent a  $54 \text{ km h}^{-1}$ .

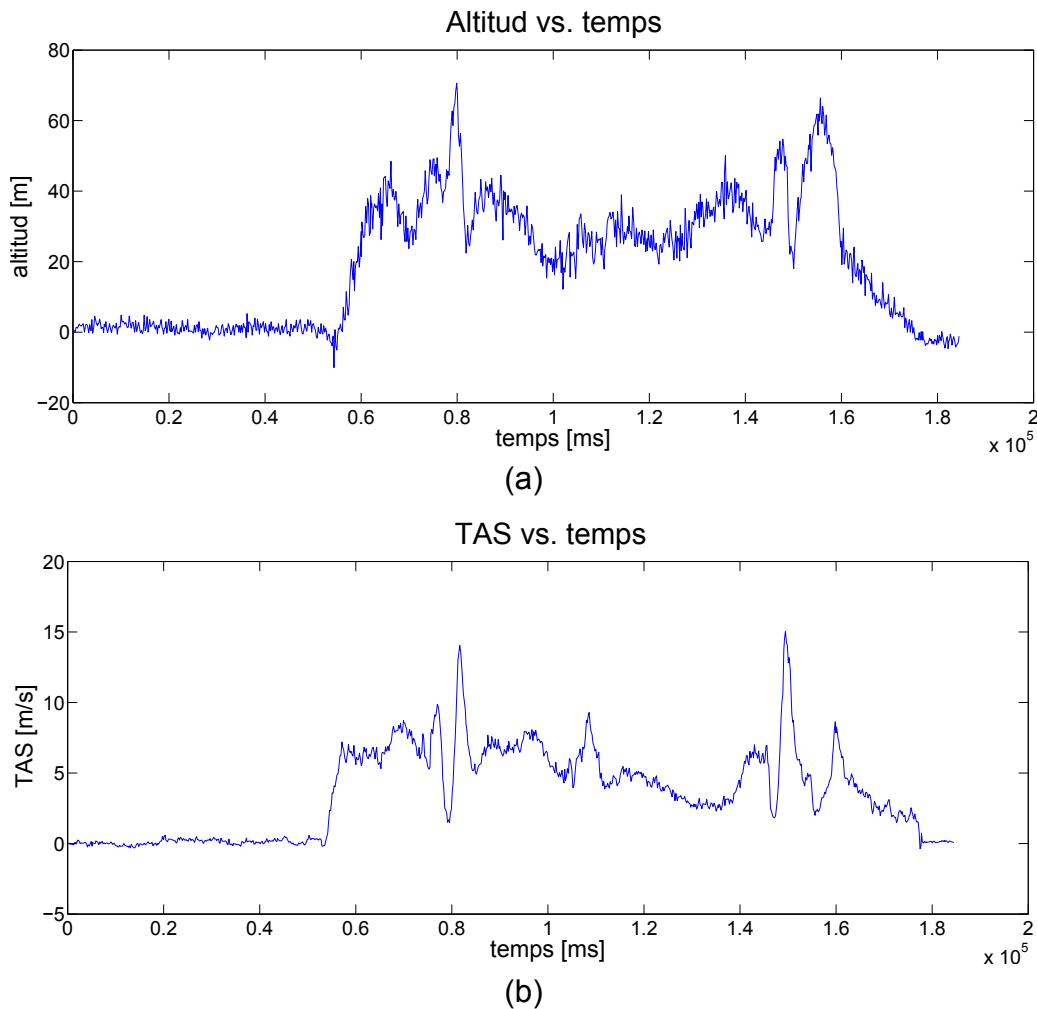


Figura 5.4: Valors de TAS i altitud baromètrica en funció del temps.

### 5.1.2 Validació de l'enllaç de telemetria

Per poder validar l'enllaç de telemetria, s'han analitzat les trames descodificades pel decoder. Per una banda, s'han extret quantes trames enviades pel segment aire no han sigut rebudes pel receptor i, per l'altra, de les trames rebudes, quantes s'han considerat correctes.

Pel que fa a les trames que directament no han arribat, es presenta en la taula 5.1 amb el tant per cert de trames perdudes respecte del total d'enviades.

Tipus de trama	Ràtio [%]
IMU	1.85
ADC	1.33
GPS	0.742

Taula 5.1: Ràtio de trames de telemetria perdudes respecte de les enviades.

Finalment es comproba l'estat de les trames que han arribat. Per realitzar aquesta tasca, i tenint en compte que el canal es l'espai lliure, s'ha preferit extreure la funció densitat de probabilitat del nombre de trames errònies seguides. A la figura 5.5 es presenten els resultats per la trames IMU.

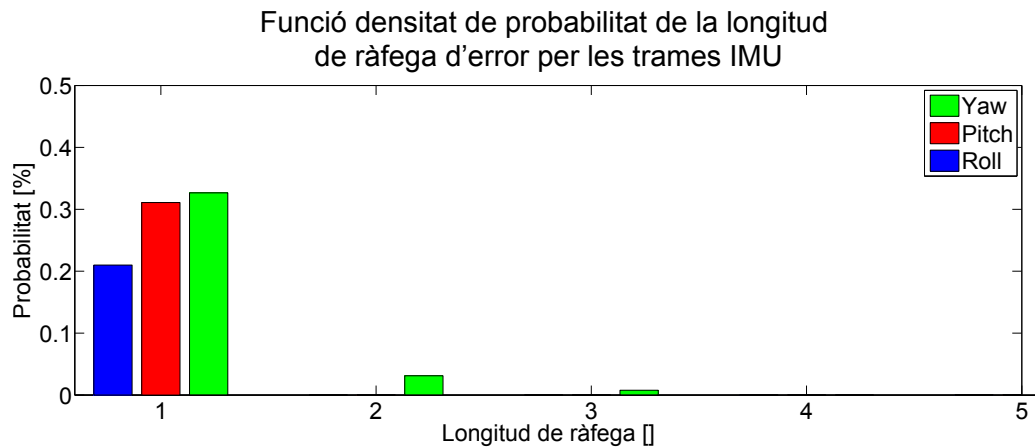


Figura 5.5: Funció densitat de probabilitat de ràfega d'error en els camps de telemetria IMU.

Com es pot comprovar i com era esperable, l'enllaç de telemetria no presenta ràfegues d'error un cop es verifica que les trames han arribat.

## 5.2 2a etapa. Validació del sistema en mode transparent i directe

En aquesta segona etapa es valida el sistema en el mode de funcionament transparent i en el directe. Pel que fa al mode transparent, els vols segueixen essent radiocontrolats degut a que, en aquest mode, no es proveeix d'autonomia al sistema, tot i que el fil d'execució de control està operatiu. Per altra banda, en el mode directe l'aeronau ja disposa d'un cert grau d'autonomia. En la figura 5.6 es mostra un diagrama del sistema en aquesta etapa, que no deixa de ser el sistema complet presentat en la secció 3.2.

### 5.2.1 Mode transparent

Per aquest mode, s'ha comprovat el bon funcionament del fil d'execució de control. A la figura 5.7 es mostra la evolució dels amplituds de pols normalitzat pels canals de *throttle* i *roll*.

Com era d'esperar, el canal de *throttle* evoluciona més lentament envers el temps si el comparem amb el canal de *roll*. Això és habitual en el control d'aeronaus a radiocontrol. L'evolució dels canals de *pitch* i *yaw* és similar a la de *roll*.

### 5.2.2 Mode directe

En aquest mode ja entren en joc els quatre PID de control que gestionen els canals de *roll*, *pitch*, i *yaw*, i el *throttle*. La configuració dels PID es detalla en la taula 5.2.

S'ha optat per aquesta configuració conservadora per poder testejar el bon funcionament de l'algorisme que implementa els PID independentment de la seva configuració. El PID de *throttle* s'ha desactivat per assegurar el control manual del mateix i poder aturar el motor en qualsevol moment i així evitar accidents. Pel que fa al control dels amplituds de pols dels canals de *roll*, *pitch* i *yaw*, el motiu per el qual s'ha optat per una configuració amb només la part proporcional és que aquesta és la més simple i realment ja es poden

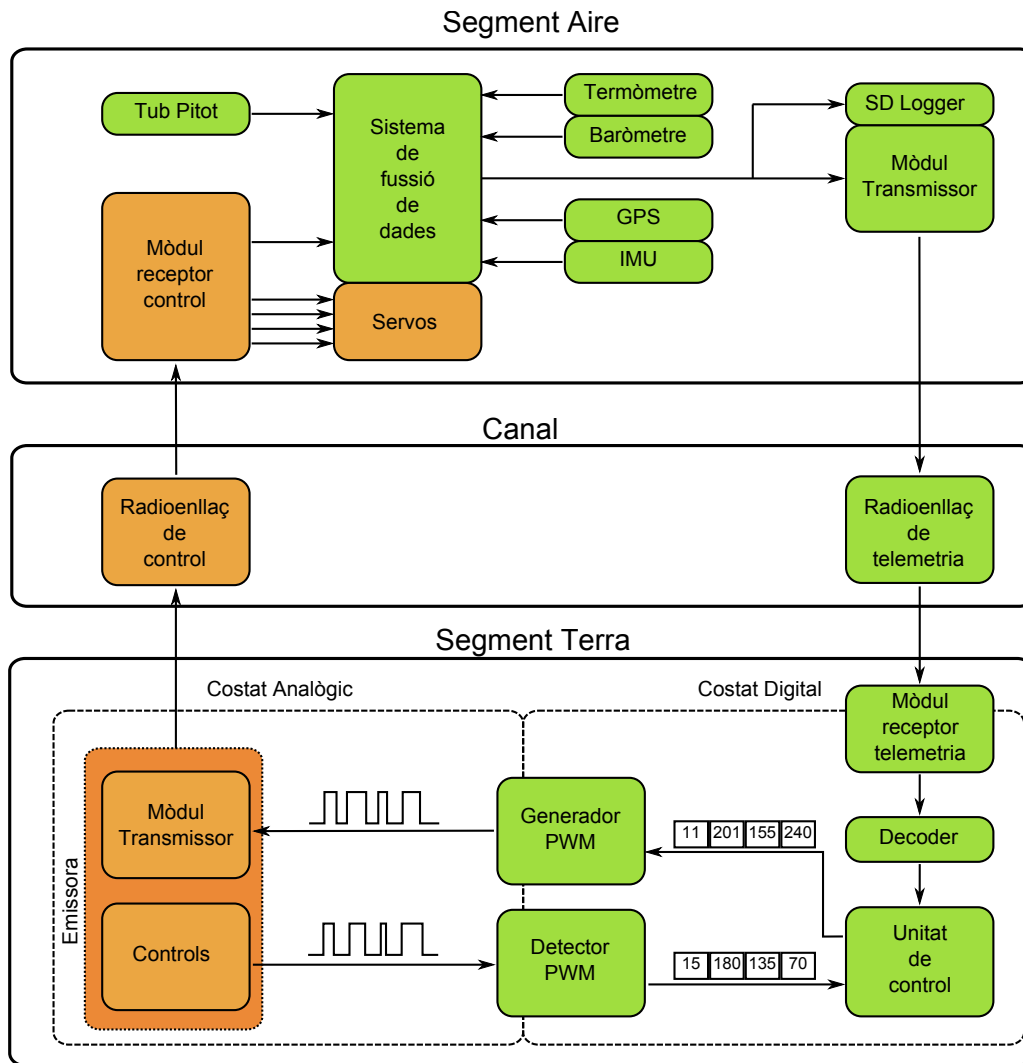


Figura 5.6: Diagrama general del sistema.

PID	Configuració
<i>Throttle</i>	Desactivat
<i>Roll</i>	$P = 7.5$
<i>Pitch</i>	$P = 5$
<i>Yaw</i>	$P = 2$

Taula 5.2: Configuració dels PID en mode directe

obtenir resultats satisfactoris. A més, per a la correcta configuració dels PID sempre s'ha de començar per la calibració de la part proporcional, posteriorment la integradora i, finalment, la derivativa.

A la figura 5.8 es mostra l'evolució de l'angle de *roll* i del canal de sortida de *roll* quan la unitat de control treballa en mode directe.

Com es pot observar, la resposta del canal de roll (en vermell) és inversa i aproximadament inversament proporcional al propi angle de roll (en blau).

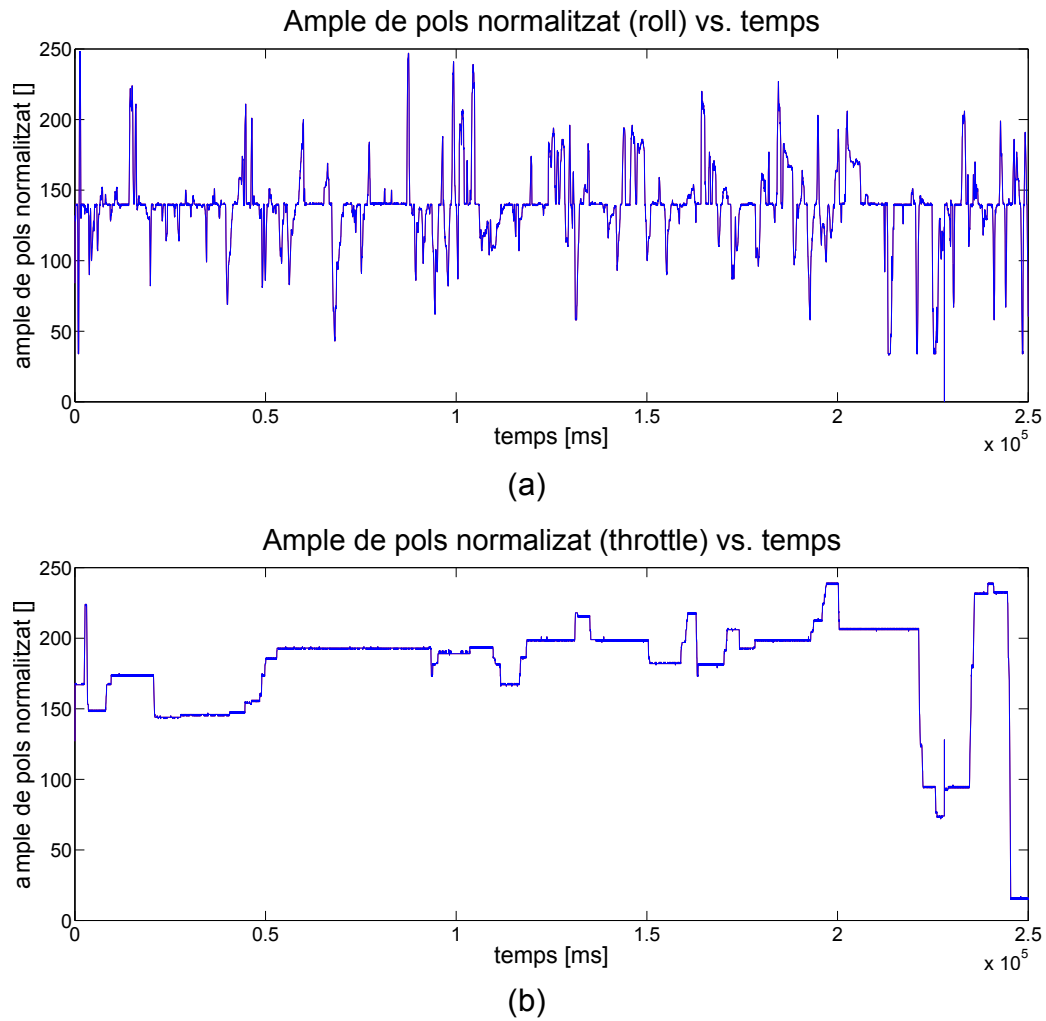


Figura 5.7: Ample de pols normalitzat en funció del temps pels canals de *throttle* i *roll*.

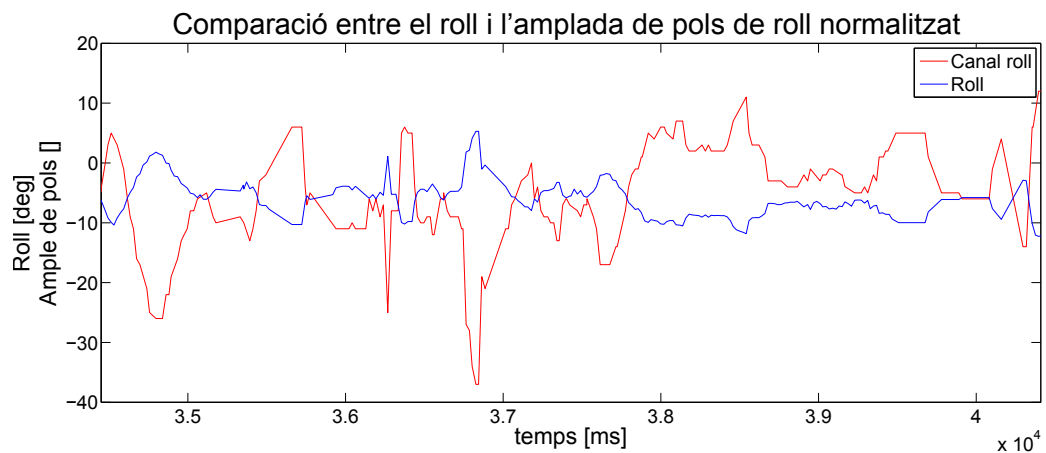


Figura 5.8: Comparació del langle de *roll* i l'amplada de pols normalitzat en funció del temps.

## Capítol 6

# Conclusions i treball futur

### 6.1 Conclusions

En aquesta memòria s'ha presentat l'especificació, disseny, desenvolupament i les proves d'un pilot automàtic per UAS per plataformes aèries radiocontrolades. Primerament s'ha realitzat una introducció on s'ha introduït què ha motivat a la realització del projecte. A continuació, s'ha presentat l'estat de l'art dels pilots automàtics per aquest tipus de plataformes i els conceptes i tecnologies emprades, com el concepte UAS i el control automàtic, prestant especial atenció en el controlador PID. En el capítol d'especificació i disseny del sistema s'han llistat totes aquelles característiques que ha d'assolir el pilot automàtic per poder complir tots els requisits de la missió i s'ha establert el disseny del sistema. És en aquest capítol on, per primer cop, se li ha donat forma a tot el sistema de sensors i dispositius en el segment aire i en el de terra. S'han pres decisions importants, com ara situar el pilot automàtic al segment terra enlloc de tenir-lo al segment aire com es habitual en altres pilots automàtics d'implementació similar. Un cop presentat l'especificació i el disseny del sistema, s'ha passat a la següent etapa, el desenvolupament del mateix. En aquest capítol s'han presentat els diferents algorismes que implementen els diferents dispositius que conformen el sistema. A més, s'ha explicat de forma resumida com està organitzat el codi d'alguns dels dispositius més complexos, com ara el decoder o la unitat de control. Per acabar, s'ha entrat en detall en les proves de camp, on es mostra la validació del concepte, i que ha servit per corregir errors en les etapes de disseny, però sobretot en les de desenvolupament. El sistema s'ha provat en dos plataformes aèries radiocontrolades diferents, quedant així demostrada la seva migració senzilla, gràcies, en gran part, al alt grau de modularitat i encapsulació del sistema obtingut a base d'un bon disseny de hardware i software en el segment aire.

Així doncs, queda demostrat que el disseny utilitzat del sistema és viable i que la implementació del mateix és correcta.

### 6.2 Treball futur

Per tant, el disseny i la implementació del sistema queden validats, si bé hi ha algunes parts que no s'han pogut testear amb la suficient intensitat com per validar-les. Entre aquestes, la correcta calibració dels controladors PID pel que fa a la constant integradora i derivativa. Per altra banda, l'enllaç de telemetria és crític pel bon funcionament del sistema. Si es decideix, en un futur, mantenir el mateix disseny, s'hauria de proveir a l'en-

llaç de telemetria de la robustesa necessària per assegurar una taxa d'error suficientment baixa en tot el volum d'espai on l'aeronau vol.

No obstant, una altra via de reduir la criticitat de l'enllaç de telemetria, és situar la unitat de control en el segment aire, un cop s'ha provat que el codi desenvolupat està lliure d'errors. A la figura 6.1 es mostrarà un diagrama d'aquest disseny modificat.

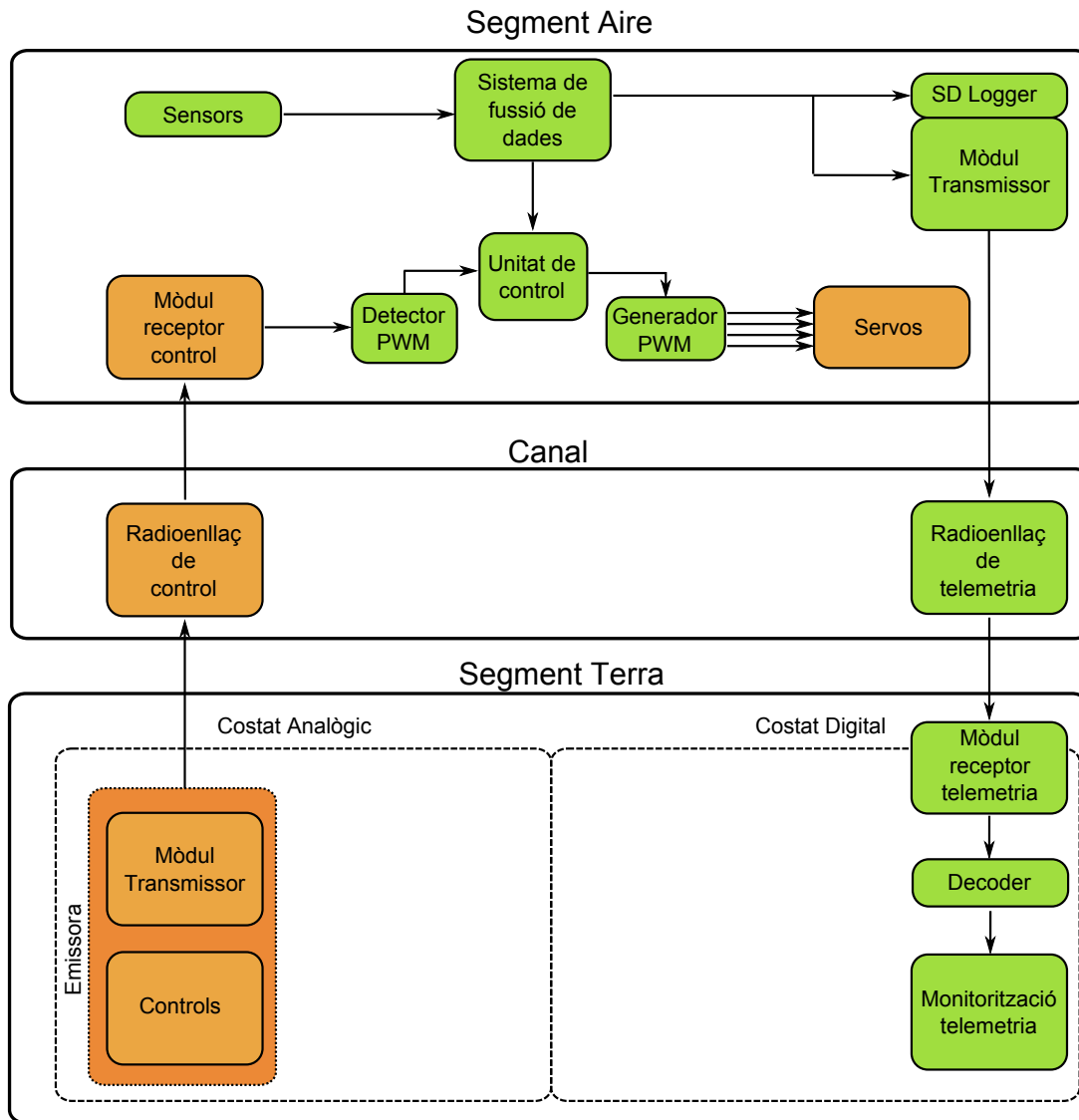


Figura 6.1: Diagrama del sistema modificat. La unitat de control resideix en el segment aire.

En aquest nou disseny, l'enllaç de telemetria només té la finalitat de transportar les dades al segment terra perquè aquestes siguin monitoritzades, desapareixent del bucle de control, ja que aquest es queda íntegrament en el segment aire. Aleshores, la unitat de control rebria les dades de telemetria directament del sistema de fusió de dades i actuaria sobre les dades del senyal de control digitalitzades pel detector PWM i les enviaria directament als servos pel generador PWM. El sistema podria mantenir-se completament configurable si, a més afegim un nou enllaç *uplink* de configuració, que ens permeti configurar tots els paràmetres dels dispositius del segment aire.

El principal inconvenient d'aquesta implementació és que tot el codi de la unitat de control ha d'estar perfectament provat ja que si la unitat de control falla l'aeronau hauria

d'aterrar per comprovar què ha fallat i corregir-ho. El disseny proposat en el present projecte permet desconectar totalment la unitat de control i solucionar l'error que s'hagi pogut produir en la unitat de control sense haver d'aterrar l'aeronau. No obstant, si tot el codi ha estat provat, la prioritat és eliminar l'enllaç de telemetria de la unitat de control.

### **6.3 Impacte mediambiental**

Des del punt de vista mediambiental, aquest projecte l'afavoreix per diverses raons. Per una banda, com ja s'ha explicat en el capítol 1, l'ús d'aeronaus no tripulades per a la realització de les mateixes tasques que podrien fer les convencionals té com a conseqüència directa la reducció de les dimensions de les plataformes perquè, entre altres raons, ja no serà necessari portar un pilot a bord. Per tant, el consum de combustible sempre serà inferior i l'impacte mediambiental es veurà reduït. Si, a més, per la tipologia de missió, l'aeronau pot ser suficientment petita, es poden utilitzar motors elèctrics, amb la qual cosa el consum de combustible es suprimeix.



# Capítol 7

## Agraïments

Volia agrair l'estreta col·laboració que he tingut amb en Miquel Jardí, estudiant d'Enginyeria de Telecomunicació de l'ETSETB, que també està realitzant el Projecte Final de Carrera sobre la part hardware del pilot automàtic.

Per altra banda, també volia agrair en Marc Fabrés, estudiant d'Arquitectura de l'ETSAV per les seves indicacions a l'hora de realitzar els diagrames de blocs presents en aquesta memòria.



## *CAPÍTOL 7. AGRAÏMENTS*

---

# Bibliografia

- [1] Paparazzi, the free autopilot. *The Paparazzi Project*. [consulta: 14 d'octubre de 2012]  
Disponible a: [http://paparazzi.enac.fr/wiki/Main\\_Page](http://paparazzi.enac.fr/wiki/Main_Page)
- [2] Do It Yourself Drones. *Ardupilot (Legacy) main page* [consulta: 14 d'octubre de 2012]  
Disponible a: <http://diydrones.com/profiles/blogs/ardupilot-main-page>
- [3] Openpilot. *The Next Generation Open source UAV Autopilot* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: <http://www.openpilot.org>
- [4] Wikipedia, The Free Encyclopdia. *Unmanned aerial vehicle* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: [http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned\\_aerial\\_vehicle](http://en.wikipedia.org/wiki/Unmanned_aerial_vehicle)
- [5] Li Z. *Towards automatic power line detection for a UAV surveillance system using pulse coupled neural filter and an improved Hough transform*. Machine Vision and Applications, 21(5), pp. 677-686.
- [6] Youtube, broadcast yourself. *Power line inspection by UAV UAS* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: <http://www.youtube.com/watch?v=5W3Hiu0Yuhg>
- [7] Youtube, broadcast yourself. *Microdrone power line inspection demonstration by APS* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: <http://www.youtube.com/watch?v=XJ2sSMsR4L4>
- [8] UAV Vision - a global forum for the unmanned aircraft systems community *Japan to Use Unmanned Helicopter to Measure Radiation Levels at Fukushima* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: <http://www.uasvision.com/2012/10/04/japan-to-use-unmanned-helicopter-to-measure-radiation-levels-at-fukushima/>
- [9] NASA-Ames. *NASA and U.S. Forest Service to Test UAS Wildfire Capabilities* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible a: [http://www.nasa.gov/centers/ames/news/releases/2006/06\\_38AR.html](http://www.nasa.gov/centers/ames/news/releases/2006/06_38AR.html)
- [10] Ogata K. *Ingenieria de control moderna* Pearson Education, 2003 pp. 1-4.
- [11] Araki M. *Control Systems Robotics and Automation - Vol. II - PID Control*. Encyclopedia of Life Support Systems.
- [12] Stuart B. *A history of control engineering* The Institution of Engineering and Technology, 2011 pp. 48-49
- [13] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Servomotor* [consulta: 14 d'octubre de 2012]  
Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Servo\\_motor](http://en.wikipedia.org/wiki/Servo_motor)

- [14] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Static pressure* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Static\\_pressure](http://en.wikipedia.org/wiki/Static_pressure)
- [15] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Dynamic pressure* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Dynamic\\_pressure](http://en.wikipedia.org/wiki/Dynamic_pressure)
- [16] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Pitot tube* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot\\_tube](http://en.wikipedia.org/wiki/Pitot_tube)
- [17] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Inertial measurement unit* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial\\_measurement\\_unit](http://en.wikipedia.org/wiki/Inertial_measurement_unit)
- [18] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Global Positioning System* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Global\\_Positioning\\_System](http://en.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System)
- [19] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Pulse Width Modulation* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Pulse-width\\_modulation](http://en.wikipedia.org/wiki/Pulse-width_modulation)
- [20] Locosys Technology Inc. *Datasheet of GPS smart antenna module, LS20030, LS20031, LS20032, LS20033* 2006, v.1.2.
- [21] GPS Information. *NMEA data*. [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <http://www.gpsinformation.org/dale/nmea.htm>
- [22] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Coordinated Universal Time* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Coordinated\\_Universal\\_Time](http://en.wikipedia.org/wiki/Coordinated_Universal_Time)
- [23] Sparkfun Electronics. *9 Degrees of Freedom - Razor IMU - AHRS compatible* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <https://www.sparkfun.com/products/9623>
- [24] Freescale Semiconductor. *Integrated Silicon Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated. MPXV7002 Series* rev. 2, 1/2009.
- [25] Freescale Semiconductor. *Integrated Silicon Pressure Sensor Altimeter/Barometer Pressure Sensor On-Chip Signal Conditioned, Temperature Compensated and Calibrated. MPX4115 Series* rev. 5, 8/2006.
- [26] National Semiconductor. *Precision Centigrade Temperature Sensors. LM35* November 2000.
- [27] Arduino. *Arduino Mega* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <http://www.arduino.cc/en/Main/arduinoBoardMega>
- [28] Sparkfun Electronics. *Logomatic v2 Serial SD Datalogger* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <https://www.sparkfun.com/products/8627>
- [29] Radiomentrix. *869 MHz / 915 MHz Wide Band FM radio. BiM3B* Issue 2, 27 July 2012.
- [30] Arduino. *Arduino Nano* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <http://www.arduino.cc/es/Main/ArduinoBoardNano>

- [31] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Cyclic redundancy check* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Cyclic\\_redundancy\\_check](http://en.wikipedia.org/wiki/Cyclic_redundancy_check)
- [32] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *True airspeed* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/True\\_airspeed](http://en.wikipedia.org/wiki/True_airspeed)
- [33] Wikipedia, La Enciclopedia Libre. *International Standard Atmosphere* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://es.wikipedia.org/wiki/International\\_Standard\\_Atmosphere](http://es.wikipedia.org/wiki/International_Standard_Atmosphere)
- [34] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Haversine formula* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Haversine\\_formula](http://en.wikipedia.org/wiki/Haversine_formula)
- [35] Movable Type Scripts. *Calculate distance, bearing and more between Latitude/Longitude points* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <http://www.movable-type.co.uk/scripts/latlong.html>
- [36] Jardí M. *Implementació d'un pilot automàtic per UAS*. Projecte Final de Carrera, Escola Tècnica Superior de Telecomunicació de Barcelona, Universitat Politècnica de Catalunya, 2012.
- [37] Arduino. *Language Reference* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: <http://www.arduino.cc/en/Reference/HomePage>
- [38] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *C Sharp (programming language)* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/C\\_Sharp\\_\(programming\\_language\)](http://en.wikipedia.org/wiki/C_Sharp_(programming_language))
- [39] Miles R. *C# Programming* Department of Computer Science University of Hull, Edition 4.0 August 2012.
- [40] Smyth N. *C# Essentials* Edition Payload Media, 2012.
- [41] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Thread (computing)* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Thread\\_\(computing\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Thread_(computing))
- [42] ASUS. *M50Vm Entertainment Revolution* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://www.asus.com/Notebooks/Multimedia\\_Entertainment/M50Vm/#specifications](http://www.asus.com/Notebooks/Multimedia_Entertainment/M50Vm/#specifications)
- [43] Wikipedia, The Free Encyclopedia. *Abstract type* [consulta: 14 d'octubre de 2012] Disponible: [http://en.wikipedia.org/wiki/Abstract\\_type](http://en.wikipedia.org/wiki/Abstract_type)