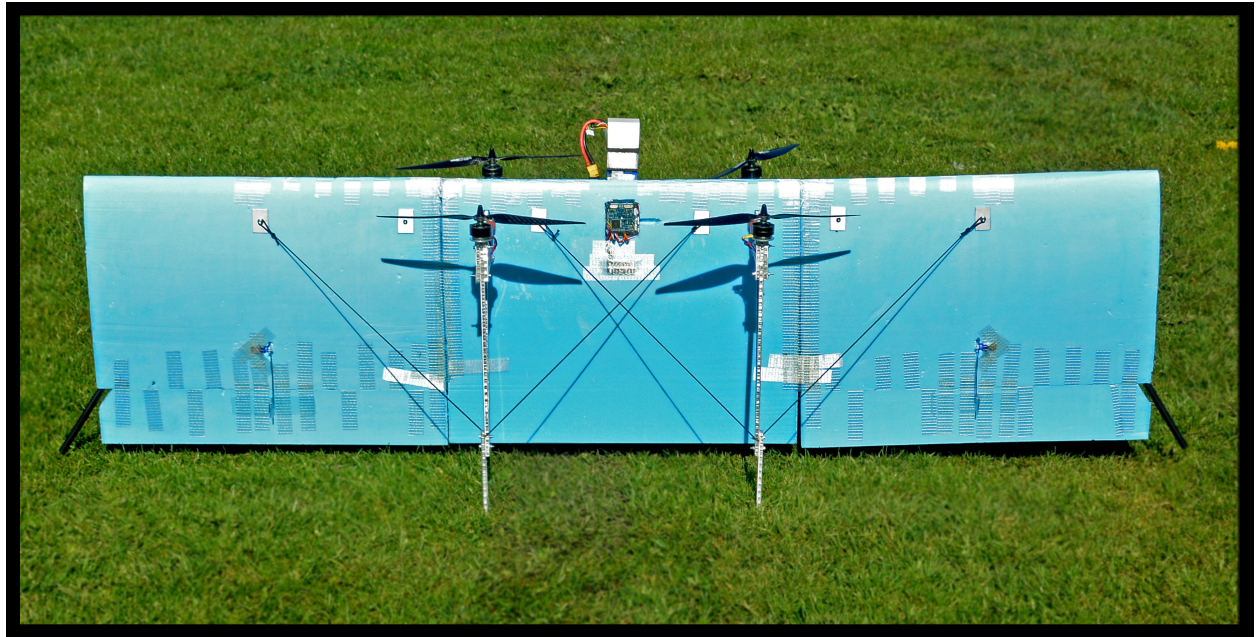




CHALMERS



Konstruktion, modellering och reglering av en långdistansdrönare med VTOL

Ett kandidatarbete inom mekatronik - SSYX02-15-84

Philip Bergström
Albin Goodwin
David Kallin
Johan Lindqvist
Sara Winther

Examinator - Nikolce Murgovski

Förord

Rapporten är resultatet av ett kandidatarbete inom mekatronik på Chalmers tekniska högskola. Kandidatarbetet utförs av tre studenter från civilingenjörsprogrammet Automation och mekatronik samt två studenter från civilingenjörsprogrammet Maskinteknik. Kursens omfattning är 15 högskolepoäng.

Under arbetets gång har ett antal personer bidragit till utvecklingen av prototypen och rapporten. Vi vill speciellt tacka följande:

CRF för lån av deras lokal, verktyg och laserskärare

Jonas Sjöberg för konsultation angående rapporten

Patrik Emilsson, hobbyutvecklare för programvaran MultiWii, för bidrag till prototypens kodning

Prototypplabbet på Chalmers (för konsultation) och lån av deras vattenskärare

Sammanfattning

I denna rapport beskrivs det tillvägagångssätt som använts för att utveckla en drönare som kan lyfta och landa vertikalt, så kallat VTOL, och som klarar av att utföra långdistansflygningar. Lösningen består av en vinge med fyra motorer. Utvecklingen har skett främst genom framttagande av en självstabiliserande vinge och genom modellering av prototypen för utvecklingen av ett regelsystem som kan stabilisera hovringen. En vingförsedd drönare konstruerades som vid tester till viss del klarade av att hovra och flyga, innan den förstördes i ett haveri. För att undvika haveriet hade ett effektivare tidsupplägg kunnat möjliggöra noggrannare tester. En testtrigg för säkra tester hade kunnat konstrueras, och dessutom hade åtgärder som införskaffande av reservdelar på förhand hjälpt.

Nyckelord: drönare, quadcopter, quadwing, VTOL, flygande vinge, PID, reglerteknik

Abstract

This report describes the approach to develop a drone that can takeoff and land vertically (VTOL) and that is capable of performing long-distance flights. The solution consists of a wing with four engines. The development has been focused on the production of a self-balancing wing, and on the modelling of the prototype for the development of a control system to stabilize the hovering. A winged drone that during testing was adequately capable of hovering and flight had been constructed, before it broke in a crash. To avoid the crash, smarter time consumption could have contributed to more thorough, accurate tests. A secure test rig could have been constructed, or a plan which included the procurement of spare parts in advance.

Keywords: drone, quadcopter, quadwing, VTOL, flying wing, PID, system control

Innehåll

1	Inledning	1
1.1	Bakgrund om drönare	1
1.2	Syfte	2
1.3	Översikt	2
1.4	Avgränsningar och begränsningar	2
1.5	Rapportupplägg	3
2	Koncept av drönarprototyp	4
2.1	Drönarprototypen och dess funktion	4
2.1.1	Preliminära uppskattningar	6
3	Fysisk konstruktion och tillverkning	7
3.1	Komponentval	7
3.1.1	Drivsystem	7
3.1.2	Mjukvara och kommunikation	8
3.1.3	Quadcopterram	8
3.2	Design av vinge	8
3.2.1	Längdstabilitet	9
3.2.2	Tvärstabilitet	10
3.2.3	Rullstabilitet	11
3.2.4	Vingprofil och lyftkraft	11
3.2.5	Vingarea	12
3.2.6	Styrning	12
3.2.7	Slutgiltig vingdesign	13
3.3	Materialval och fysisk design	14
3.3.1	Materialval för vinge	14
3.3.2	Design och materialval av ram för drönarprototyp	15
3.3.3	Förstärkning av vinge	15
3.4	Tillverkning	16
3.4.1	Aluminiumram	16
3.4.2	Cellplastvinge	16
3.5	Miljöaspekter	16
3.5.1	Miljö och konstruktion	16
3.5.2	Miljö och funktion	16
3.6	3D-Modellering och konstruktion	17
4	Modellering av drönarens dynamik	18
4.1	Modellering av dynamik under hovringsstadie	18
4.2	Övergångsfas mellan hovring och flygning	22
4.3	Linjärisering	22

5	Design av reglersystem	24
5.1	Sensorfilter	24
5.2	Regulator	24
5.2.1	PID-regulator	25
5.2.2	LQ-regulator	25
5.3	Stabilitetskrav	25
5.4	Simulering av reglersystem	26
5.4.1	Jämförelse med LQ-regulator	29
5.5	Programmering av regulator	30
6	Fysiska tester	32
6.1	Preliminära tester	32
6.1.1	Test av hovring och stabilitet	32
6.1.2	Test av extra vikt	33
6.1.3	Resultat av preliminära tester	33
6.2	Tester med drönarprototyp	33
6.2.1	Test av hovring	33
6.2.2	Test av flygfasen	34
6.2.3	Test av övergång	34
7	Resultat samt analys av tester	35
7.1	Delresultat	35
7.2	Slutgiltig drönarprototyp	36
8	Diskussion och slutsatser av process och resultat	37
8.1	Avvikelse	37
8.1.1	Avvikelse från tidsplan och planering	37
8.1.2	Avvikelse från grundkoncept	37
8.1.3	Övriga avvikelser	38
8.2	Kontroll av kravspecifikation	38
8.3	Vidareutveckling	41
8.3.1	Förslag på förbättringar	41
8.3.2	Uppgradering av komponenter	42
8.3.3	Autonom flygning	42
8.3.4	Test av LQ-regulator	42
8.4	Slutsats	42
	Litteraturförteckning	45
Bilaga A	ANSYS Fluent	I
A.1	Jämförelse mellan ANSYS Fluent och handräkning	I
A.1.1	Handräkning	I
A.1.2	Simulering i ANSYS	II
A.1.3	Jämförelse av handräkning och simulering	II
A.2	Simulering av prototypens lyftkraft och dragmotstånd	II
Bilaga B	Komponentlista	IV
Bilaga C	Simulink-modell	V
C.1	Vinkelreglering	V
C.2	Subsystem, PID-regulator	VI

Bilaga D	Ritningar	VII
D.1	Ramdelar	VII
D.2	Mallar	VIII
Bilaga E	Kodmixer mellan hovrings- och flygläge	IX
Bilaga F	Mikroprocessor	X
Bilaga G	Datablad för motorer	XI
Bilaga H	MultiWii och GUI	XII
Bilaga I	Quadcopterram	XIV
Bilaga J	Trådkärare	XV

Begrepp, förkortningar och variabler

Anfallsvinkel - Vinkeln mellan en vinges korda och vindriktningen

AR - Aspect Ratio, sidförhållande

CFD - Computational Fluid Dynamics

Elevon - Roder som kontrollerar en flygfarkosts lutning och rullning

Flygregulator - ett kontrollkort bestående av en mikroprocessor med förinstallerad mjukvara samt flertalet olika sensorer

GUI - Graphical User Interface, programvara till dator

Korda - Tvärsnittsavståndet mellan en vinges främre och bakre punkter

Pitch, Roll, Yaw - Lutning, Rullning, Girning. Beskriver lutning/rotation kring en flygfarkosts 3 axlar

Thrust - Gaspådraget hos en flygfarkost

UAV - Unmanned Aerial Vehicle, obemannad flygfarkost

VTOL - Vertical TakeOff and Landing, vertikal start och landning

Variabel	Variabelnamn	Enhet
I	tröghetsmatris	Nm
Ω	vinkelhastighetsvektor	rad/s
τ	momentvektor	
τ_x	moment kring x-axel	Nm
τ_y	moment kring y-axel	Nm
τ_z	moment kring z-axel	Nm
ω_i	vinkelhastighet på i:te motorn	
Q_i	moment från i:te motorn	
R	rotationsmatris	
β	vektor för derivata av vinklar	
ϕ	lutning/ <i>pitch</i>	rad
θ	rullning/ <i>roll</i>	rad
ψ	girning/ <i>yaw</i>	rad
T	transformationsmatris	
p	vinkelhastighet runt x-axel i det inertiala koordinatsystemet	rad/s
q	vinkelhastighet runt y-axel i det inertiala koordinatsystemet	rad/s
r	vinkelhastighet runt z-axel i det inertiala koordinatsystemet	rad/s
x	position i x-led i det inertiala koordinatsystemet	meter [m]
y	position i y-led i det inertiala koordinatsystemet	meter [m]
z	position i z-led i det inertiala koordinatsystemet	meter [m]
T_B	lyftkraftsvektor i det kroppsfixa koordinatsystemet	N
T_Σ	totala lyftkraften från alla motorer	N
T_i	lyftkraft från den i:te motorn	N
α_i	vinkel mellan x-axel och den i:te motorn	rad
u_i	styrsignal till den i:te motorn	
C_T	proportionalitetskonstant mellan styrsignal och lyftkraft	
w_c	överkorsningsfrekvens	rad/s
φ_m	fasmarginal	grader [°]
L_u	tillståndsåterkopplingsmatris	
E	kinetisk energi	Nm/joule
v	hastighet och kinematisk viskositet	m/s och Pa×s
C_L	lyftkraftskoefficient	
C_m	momentkoefficient	
Re	Reynoldstal	
AR	aspect ratio	
F_g	drönarens tyngdkraft	N
ρ	densitet	kg/m ³
c	kordlängd	meter [m]

1

Inledning

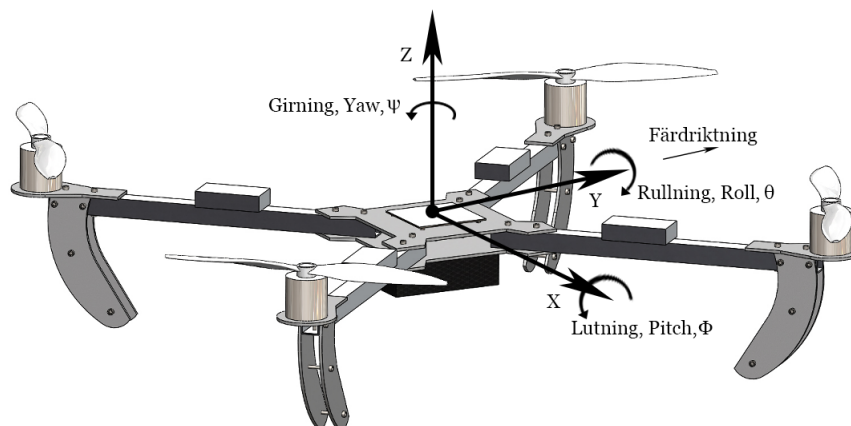
I kapitlet beskrivs begreppen drönare, VTOL och quadcopter. Vidare ges syfte, översikt, avgränsningar, begränsningar och rapportupplägg.

1.1 Bakgrund om drönare

En drönare är en obemannad luftfarkost som antingen är fjärrstyrd eller autonom. De utvecklades från början i militärt syfte för övervakningsuppdrag och stridsföring [1]. Idag är dock dess användningsområden många, så som för hobbyverksamhet, övervakning, fotografering och transport av exempelvis defibrillatorer [2][3].

En del drönare är konstruerade för så kallad VTOL, *Vertical takeoff and landing*. De kan alltså lyfta och landa vertikalt och kräver därför ingen landningsbana, vilket för vissa användningsområden är ett krav om en landningsbana inte finns att tillgå. VTOL kan uppnås exempelvis genom att de drivande motorerna riktas uppåt istället för framåt för att skapa en lyftkraft.

Quadcoptern är en vanligt förekommande typ av VTOL-drönare som huvudsakligen består av en ram med fyra motorer som sitter placerade i en kvadratisk form. Den kan vara konstruerad på två sätt, med antingen ett hörn eller en kvadratsida riktad framåt i färdriktningen vilket kallas plus- respektive kryssformation. Den kan utföra rörelserna *pitch*, *roll* och *yaw*, se figur 1.1, genom att ändra effekten på de olika motorerna. Quadcoptern kan utföra avancerade flygmanövrar och dessutom hovra, vilket är användbart vid exempelvis videoövervakning. De är dock inte lika energieffektiva som vingförsedda drönare vid horisontell flygning då deras motorer inte bara drar quadcoptern framåt, utan även måste generera den behövda lyftkraften som på andra drönare genereras av vingar.



Figur 1.1: Quadcopters rörelser

1.2 Syfte

Syftet är att utveckla en vingförsedd drönare för långdistansuppdrag. Denna ska kunna lyfta och landa vertikalt samt flyga likt ett flygplan på ett energieffektivt sätt. Det innebär att den skall utnyttja aerodynamiken under flygning så att lyftkraften erhålls från tryckskillnaden runt dess vinge istället för enbart från dess propellrar, vilket är fallet för en quadcopter (se stycke 1.1).

1.3 Översikt

Dagens drönare finns i två primära former, den flygplansformade som kan flyga långt men som behöver en landningsbana, och quadcoptern som klarar att lyfta och landa utan landningsbana men som inte klarar att flyga långt då de kräver hög effekt. I denna rapport söks en lösning som kombinerar dessa två egenskaper, alltså en drönare för långdistansuppdrag som behärskar VTOL. En drönarprototyp som kombinerar VTOL-funktionen hos en quadcopter och de aerodynamiska egenskaperna från ett flygplan ska därför konstrueras. För framtagandet av denna drönarprototyp görs följande:

- Konstruktion av en drönarprototyp med fyra motorer och en vinge, se kapitel 3.
- Modellering av drönarprototypens dynamik, se kapitel 4.
- Framtagning av ett reglersystem som stabiliserar drönarprototypen vid styrning och ett filter som filtrerar signalerna från sensorerna, se kapitel 5.

Drönarprototypens koncept beskrivs mer detaljerat i kapitel 2.

1.4 Avgränsningar och begränsningar

I nedanstående punktlista beskrivs avgränsningar och begränsningar som påverkar arbetsprocessen och resultaten.

Begränsningar

- Drönarprototypen begränsas av en budget på 5000 SEK.
- Arbetets tidsram begränsas till 18 veckor.
- Transportstyrelsens restriktioner förhindrar testflygning av drönarprototypen bortom synhåll för piloten [4].
- Transportstyrelsens restriktioner begränsar drönarprototypens maxvikt till 7 kg och dess kinetiska energi till 1000 J [4].

Avgränsningar

- Drönaren görs ej autonom, denna del lämnas öppen för vidareutveckling.
- Drönaren regleras ej för stabilisering vid horisontell flygning, endast för vertikal start och landning.
- Långdistanskommunikation implementeras ej, eftersom detta inte kan testas på grund av restriktioner från transportstyrelsen.
- Elektronikkomponenter konstrueras ej, dessa köps in från återförsäljare.

1.5 Rapportupplägg

För att flera delmoment ska utföras parallellt delas arbetet upp i tre inledande moment, samt i ett avslutande moment.

- Fysisk konstruktion och tillverkning, kapitel 3.
- Modellering av dynamik, kapitel 4.
- Design av reglersystem, kapitel 5.
- Fysiska tester, kapitel 6.

I kapitel 3, "Vingdesign och komponentval" beskrivs de aerodynamiska egenskaperna hos en vinge och valet av den slutgiltiga vingdesignen, samt valet av de komponenter som krävs för att uppfylla samtliga krav i kravspecifikationen, se tabell 2.1. I kapitel 4, "Modellering av dynamik" utformas en matematisk modell i form av tillståndsmatriser, vilka används vid utformningen av reglersystemet. I kapitel 5, "Design av reglersystem" jämförs olika typer av sensorfilter och reglersystem, och stabilitetsmarginaler undersöks för att finna de marginaler som lämpar sig bäst för drönarprototypen. Avslutningsvis beskriver kapitel 6, "Fysiska tester", de tester som utförs med drönarprototypen.

2

Koncept av drönarprototyp

I detta kapitel ges en överblick över konceptet och denna ligger till grund för kapitel 3, 4 och 5. Kapitlet beskriver drönarprototypens utformning samt dess funktion och styrning.

2.1 Drönarprototypen och dess funktion

Kravspecifikation för drönaren kan ses i tabell 2.1. Med konceptet och kravspecifikationen som grund är en CAD-modell skapad, se figur 2.1, som representerar den drönarprototyp som konstrueras.

Tabell 2.1: Kravspecifikation

Chalmers	Kravspecifikation		
Projektgrupp SSYX02-15-84	Skapad: 23/1-2015 Modifierad: 5/2-2015		
Kriterier	Målvärde	Krav/ öns- kemål	Verifiering
1. Huvudfunktion			
1.1 Starta och landa vertikalt		K	Testflygning
1.2 Hovra		K	Testflygning
1.3 Flyga horisontellt		K	Testflygning
1.4 Manuellt kontrollerbar i godtycklig riktning vid flygning		K	Testflygning
2. Specifika kriterier hos huvudfunktioner			
2.1 Prestanda			
2.1.1 Starta och landa kontrollerat inomhus	Inom 2 m radie	K	Testflygning
2.1.2 Flyga mha en vinge som enda lyftkraft		K	Testflygning
2.1.3 Flyga längre än en DJI phantom 2 med samma batterikapacitet		K	Testflygning
2.1.4 Hovra stabilt över en specifik punkt inomhus	Inom 2 m radie	K	Testflygning
2.2 Design			
2.2.1 Aerodynamisk utformning	Lyftkraft/ luftmotstånd	Ö	Vindtunnel
2.2.2 Fallsäker	Klara 2 m fall	Ö	Falltest
2.2.3 Robust konstruktion, klara vibrationer från motorerna och vind		K	
2.2.4 Vikt	< 7 kg (Transportstyrelsen)	K	Vägning

2.3 Säkerhet			
2.3.1 Felsäkert läge vid kommunikationsproblem	Autonom landning	Ö	stänga av kommunikation
2.3.2 Rotorer får ej skada användaren		Ö	test på fingerattrapp
2.4 Återanvändning och återvinning			
2.4.1 Helt återvinningsbar		Ö	Demontering
2.4.2 Elektronikkomponenter ska kunna återanvändas		Ö	
3. Tilläggsfunktioner			
3.1 Videoupptagning	Realtidsvideo	Ö	Testflygning
3.2 Paketleverans	Fira ner paket från luften	Ö	Testflygning
3.3 Hopfällbart landningsställ	Ej synas under flygning	Ö	Testflygning
4. Önskade funktioner			
4.1 Ljudnivå	< 90 dB	Ö	Mätning
4.2 Förstöra egendom	< 2 m*2 m	Ö	Mätning
4.3 Skrymmande		Ö	

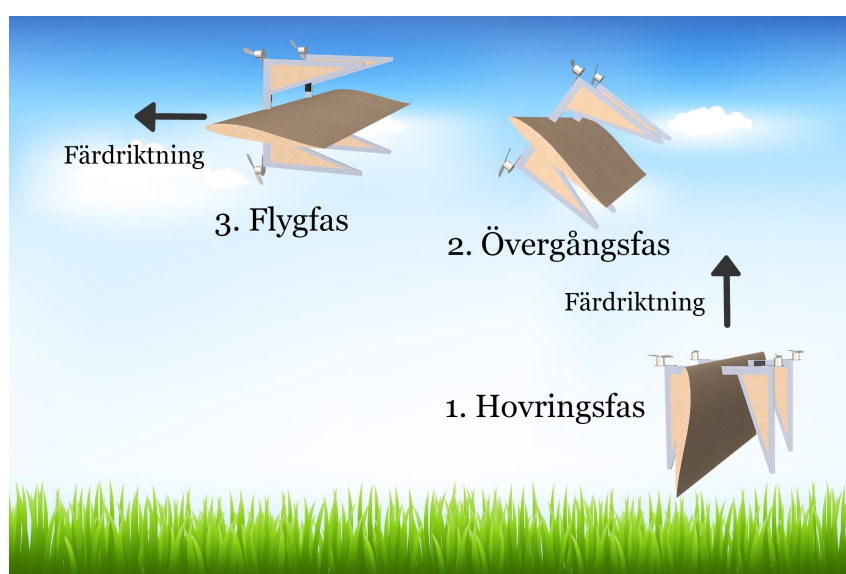


Figur 2.1: CAD-modell av drönarprototypen.

Drönarprototypen ska utformas som en hybrid mellan en quadcopter och ett flygplan, se figur 2.1. Detta innebär att den ska konstrueras som en ram med fyra rotorerna och en vinge. Vingen som utformas skall generera den huvudsakliga lyftkraften under flygfasen (se figur 2.2) för att göra drönaren energieffektiv, medan den quadcopterliknande strukturen är avsedd att lyfta och landa drönaren i vertikalt led samt att behärska hovring. Energieffektiviteten ska kontrolleras genom att energiförbrukningen per sträcka jämförs med en av marknadens mer populära [5] quadcopters, *DJI Phantom 2* [6]. I tabell 2.2 beskrivs de delar som drönarprototypen består av.

Tabell 2.2: Drönarens komponentuppsättning.

Del	Kapitel som delen beskrivs i	Antal [st]
Batteri	3	1
Fartreglage	3	4
Mikrokontroller med sensorer	3	1
Motorer	3	4
Propellrar	3	4
Radiokontroll	3	1
Ram	3	1
Regulatorer	5	4
Vinge	3	1

**Figur 2.2:** Drönarens olika flygfaser.

Under den vertikala startfasen lyfter drönaren till önskad höjd för att sedan övergå till den horisontella flygfasen. Drönaren styrs manuellt och stabiliseras under den vertikala start- och lyftfasen med hjälp av ett reglersystem (som beskrivs i kapitel 5). Under den horisontella flygfasen styrs drönaren med hjälp av roder på vingen (vilket beskrivs i kapitel 3). Övergången sker genom att drönarprototypen *pitchar* medan den accelererar, följt av att regleringen slås av. När regleringen slås av börjar de fyra motorerna rotera med samma hastighet, oberoende av lutning på drönarprototypen, och på grund av lutningen tar vingen över för att generera lyftkraften och elevonerna för att styra.

2.1.1 Preliminära uppskattningar

För att drönaren ska vara lätt att kontrollera under flygfasen antas marschhastigheten, drönarens rekommenderade flyghastighet, vara 15 m/s. Transportstyrelsen begränsar drönarprototypens kinetiska energi till 1000 J [4]. Med sambandet mellan kinetisk energi, massa och hastighet, $E = \frac{1}{2}mv^2$, kan en maximal massa bestämmas. Med en säkerhetsmarginal på 10 m/s blir den maximala hastigheten 25 m/s och den maximala massan 3,2 kg. För att ytterligare säkerhetsmarginal ska erhållas definieras drönarprototypens vikt till 3 kg.

3

Fysisk konstruktion och tillverkning

I detta kapitel beskrivs först valet av de elektronikkomponenter som krävs för att ge kraft till och styra drönaren. Därefter undersöks och bestäms vingens utformning med avseende på lyftkraft, stabilitet och styrförmåga under flygfasen. Kapitlet avslutas med materialval, fysisk design, miljöaspekter samt tillverkning.

3.1 Komponentval

Komponentvalet inleds med uppskattningar om drönarens vikt och hastighet. Därefter motiveras valet av de olika elektronikkomponenterna som listas nedan.

- Drivsystem
 - Motorer
 - Fartreglage
 - Propellrar
 - Batteri
- Stabiliseringssystem
 - Mikrokontroller
 - Sensorer
- Kommunikation
 - Sändare
 - Mottagare
 - Bluetoothenhet
- Utformning
 - Vinge
 - Ram
 - Quadcopterram

För en mer detaljerad lista över valda komponenter, se bilaga B.

3.1.1 Drivsystem

Drönarprototypens uppskattade maxvikt på 3 kg, se stycke 2.1.1, medför att de fyra motorerna måste lyfta minst 0.75 kg vardera. För att underlätta regleringen bör motorerna kunna lyfta mer än så. Diverse motorer anpassade för quadcoptar jämförs med hjälp av datablad där kombinationer av batterispänning, propellrar och motorer listas tillsammans med den lyftkraft som erhålls. Ur dessa datablad väljs de motorer som uppfyller kraven

på lyftkraft. För den valda motorn gäller databladet som kan ses i appendix G.

Motorerna kräver en spänning på 14,8 V. Av de listade propellrarna väljs dimensionen 13x4,0 eftersom den ger störst lyftkraft, 1,3 kg. Det medför att lyftkraften får en säkerhetsmarginal på 73%. Ur samma datablad kan den maximala strömmen utläsas, 18,4 A per motor, vilket används som underlag när fartreglagen väljs.

Ett LiPo-batteri används som strömkälla till drönaren eftersom denna typ av batteri är vanligt förekommande bland radiostyrda farkoster samt att de klarar av att leverera mycket ström. En batterikapacitet på maximalt 5200 mAh önskas för att kunna uppfylla kravet att flyga minst lika långt som DJI Phantom 2 med samma energimängd, se kravspecifikationen i tabell 2.1. Vidare måste batterierna kunna urladdas i den takt som motorerna kräver, alltså med 73.6 A. Ett batteri på 14,8 V och 5000 mAh med en urladdningskapacitet på 125 A väljs.

Fyra fartreglage krävs för att förse motorerna med ström från batteriet. Fartreglagen måste klara av den ström på 18,4 A som motorerna kräver vid maximalt arbete. Fartreglage på 30 A väljs för att erhålla en säkerhetsmarginal.

3.1.2 Mjukvara och kommunikation

För att möjliggöra reglering och modifikation av drönarprototypens beteende används en flygregulator, ett kontrollkort bestående av en mikroprocessor och sensorer. Flygregulatorn använder sig av en arduinoskriven programkod som heter *MultiWii* med ett tillhörande *GUI* för att kalibrera farkostens sensorer, läsa av dess sensorvärden och ändra flertalet olika parametrar, se appendix H [7]. De sensorer som krävs för att stabilisera och styra drönaren i hovringsfasen är gyroskop och accelerometer som mäter vinkelhastigheter respektive lutning på drönaren. En bluetooth-enhet används för att underlätta ändring av drönarprototypens PID-värden vid testflygning.

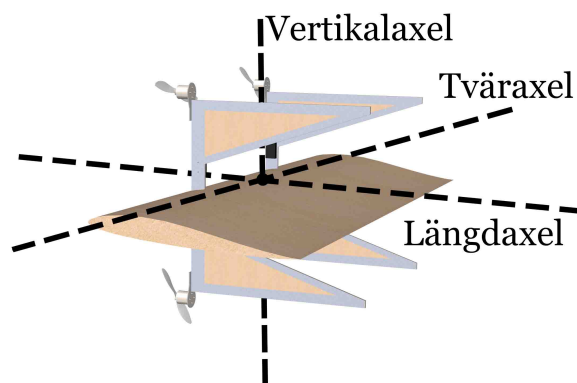
För kommunikation med drönarprototypen krävs en sändare och mottagare med minst fem kanaler. Fyra kanaler används för att styra drönaren och en används för att växla mellan hovringsläge och flygläge. Sändarens effekt får dessutom inte överskrida de föreskrifter som ställs av svenska förvaltningsmyndigheter [8].

3.1.3 Quadcopterram

Inledande tester utförs genom att montera samtliga komponenter på en quadcopterram, se kapitel 6. Quadcopterramen möjliggör tester utan risk att skada drönarramen och vingen, vilka beskrivs i avsnitt 3.3. Quadcopterramen möjliggör även tidiga tester innan drönarprototypen är tillverkad.

3.2 Design av vinge

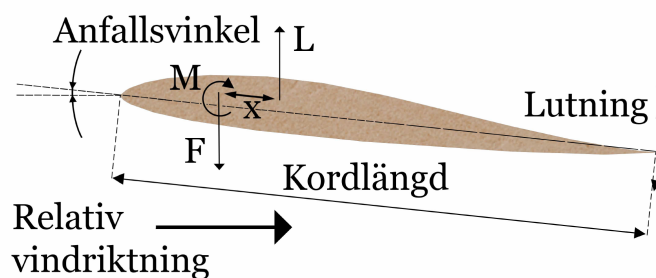
Följande avsnitt beskriver de delar som tas i hänsyn vid design av vingen: statisk stabilitet, lyftkraft och styrning. Den statiska stabiliteten avser stabiliteten kring drönarens tre axlar: längdstabilitet, tvärstabilitet och rullstabilitet, se figur 3.1. Lyftkraften beräknas och motiveras i stycke 3.2.4 med hänsyn till den uppskattade tyngdkraften och marschhastigheten i stycke 2.1.1. Stycke 3.2.6 redogör för hur drönaren styrs med hjälp av så kallade elevoner. Samtliga designval redovisas i stycke 3.2.7.



Figur 3.1: Koordinatsystem refererat till vinge.

3.2.1 Längdstabilitet

Längdstabiliteten beskriver stabiliteten kring tväraxeln, se figur 3.1. Längdstabiliteten är den viktigaste stabilitetsfaktorn vid flygning [9]. För att uppnå längdstabilitet ska flygplanets tyngdpunkt ligga framför planets aerodynamiska centrum. Aerodynamiskt centrum är den plats där en ändring av anfallsvinkel endast resulterar i en liten ändring av moment och ligger för vingprofiler på en fjärdedel kordlängds avstånd från profilens främsta punkt. När störningar resulterar i variation av anfallsvinkeln (se figur 3.2) kommer även lyftkraften att variera. En större anfallsvinkel skapar en större lyftkraft, vilket genererar ett stabiliserande moment [9]. Avståndet mellan tyngdpunkten och den resulterande lyftkraften kallas stabilitetsmarginal och mäts ofta som förhållandet mellan vingens kordlängd och avståndet mellan drönarens tyngdpunkt och vingens lyftcentrum (se figur 3.2). En större stabilitetsmarginal medför att planet blir mer självstabiliserande, vilket innebär att planet vid en eventuell vinkelstörning kring tväraxeln fortare återgår till horisontellt läge. Om stabilitetsmarginalen blir för stor finns dock en risk för överstabilitet vilket skulle medföra att planet börjar oscillera vid störning. Vanligen används en stabilitetsmarginal mellan två och fem procent [10].



Figur 3.2: Figuren beskriver vingens anfallsvinkel. x är avståndet mellan tyngdpunkt och lyftcentrum, F är tyngdkraften, M är momentet på vingprofilen och L är lyftkraften i lyftcentrum.

Som konsekvens av att den resulterande lyftkraften ligger bakom tyngdpunkten uppstår ett moment i drönarens longitudinella riktning vilket måste kompenseras för. För en vinge finns tre olika alternativ för att skapa detta kompenserande moment [11]:

1. Utnyttja en vingprofil som genererar ett kompenserande moment.

2. Svep vingens framkant bakåt, i form av en pilvinge eller deltavinge och låt vingens anfallsvinkel minska mot vingpetsen.
3. Skapa en instabil konstruktion som sedan stabiliseras genom att implementera regler-teknik.

Tillvägagångssätt nummer två utesluts på grund av ökade svårigheter vid tillverkning, och nummer tre utesluts då planet skall kunna flyga under flygfasen utan implementering av reglerteknik. Vid implementering av tillvägagångssätt nummer ett finns två huvudsakliga metoder. Det första är att skapa det kompenserande momentet genom att konstant ge ett uppåtriktat roderutslag. Det andra, vilket ger bättre aerodynamiska egenskaper, är att välja en vingprofil som genererar ett kompenserande moment utan roderutslag [11]. Momentet som krävs beräknas genom att ställa upp en momentjämviktsekvation kring drönarens tyngdpunkt, $Lx - M = 0$, (se figur 3.2) där L och M erhålls enligt

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 A C_L \quad (3.1)$$

$$M = \frac{1}{2} \frac{\rho V^2 C_m A}{c} \quad (3.2)$$

ρ är luftens densitet vid temperaturen 0 °C och normalt lufttryck, V är marschastig-heten, c är kordlängden (se figur 3.2) och A är vingens tvärsnittsarea, vilken beräknas som kordlängden multiplicerat med vingbredden. C_L är vingprofilens lyftkraftskoefficient och C_m är vingprofilens momentkoefficient. Förenkling av momentjämviktsekvationen ger ekvationen

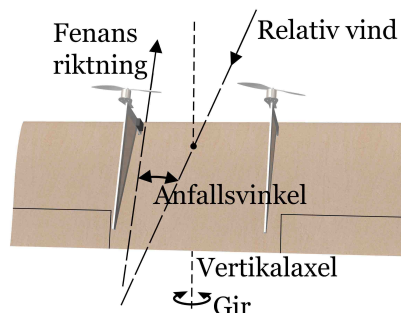
$$C_m = C_L \frac{x}{c} = C_L \cdot \text{stabilitetsmarginal} \quad (3.3)$$

där x betecknar avståndet mellan drönarens tyngdpunkt och vingens lyftcentrum och c är kordlängden (se figur 3.2). Kvoten mellan dessa kallas stabilitetsmarginal och är avgörande för längdstabiliteten. För att uppnå stabilitet utnyttjas därmed en vingprofil som genererar ett kompenserande moment. Val av slutgiltiga designparametrar med hänsyn till längdstabilitet redogörs i stycke 3.2.7.

3.2.2 Tvärstabilitet

Tvärstabiliteten beskriver stabiliteten kring vertikalaxeln (se figur 3.1). Tvärstabilitet kan på samma sätt som längdstabilitet uppnås genom flera olika metoder [10], där implementeringen av en eller flera fenor anses vara det lättare tillvägagångssättet för att uppnå tvärstabilitet utifrån konstruktionsaspekter. Om flygkroppen girar och inte längre pekar i färdriktningen kommer luftströmmen träffa fenan i en anfallsvinkel som motsvarar flygplanets rotationsvinkel kring vertikalaxeln (se figur 3.3). Fenan skapar då ett återförande moment tills kroppen återgår till att vara parallell med färdriktningen, förutsatt att fenan befinner sig bakom tyngdpunkten. Storleken, antalet, formen och placeringen av fenor beror på vilka krav som ställs på stabiliteten, i form av storlek och precision på det återförande momentet. Generellt eftersträvas en minimering av fenans yta då en större fena genererar ett större luftmotstånd. Utifrån detta finns två huvudsakliga riktlinjer för att uppnå en så effektiv stabilitet som möjligt i förhållande till fenarean. Enligt den första riktlinjen eftersträvas maximering av längden från tyngdpunkten till fenan, då detta ger en längre hävarm och därmed ett större återförande moment. Enligt den andra riktlinjen föredras minimering av mängden fenor och maximering av förhållandet mellan fenornas höjd och längd, så kallat *aspect ratio*. Den andra riktlinjen ges till följd av tre orsaker.

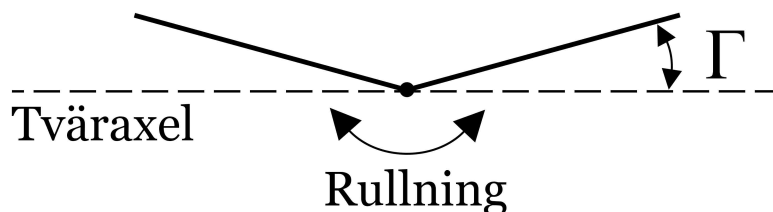
Större *aspect ratio* genererar ett högre moment, färre fenor löper mindre risk att störa varandras luftströmmar och en större del av fenans yta kommer att befinna sig utanför det gränsskikt som omgärdar huvudvingen. Dessa riktlinjer har tagits i beaktning vid konstruktionen men för att möjliggöra enkel tillverkning har dessa riktlinjer inte kunnat implementerats till fullo. Fenorna sammanfogas därför med ramen till motorerna och stöden, vilka drönaren står på när den inte flyger.



Figur 3.3: Flygkropp efter gir runt vertikalaxeln. Fenans riktning är inte parallell med den relativa vinden som träffar fenan i en anfallsvinkel.

3.2.3 Rullstabilitet

Rullstabiliteten beskriver stabiliteten kring planets längdaxel (se figur 3.1) och stabiliserar genom att generera ett återförande moment när endera vinghalva sjunker i förhållande till den andra. För att skapa det återförande momentet konstrueras vingen i en uppåtriktad V-form. Formen innebär att det bildas en vinkel Γ mellan vinghalvorna och tväraxeln (se figur 3.4). För en rak vinge bör vinkeln inte överstiga fem grader [10]. Genom V-formen skapas en större lyftkraft för den sjunkande vingen relativt den stigande vingen när planet på grund av rullningen faller sidledes. Valet av en V-formad vinge försvårar tillverkningsprocessen och kommer därför inte att prioriteras. Något speciellt hänsynstagande tas därmed inte till rullstabilitet vilket medför att tvärstabilitet även kan komma att påverkas negativt, då rullstabiliteten och tvärstabiliteten påverkar varandra [9]. Drönaren kan på grund av detta bli svår att kontrollera under flygfasen vilket är en risk som i detta inledande skede accepteras.



Figur 3.4: V-formad vinge sett framifrån.

3.2.4 Vingprofil och lyftkraft

Valet av vingprofil grundar sig i det så kallade Reynoldstalet och vingprofilens momentkonstant, då olika vingprofiler är konstruerade för att flyga under olika Reynoldstal [12].

Momentkonstanten beaktas för att uppfylla längdstabiliteten, som beskrivs i stycke 3.2.1. Reynoldstalet, Re , beräknas med

$$Re = \frac{Vc}{\nu} \quad (3.4)$$

där V är flyghastigheten, ν är kinematisk viskositet och c är kordlängden. Flyghastigheten V väljs till drönarens marschfart, vilken definierats till 15 m/s enligt stycke 2.1.1. Kontroll utförs genom simulering i ANSYS Fluent och jämförs med den framåtdrivande kraft som motorerna kan generera. För att verifiera trovärdigheten av simuleringarna i ANSYS Fluent jämförs resultaten på simulerad dragkraft med beräkningar av dragkraft på en klassisk vingprofil, se bilaga A. Den kinematiska viskositeten ν väljs för luft vid 0 °C. Kordlängden c eftersträvas att minimeras med avsikt att maximera vingarnas aspect ratio, AR , vilket är en kvot mellan vingbredden och kordlängden $AR = B/c$. Fördelen med ett stort AR -värde är att lyftkraftskoefficienten C_L ökar i takt med att vingens AR ökar, utan att generera större luftmotstånd. Förhållandet mellan C_L och AR beskrivs med ekvationen

$$C_L = \frac{C_{L\infty}}{1 + 2/AR} \quad (3.5)$$

där $C_{L\infty}$ är lyftkraftskoefficienten med en oändligt stor AR och C_L är lyftkraftskoefficienten med hänsyn tagen till aktuell AR [13]. En undre gräns väljs sedan för att vingprofilen ska få en tjocklek som är tillräckligt stor för att innesluta elektronikkomponenterna som vingen skall bära med sig. Vingens största tjocklek uppskattas behöva vara 5 cm, eftersom batteriet, vilket är den tjockaste komponenten som skall vara integrerad i vingen, är 3,3 cm. Ett vanligt förhållande mellan kordlängd och vingprofilens maximala tjocklek är 10:1, vilket ger en kordlängd på 0,5 m. För att uppnå längdstabilitet väljs en vingprofil som skapar ett positivt moment C_m , vilken beräknas med ekvation 3.3. Detta är ett riktvärde, resterande moment skapas sedan genom att vinkla roder som placeras på vingens bakre kant upp eller ned.

3.2.5 Vingarea

Tvärsnittsarean, kordlängden multiplicerat med vingbredden, väljs så att vingen genererar ett lyft under marschfart som motsvarar drönarens tyngdkraft

$$F_g = mg \quad (3.6)$$

Lyftkraften L beräknas med ekvationen 3.1 och ger tillsammans med Newtons gravitationslag ekvationen

$$A = \frac{2mg}{\rho V^2 C_L} \quad (3.7)$$

Kontroll av den slutliga drönarprototypens lyftkraft utförs genom simulering i ANSYS Fluent då dess lyftkraft kan påverkas av den övriga konstruktionen nära vingen.

3.2.6 Styrning

Styrningen kring drönarens tre axlar kan åstadkommas genom konstruktion av två så kallade elevoner, en på vardera sidan av vingen, samt ett sidroder placerat på drönarens fena. Elevoner är en kombination av höjdroder och skevroder som placeras på vingens bakre kant. Via en lika stor vinkeländring av bägge roder agerar de som höjdroder och styr därmed drönarens lutning genom att generera ett moment runt tväraxeln, se figur 3.1. Om

de istället vinklas åt olika håll agerar de som skevroder och genererar ett moment som styr drönarens rullning runt längdaxeln. Drönarens girning styrs genom att generera ett moment med sidrodret runt vertikalaxeln. För att minska antalet rörliga delar och styrsignaler har gir-styrningen inledningsvis bortprioriterats då drönaren kan svänga genom att kombinera rörelse i rull- och tippled. Eventuellt kan skevrodersbroms skapa problem vilka är svåra att lösa utan gir-styrning. Skevrodersbroms innebär att den högre av vingarna vid rullning genererar ett större luftmotstånd och får drönaren att gira svagt åt motsatt håll relativt önskad svängriktning. I fallet då detta gör flygningen av drönaren okontrollerbar kommer skevroder implementeras.

3.2.7 Slutgiltig vingdesign

Drönaren konstrueras med en osvept, rak vinge. För att säkerställa längdstabilitet konstrueras drönaren med en stabilitetsmarginal på fem procent. Som compensation utnyttjas en vingprofil som genererar ett stabiliserande moment (se stycke 3.2.1). Fyra fenor, vilka fästs på ramen till motorerna och stödbenen, byggs för att förbättra tvärstabiliteten (se stycke 3.2.2). Ingen specifik hänsyn tas till rullstabiliteten tillsvidare på grund av konstruktionsmässiga svårigheter (se stycke 3.2.3).

Valet av vingprofil görs med hänsyn till Reynoldstalet och momentkonstanten (se stycke 3.2.4). Reynoldstalet beräknas med ekvation 3.4 till $Re = 560000$ där $V = 15$ m/s, $c = 0,5$ m och $\nu = 1,33 \cdot 10^{-5}$ m²/s.

$$Re = \frac{15 \cdot 0,5}{1,33 \cdot 10^{-5}} \approx 560000 \quad (3.8)$$

Momentkonstanten beräknas med ekvation 3.3 till $C_m = 0,025$ där stabilitetsmarginalen väljs till fem procent och C_L uppskattas till 0,5. Utifrån dessa parametrar valdes vingprofilen E186 [12].

Vingens tvärsnittsarea beräknas med ekvation 3.7, där ρ sätts till 1,2 kg/m³ och $V = 15$ m/s. L sätts till 29,5 N, se ekvation 3.6, eftersom drönarens massa uppskattas till 3 kg. C_L erhålls ur tabellen för vingprofil E186 [12] som beror av Reynoldstalet och anfallsvinkeln. Anfallsvinkeln väljs till fem grader då vingprofilen har goda aerodynamiska egenskaper för en anfallsvinkel flera grader under och över fem grader [12]. C_L fås då till 0,62. Tabellvärdet är dock för en oändligt lång vinge och måste korrigeras enligt vingens AR . Då kordan är bestämd till 0,5 m (se stycke 3.2.4) kommer vingens AR att bero på den framräknade arean. Därför beräknas måtten genom iteration. Iterationen ger en vingbredd på 1,27 m. En säkerhetsmarginal på en tredjedel väljs vilket ger en vingbredd på 1,7 meter som innebär en teoretisk lyftkraftsökning på 50 %. Styrningen av drönaren utförs med två stycken elevoner, en på vardera sidan av vingen, vilka placeras på vingens bakre kant (se stycke 3.2.6). En simulering av vingen i ANSYS Fluent ger en lyftkraft på 35,6 N, vilket är lägre än det uträknade men ändå tillräckligt. En förenklad simulering av hela drönarprototypen ger en lägre lyftkraft på 33,8 N vilket antagligen beror på att ramen bryter vingens yta. Dragmotståndet uppgick till 1,4 respektive 2,8 N, ramen dubblar alltså drönarprototypens motstånd. Dock är motståndet försumbart jämfört med motorernas maximala dragkraft på 5,2 kg. Nedan sammanfattas vingdesignen i en punktlista.

- Fem procents stabilitetsmarginal med avsikt att uppnå längdstabilitet.
- Fyra stycken fenor för att förbättra tvärstabilitet.

- Vingprofil: E186
- Vingbredd: 1,7 m
- Vingkorda: 0,5 m
- Anfallsvinkel: 5 %
- Två stycken elevoner för styrning

3.3 Materialval och fysisk design

Avsnittet behandlar val av drönarens material, design av vingram samt beskrivning av vingförstärkning.

3.3.1 Materialval för vinge

Med utgångspunkt i stycke 3.2.7 är målet att minimera vingens vikt och att välja ett material som enkelt kan bearbetas. Viktminimeringen grundar sig i energieffektivisering, ju mindre vikt desto mindre kraft behöver motorerna för att kompensera för gravitationskraften. Målet att välja ett lättbearbetat material bygger framförallt på att säkerställa att vingens form i så stor utsträckning som möjligt efterliknar den valda vingprofilen E186, då formen är avgörande för drönarens egenskaper under flygning. Förutom dessa mål beaktas även pris samt hållfastheten, i form av materialets elasticitetsmodul. Efter grundliga undersökningar av diverse hobbyflygplan och drönare görs en avgränsning till ett antal plastmaterial. Plasterna ställs upp i en graf där materialets Young-modul (elasticitet) ställs mot densiteten, se figur 3.5.

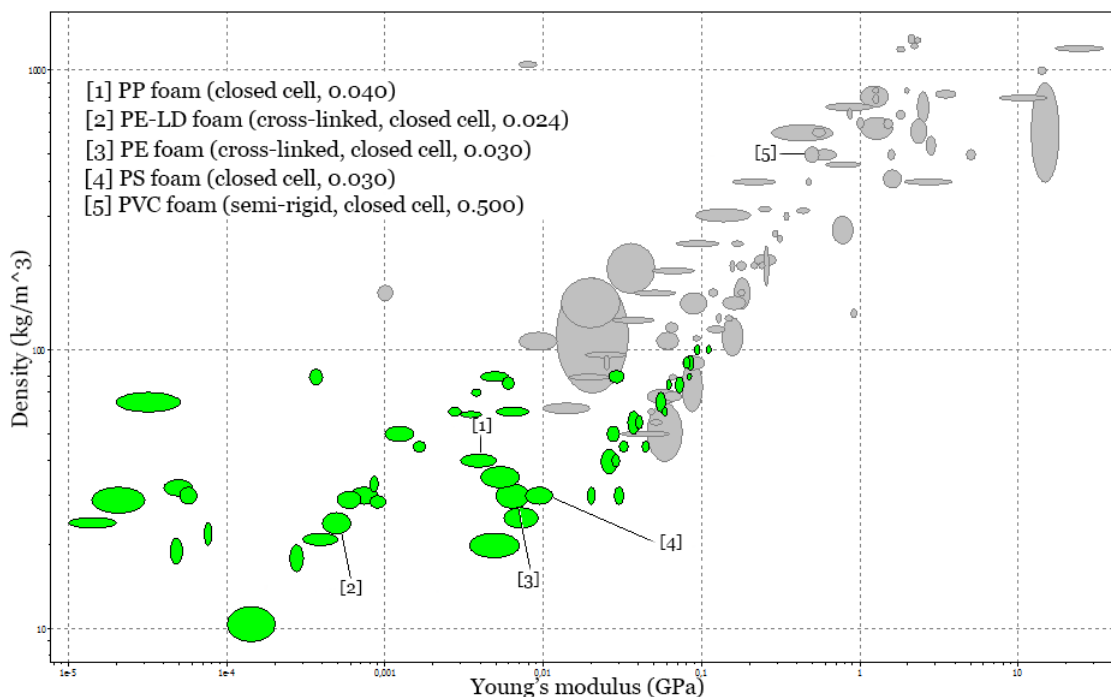


Figure 3.5: Youngs modul/elasticitet (x-axel) mot densitet (y-axel), $\log_{10}$ -skala, enheter i GPa och kg/m^3 respektive. Grafen är skapad i CES Edupack.

De celler som är gråmarkerade i figur 3.5 är de plaster vars densitet eller pris är för högt. Utifrån de kvarvarande plasterna väljs PS-foam (polystyrenskum) då det möter målen

samtidigt som det är lättillgängligt. Polystyrenskum med dessa egenskaper kallas även för hård cellplast. Med en densitet på ungefär 30 kg/m^3 och en vingvolym på $0,0275 \text{ m}^3$ enligt stycke 3.2.7 väger vingen ungefär 825 gram.

3.3.2 Design och materialval av ram för drönarprototyp

Ramen har fyra funktioner:

- Den fäster motorerna med resterande konstruktion
- Den fungerar som landningsställ vid start och landning
- Den fungerar som en förstärkande del inuti vingen
- Benen på ramen fungerar tillsammans med pappskivor och tejp som fenor för att förbättra tvärstabiliteten under flygfasen

Utifrån dessa funktioner och quadcopterramens utformning designas en ram vars ritning finns tillgänglig i appendix D.1. Hänsyn till quadcopterramen togs i form av att avståndet mellan motorerna på quadcopterramen även används som avståndet mellan motorerna på drönarprototypens ram. Detta med anledning att undvika problem vid övergången från tester på quadcoptern till tester på den slutgiltiga drönarprototypen. Någon grundligare undersökning av materialval till ramen utfördes inte, då aluminiumskivor med bikakemönster fanns att tillgå kostnadsfritt, vilket från tidigare erfarenheter inom konstruktion anses vara ett tillräckligt starkt och lätt material.

3.3.3 Förstärkning av vinge

Förutom förstärkningen från ramen förstärks vingen invändigt med kolfiberstänger och utvändigt av fibertejp. Kolfiberstängerna placeras ortogonalt mot ramen i vingen, parallellt med vingens korda, för att tillsammans med ramen skapa en förstärkande struktur i två riktningar. Förutom förstärkning har kolfiberstängerna även en sammanfogande egenskap mellan vingdelarna (se stycke 3.4.2). De fungerar desutom som extra stödben i vingens yttre hörn för att skydda elevonerna vid en landning där landningsställets stödyta inte är parallell med marken. Fibertejpen fästs utvändigt på vingen för att öka hållfastheten och används som ett simpelt gångjärn för att fästa drönarens två styrande elevoner.



Figur 3.6: Drönarprototypens ram, där vingen är transparent.

3.4 Tillverkning

Tillverkningen av drönarprototypen görs i olika delar med specialverktyg och specifika mallar. De olika delarna sätts sedan ihop till ett system.

3.4.1 Aluminiumram

Hela ramen modelleras i ett CAD-program, därefter skärs delarna ut med en vattenskräpare och skruvas ihop. Se appendix D.1 för ritningar till ramdelarna.

3.4.2 Cellplastvinge

En egentillverkad trådskräpare används som verktyg vid tillverkningen av vingen, se appendix J, samt olika varianter av knivar och borr. Som extra hjälpmedel vid utskärningen används aluminiumprofiler tillverkade i vattenskräpare som mallar, se appendix D.2. Tre stycken vingdelar med profilen E186, korda 480 mm och bredd 570 mm skärs ut. Måttet på kordan anpassas till 480 mm istället för 500 mm som en följd av att måtten på blocken av cellplasten, ur vilka vingdelarna skärs ut, inte möjliggör de ursprungliga dimensionerna. Delarna anpassas sedan med förstärkningar och hål för att ge utrymme till drönarens olika komponenter. På de två yttre vingdelarna skärs även två stycken elevoner ut, dessa fästs med fibertejp som fungerar som gångjärn, de monteras även ihop med varsitt servo som reglerar vinklarna. Vingdelarna sätts därefter ihop med fibertejp och kolfiberstavar. Hela vingen monteras slutligen på aluminiumramen med tejp och skruv.

3.5 Miljöaspekter

Eftersom prototypen främst konstrueras för att bevisa en potentiell lösning på ett problem, så förväntas den därför inte ha en lång livslängd. Drönarprototypens miljöaspekter kan delas upp i två delar, konstruktion och funktion.

3.5.1 Miljö och konstruktion

Drönarprototypen designas för att ha en så liten miljöpåverkan som möjligt. Vid materialbearbetning har spillet minimerats genom att använda färdiga block med mått som ligger nära slutprodukten mått. Vid montering har hänsyn tagits till återvinning och återanvändning så att drönarprototypen och alla dess ingående komponenter kan användas oberoende av varierande livslängder. Fästordningar som tillåter att komponenter kan plockas bort, så som skruvar och tejp, används istället för mer permanenta lösningar som svetsning eller lim. Återvinns elektronikkomponenterna rätt kan de till stor del återanvändas i nya komponenter exempelvis kan Lipo-batteriets delar återanvändas upp till 90% [14].

3.5.2 Miljö och funktion

Långdistansflygning med drönare kan lösas på flera olika sätt, så som att sätta ett starkare batteri på en quadcopter för att på så vis kunna flyga en längre tid. En betydligt energieffektivare metod är att använda sig av en flygstil som kräver mindre energi, exempelvis genom att generera lyftkraft med hjälp av en vinge. Eftersom drönarprototypen använder sig av en vinge är den energieffektivare under flygfasen än en traditionell quadcopter.

3.6 3D-Modellering och konstruktion

Ett CAD-program används för att ta fram en virtuell modell av drönarprototypen. I denna virtuella miljö byggs drönarprototypen upp för att ta fram de separata delarna som ska tillverkas för att underlätta det fysiska bygget. Den virtuella modellen förses med materialegenskaper som motsvarar verkliga materialegenskaper och från denna erhålls vikt, tyngdpunkt och tröghetsmoment. Eftersom drönarprototypen har en komplex form är en noggrann 3D-modell nödvändig för att förtydliga hur komponenter ska placeras och tillverkas samt för att få en uppfattning om vart tyngdpunkten befinner sig. Problematiken att bygga drönarprototypen utifrån den virtuella modellen är att efterlikna den virtuella modellen så långt som möjligt. Därefter gäller det att drönarprototypen blir robust vilket beror på hur delarna sätts ihop. För att uppnå kraven om återanvändning, se tabell 2.1, skruvas drönarprototypen till största del ihop. Vingen bör bli så lik den virtuella som möjligt för att undvika större avvikelser mellan beräkningar och verklighet.

4

Modellering av drönarens dynamik

Modelleringen av drönarens dynamik ligger till grund för linjäriseringen som i sin tur ligger till grund för designen av reglersystemet, se kapitel 5. Informationen i detta kapitel är inspirerad av tidigare publikationer som behandlar samma ämne [15] [16] [17] [18].

4.1 Modellering av dynamik under hovringsstadiet

Hovringsstadiet utförs på samma sätt som för en quadcopter. Av denna anledning beskriver avsnittet först hur drönaren likt en quadcopter hoverar och styrs i det läget. Styrningen sker genom förändring av moment kring axlarna, där färdriktningen bestäms genom att ändra vinklarna. Styrningen sker alltså genom att ändra lutning med hjälp av moment. För att allmänt beskriva hur drönaren rör sig används Newton-Eulers metod där Newtons andra lag och Eulers rörelseekvation ligger till grund för modelleringen av dynamiken i hovringsstadiet,

$$F = ma, \quad (4.1)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad (4.2)$$

där I = tröghetsmatris, Ω = vinkelhastighetsvektor och $\tau = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ = momentvektor. Ekvation 4.1 beskriver Newtons andra lag, och 4.2 Eulers rörelseekvation beskriver förhållandet mellan kroppens vinkelhastighet, vinkelacceleration och moment i det inertiala koordinatsystemet $\{A\}$, se figur 4.1, [19].

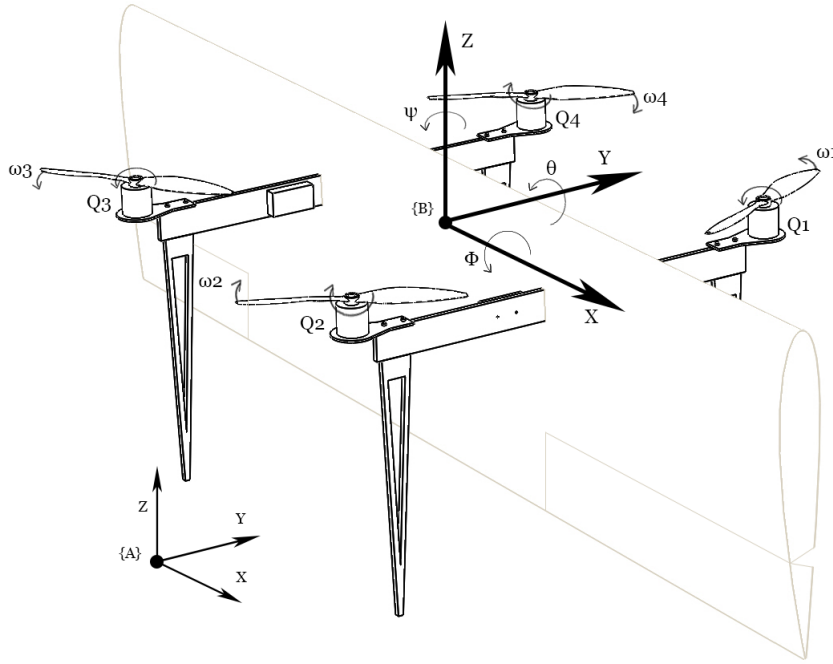
För att beskriva drönarens position i rummet krävs två olika koordinatsystem, det kroppsfixa som utgår från drönarens mittpunkt $\{B\}$ och det inertiala som utgår från markytan (jorden) $\{A\}$, se figur 4.1. För att få en relation mellan det inertiala och det kroppsfixa koordinatsystemet krävs en rotationsmatris. Den totala rotationsmatrisen erhålls genom att först ställa upp tre matriser som beskriver rotationen kring varje enskild axel.

$$R_x(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

$$R_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

$$R_z(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

Matris 4.3 beskriver rotationen kring x -axeln (*pitch*, ϕ), 4.4 kring y -axeln (*roll*, θ) och 4.5 kring z -axeln (*yaw*, ψ), se figur 4.1. Genom att multiplicera ihop dessa med hjälp av Eulervinkel ZYX [19] erhålls den totala rotationsmatrisen som beskriver hela drönarens rotation.



Figur 4.1: Inertiala koordinatsystemet $\{A\}$, kroppsfixa koordinatsystemet $\{B\}$, rotationsvinklar (ϕ, θ, ψ) vinkelhastigheter ω_i samt moment från rotorer Q_i .

$$R = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & s(\psi)s(\theta) & -s(\theta) \\ -s(\psi)s(\phi) + s(\psi)s(\theta)s(\phi) & c(\psi)c(\phi) + s(\psi)s(\theta)s(\phi) & c(\theta)s(\phi) \\ s(\psi)s(\phi) + c(\psi)s(\theta)c(\phi) & -c(\psi)s(\phi) + s(\psi)s(\theta)c(\phi) & c(\theta)c(\phi) \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

I rotationsmatrisen R är c och s förkortning för cosinus respektive sinus.

För att relatera vinkeländringarna av ϕ, θ, ψ i det kroppsfixa koordinatsystemet till vinkelhastigheter längs med rotationsaxlarna används rotationsmatriserna 4.3 och 4.4 för att skapa en vinkelhastighetsvektor, Ω . Denna vektor beskriver vinkelhastigheten kring varje enskild axel i det kroppsfixa koordinatsystemet.

$$\Omega = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_x(\phi) \left(\begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_y(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \right) \quad (4.7)$$

Efter insättning av matris 4.3 och 4.4 i ekvation 4.7 erhålls

$$\Omega = \mathbf{T}\dot{\beta}, \quad \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & \cos(\theta)\sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\theta)\cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

Observera här att $\Omega \neq \dot{\beta}$. T är den transformationsmatris som projicerar vinkelhastigheterna från det inertiala koordinatsystemet på det kroppsfixa koordinatsystemet. p, q, r är vinkelhastigheter som mäts upp av gyroskopet, se kapitel 3. För att få fram $\dot{\beta}$, som behövs för linjäriseringen i framtagandet av reglersystemet, skrivs ekvation 4.8 om på följande sätt

$$\dot{\beta} = \mathbf{T}^{-1}\mathbf{\Omega}, \quad \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \frac{s(\phi)t(\theta)}{c^2(\phi)+s^2(\phi)} & \frac{c(\phi)t(\theta)}{c^2(\phi)+s^2(\phi)} \\ 0 & \frac{c(\phi)}{c^2(\phi)+s^2(\phi)} & \frac{s(\phi)}{c^2(\phi)+s^2(\phi)} \\ 0 & \frac{s(\phi)}{c(\theta)c^2(\phi)+c(\theta)s^2(\phi)} & \frac{c(\phi)}{c(\theta)c^2(\phi)+c(\theta)s^2(\phi)} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

I ekvation 4.9 står c för cosinus, s för sinus och t för tangens. Vinkelhastigheten i det kroppsfixa koordinatsystemet kan nu relateras till det inertiala koordinatsystemet och vice versa med hjälp av ekvation 4.8 och 4.9.

För en ändring av drönarens rotationshastighet kring en given axel krävs ett vridmoment, detta vridmoment ges av tröghetsmatrisen för drönaren. Tröghetsmatrisen anger en kropps tröghetsmoment kring varje axel och ser ut som följer,

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

Drönaren har symmetri i XZ-planet (längs y-axeln), se figur 4.1, vilket innebär att I_{xy} , I_{yx} , I_{yz} , I_{zy} ligger nära noll. Då symmetri förekommer i YZ-planet ligger även I_{xz} och I_{zx} nära noll. Tröghetsmomenten som erhålls från CAD-modellen, se figur 4.1, kan ses i matris 4.11 nedan.

$$I = 10^{-9} \begin{bmatrix} 36412051,86 & 87,01 & -1227,02 \\ 87,01 & 142052357,15 & -653132,31 \\ -1227,02 & -653132,31 & 151589192,23 \end{bmatrix} [Kg \cdot m^2] \quad (4.11)$$

I följande beräkningar antas att förhållandet mellan effekt och kraft i motorerna är linjärt, vilket beskrivs som *styrsignal-konstant*. För att vidare beskriva hur drönaren rör sig definieras följande två rörelseekvationer,

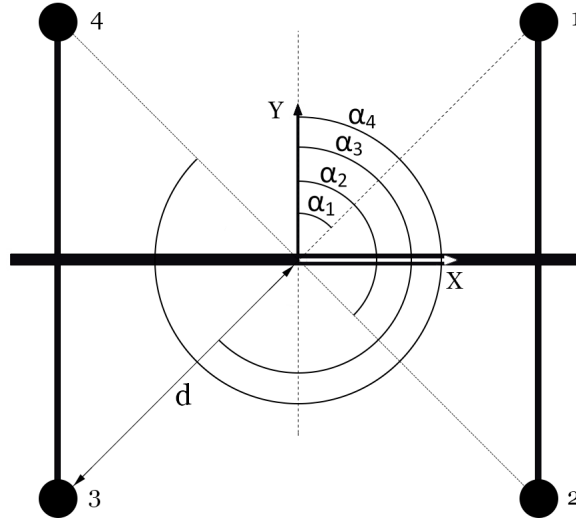
$$m\ddot{x} = mg + RT_B \quad (4.12)$$

$$I\dot{\Omega} = -\Omega \times I\Omega + \tau \quad (4.13)$$

där $x = (x, y, z)^T$ = drönarens position i det inertiala koordinatsystemet, R = rotationsmatrisen, 4.6, $T_F = [0 \ 0 \ T_\Sigma]^T$ = kraftvektor för motorernas lyftkraft, I = tröghetsmatrisen, Ω = vinkelhastighetsvektorn i det inertiala koordinatsystemet och $\tau = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$ = momentvektor för de tre axlarna. Lyftkraftsvektorn T_B har endast kraft i kroppens z-led då motorerna endast roterar kring denna axel. T_Σ representerar den totala lyftkraften vid hovring, alltså summan av lyftkraften från alla fyra motorer och definieras som

$$T_\Sigma = \sum_{i=1}^4 T_i = C_T \sum_{i=1}^4 u_i \quad (4.14)$$

där T_i är lyftkraften från den i :te motorn och u_i är styrsignalen till den i :te motorn. $C_T = T_i/u_i$ är proportionalitetskonstanten som beskriver det linjära förhållandet mellan styrsignal (u_i) och lyftkraft från den i :te motorn (T_i).



Figur 4.2: Vinkelförhållanden, motorernas avvikelser från Y-axeln.

Momenten kring varje axel, som beskrivs av $\tau = [\tau_x \ \tau_y \ \tau_z]^T$, defineras enligt följande ekvationer,

$$\tau_x = -C_T \sum_{i=1}^4 d \cos(\alpha_i) u_i \quad (4.15)$$

$$\tau_y = C_T \sum_{i=1}^4 d \sin(\alpha_i) u_i \quad (4.16)$$

$$\tau_z = -C_T \sum_{i=1}^4 d \operatorname{sgn}(\omega_i) u_i \quad (4.17)$$

där d är avståndet från origo (i det kroppsfixa koordinatsystemets XY-plan) ut till rotorerna, α_i är vinkeln mellan y-axeln och den i :te rotorn, se figur 4.2. I ekvation 4.17 används $\operatorname{sgn}(\omega_i) \in \{-1, 1\}$ för att ange om rotationsriktningen på den i :te rotorn är medurs (+1) eller moturs (-1). Detta i syfte att ge rätt tecken till styrsignalen u_i . För att motverka oönskat moment kring z-axeln roterar motor 1 och 3 moturs och 2 och 4 medurs, se figur 4.1. ω_i är vinkelhastigheten på den i :te rotorn, se figur 4.1. Ekvationerna 4.14 till 4.17 kan summeras på matrisform enligt,

$$\begin{bmatrix} T_\Sigma \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \underbrace{\begin{bmatrix} C_T & C_T & C_T & C_T \\ -\cos(\alpha_1)dC_T & -\cos(\alpha_2)dC_T & -\cos(\alpha_3)dC_T & -\cos(\alpha_4)dC_T \\ \sin(\alpha_1)dC_T & \sin(\alpha_2)dC_T & \sin(\alpha_3)dC_T & \sin(\alpha_4)dC_T \\ -dC_T & dC_T & -dC_T & dC_T \end{bmatrix}}_Q \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

För att få fram erforderlig styrsignal kan nu ekvation 4.18 skrivas om på följande sätt,

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = Q^{-1} \begin{bmatrix} T_\Sigma \\ \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

4.2 Övergångsfas mellan hovring och flygning

Som tidigare nämnts har drönaren två olika flyglägen, ett hovringsläge där den stabiliseras med hjälp av reglerade motorer och ett flygläge där den stabiliseras manuellt med hjälp av roder, se stycke 2.1. Dessa två flyglägen alterneras med hjälp av en vippströmbrytare på radiokontrollen och är programmerad som en så kallad mixer i koden till mikrokontrollen, se Appendix E. När vippströmbrytaren är i hovringsläge stabiliseras drönaren med hjälp av dess reglersystem som anpassar utsignalerna till motorerna för att stabilisera drönaren. När den sedan slås över till flygläge förbikopplas reglersystemet och alla fyra motorer får då samma utsignal, i detta läge stabiliseras och styrs drönaren med hjälp av två stycken roder som styrs av servos.

Övergångsfasen styrs manuellt genom att drönaren i hovringsläge ges ett stort *pitch*-utslag (ca 45-55°) för att sedan slås över till flygläge och stabiliseras kring ca 90°. Övergången från flygläge till hovringsläge sker genom att drönaren styrs upp till att ställa sig vertikalt och sedan slås vippströmbrytaren tillbaka till hovringsläge. Den fullständiga koden använd till drönaren kan ses länken i appendix E.

4.3 Linjärisering

Linjäriseringen görs för att ta fram matriser A och B till tillståndsmodellen

$$\begin{aligned}\dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du\end{aligned}\tag{4.20}$$

Matris C är en enhetsmatris och matris D sätts till 0 då det inte finns någon koppling mellan styrsignal och utsignal. För matris A och B sker derivering på följande vektor

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{\Omega} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}\tag{4.21}$$

$\dot{\beta}$ beskrivs i ekvation 4.9 och $\dot{\Omega}$ erhålls i ekvation 4.13 genom division med tröghetsmatrisen I . Matris A är deriverad med avseende på vektor $x = [p \ q \ r \ \phi \ \theta \ \psi]^T$ kring den arbetspunkt som gäller vid hovring, det vill säga $x_0 = [0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}\tag{4.22}$$

Matris B är deriverad med avseende på vektor $u = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$ kring samma arbetspunkt som för matris A, det vill säga $u = [0 \ 0 \ 0]^T$

$$B = \begin{bmatrix} 2,746 & -1,580 \cdot 10^{-6} & 2,222 \cdot 10^{-5} \\ -1,580 \cdot 10^{-6} & 0,704 & 3,033 \cdot 10^{-3} \\ 2,222 \cdot 10^{-5} & 3,033 \cdot 10^{-3} & 0,660 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

5

Design av reglersystem

I detta kapitel beskrivs valet och utformningen av drönarprototypens reglersystem samt filtervalet till sensordatan. Sist beskrivs de ändringar som görs i programkoden för att implementera önskade funktioner. Två typer av filter och reglersystem undersöks, där fokus ligger på att klargöra viktiga moment vid val av parametrar. Överföringsfunktionerna tas fram med hjälp av tillståndsmatriser, vilka i sin tur påverkar valet av parametrar till reglersystemet. Informationen är hämtat ur anteckningar från föreläsningar av B. Lennartson, professor vid Signaler och System/Reglerteknik på Chalmers, och finns beskrivna i mer detalj i [20].

5.1 Sensorfilter

Sensorer är inte ideala i verkligheten, vilket medför ett behov av ett filter. Det finns flera olika typer av filter som erfordrar vidare efterforskning, för att reducera antalet limiteras listan till populära filter för denna typen av reglering. Befintliga rapporter observeras, och två vanligt förekommande typer är Kalmanfilter och komplementärfilter. Kalmanfilter benämns som den bästa linjära estimatoren [21], dock kräver denna komplexa beräkningar och detaljerad information om modell- och brusdata. Komplementärfilter består av ett hög- och lågpasfilter som kombinerar sin data till ett estimerat tillstånd [22], vilket kan skrivas som

$$\hat{a}(t) = \alpha \cdot a_1(t) + (1 - \alpha) \cdot a_2(t) \quad (5.1)$$

där $\hat{a}(t)$ är den estimerade sammanvägda signalen. α bestäms med hjälp av ekvation 5.2

$$\alpha = \frac{\tau_f}{\tau_f + h} \quad (5.2)$$

där τ_f är låg- och högpasfiltrets tidskonstant, och h är samplingsfrekvensen.

Till skillnad från Kalmanfiltret är komplementärfiltret betydligt mindre komplext, dock tar det bara hänsyn till två signaler, vilket alltså medför osäkerheter. Till drönarprototypen kommer två sensorer ha störst påverkan på balans; gyroskopet och accelerometern. Gyroskopen ska mäta större vinkelförändringar, det kommer dock att uppstå konstanta mindre vinkelförändringar under justering av drönarprototypens balans. För att undvika att dessa mindre vinkelförändringar orsakar problem i mätdatan används högpasfiltret. Lågpasfiltret appliceras på accelerometern, då små förändringar i acceleration ger stora utslag i verkligheten vad gäller ett objekts läge. Vid implementeringen upptäcktes färdiga filter i programvaran, vars mätdata ger acceptabla resultat och inga vidare efterforskningar utförs. Filterfrekvensen sätts till 10 Hz, vilket används i den slutgiltiga drönarprototypen.

5.2 Regulator

Vanligt förekommande reglering bland quadcopters är LQR och PID-reglering. LQR är en tillståndsmodellsbaserad reglering, som enligt tidigare rapporter på liknande arbeten [18] [23] ska vara robust och lätt att implementera. PID-reglering är betydligt mer generell, men är lätt att forma efter önskade kriterier, ner till sådan detalj att marginaler

kan kontrolleras med god säkerhet. Eftersom den matematiska modellen beskrivs av tillståndsmatriser är LQR mer optimalt än PID, men på grund av bristande erfarenheter med både LQR och programmering samt hårdvarurestriktioner på utvalda komponenter, se appendix F, kommer PID-regleringen att användas. LQR modelleras i Matlab för att jämföras med PID-regulatorn så att slutsatser kan dras om hårdvaran borde anpassas.

5.2.1 PID-regulator

PID-regulatorn består av *proportionell* P-verkan, *integrerande* I-verkan och *deriverande* D-verkan. Dessutom kommer ett lågpasfilter att användas i regulatorn. Utformningen sker med hjälp av bestämda fasmarginaler, vilka med enkla beräkningar ger värden för en seriekopplad PIPD-regulator. Genom sambandet $F_{PID}(s) = F_{PIPD}(s)$ kan den seriekopplade regulatorn skrivas om som den parallellkopplade PID-regulatorn, alltså

$$\frac{K_p}{T_i} \frac{1 + (T_i + T_f)s + T_i(T_d + T_f)s^2}{s(1 + T_f s)} = \frac{\kappa_p}{\tau_i} \frac{1 + s(\tau_i + \tau_d) + \tau_i \tau_d s^2}{s(1 + \tau_f s)} \quad (5.3)$$

där T_f står för lågpasfiltrets tidskonstant. Med ett högre K_p -värde ökar systemets snabbhet och förmåga att kompensera lågfrekventa och konstanta störningar, med minskande stabilitetsmarginaler. Ett minskande T_i -värde höjer styrsignalförstärkningen vid låga frekvenser. Ett lägre T_d -värde ger större stabilitetsmarginaler och medför alltså att systemet blir mer robust. Det gör dessutom att systemet blir långsammare. En avvägning måste göras för att bestämma vilka egenskaper som passar systemet.

5.2.2 LQ-regulator

LQ-reglering är en regleringstyp specifikt framtagen för tillståndsmodeller. Regleringen är återkopplad där överföringsfunktionens utseende ser ut som följer

$$G_{ry}(s) = C(sI - A + BL_u)^{-1}BK_r \quad (5.4)$$

A, B och C är matriser av systemets matematiska modell, vilka beskrivs mer ingående i kapitel 4. L_u är en tillståndsåterkopplingsmatris och K_r är referenssignalförstärkning. L_u tas fram med hjälp av Riccatiekvationen

$$A^T P + PA - (PB)R^{-1}(B^T P) + Q = 0 \quad (5.5)$$

där R är den matris som bestämmer styrsignalens vikt, Q styr insignalens vikt och P är den matris som uppfyller att ekvationen blir 0. Med hjälp av matris P erhålls L_u enligt

$$L_u = R^{-1}(B^T P) \quad (5.6)$$

När matrisen L_u är framtagen kan K_r tas fram genom att sätta $G_{ry}(0) = 1$. Med dessa samband kan en LQ-regulator formuleras, som kommer att användas för att jämföras med resultatet som ges av PID-regleringen.

5.3 Stabilitetskrav

För att säkerställa att systemet blir stabilt används kända stabilitetskriterier [20]. För att erhålla stabilitetsmarginal används fasmarginal, φ_m , och prestanda- och styrsignalskriterium. Ett högre φ_m ger en lägre översläng och förbättrad dämpning, men ett långsammare system. Eftersom det är omöjligt att bygga en ideal drönarprototyp finns förväntan på att

osäkerheter uppstår i dynamiken. Ytterligare hänsyn tas till hur systemet påverkas vid diskretisering. Sensorerna har en samplingsfrekvens, vilket vid diskretisering av ett kontinuerligt system gör dämpningen bättre, men stabilitetsmarginaler och kompenseringen av laststörningar försämrats. På grund av dessa osäkerheter önskas ett högt φ_m , vilket borde göra systemet mer robust. Per rekommendation [20] initieras $\varphi_m = 60^\circ$.

5.4 Simulering av reglersystem

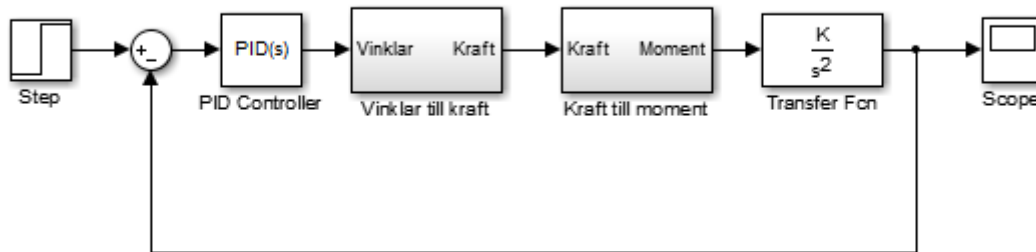
För att testa olika stabilitetsmarginal används Matlabs Simulink för att simulera drönarprototypen med hjälp av tillståndsmatriserna som togs fram i kapitel 4. Med dessa värden används ekvation 5.7, där I står för enhetsmatrisen, för att ta fram överföringsfunktionerna från momenten till vinklarna kring drönarprototypens axlar.

$$G(s) = C(sI - A)^{-1}B \quad (5.7)$$

Följande överföringsfunktioner erhålls:

$$G_\phi(s) = \frac{2,746}{s^2} \quad G_\theta(s) = \frac{0,704}{s^2} \quad G_\psi(s) = \frac{0,660}{s^2}$$

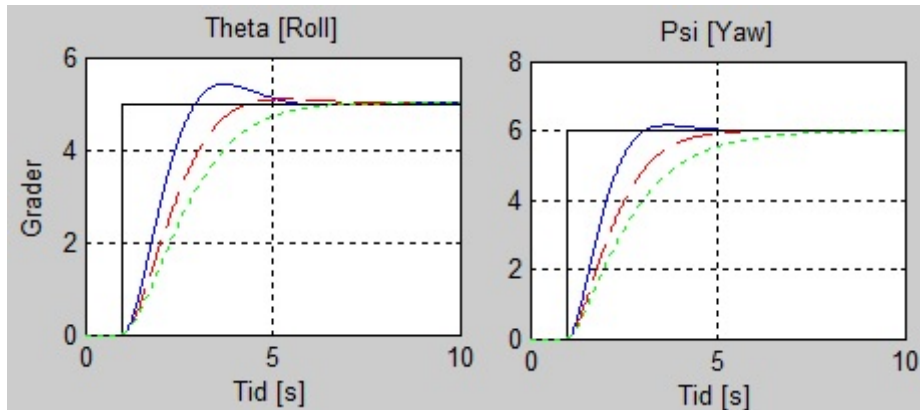
Med dessa värden ställs ett system upp i Simulink som förenklat ser ut som figur 5.1. Det fullständiga systemet kan ses i appendix C.



Figur 5.1: Förenklad Simulink-representation av det återkopplade systemet

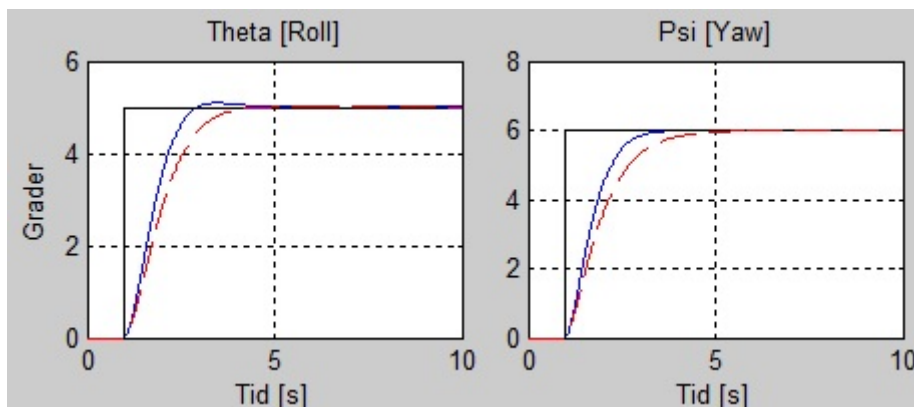
I systemet observeras den kraft som genereras av styrsignalen, där begränsningar implementeras beroende av den maximala kraft motorerna kan generera.

Fasmarginalen initieras till 60° , och en överkorsningsfrekvens, w_c , på 4 väljs med avseende på det ungefärliga sambandet till stigtiden, $w_c \approx 1/t_r$. Detta ger en relativt låg stigtid, vilket erbjuder ett stabilare system.



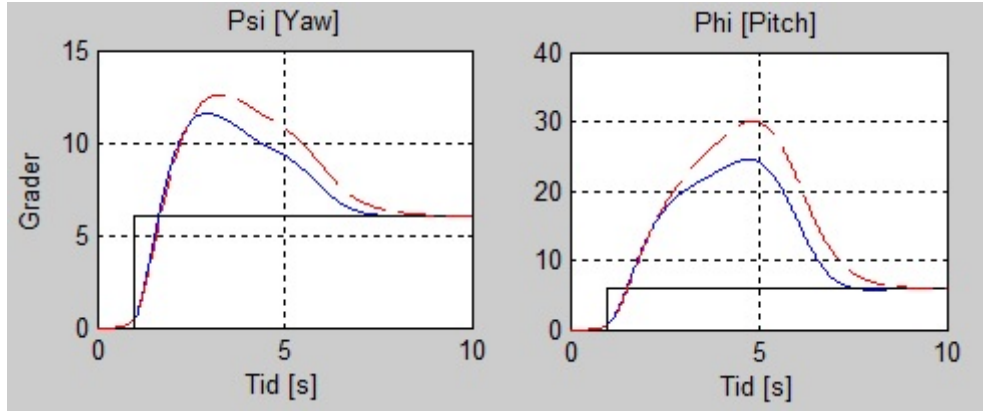
Figur 5.2: Sökning av godtagbart φ_m , y- och z-axel (*roll* och *yaw* respektive). Heldragen blå linje: $\varphi_m = 60^\circ$, streckad röd linje: $\varphi_m = 70^\circ$, prickad grön linje: $\varphi_m = 75^\circ$. $w_c = 4$ för samtliga.

Till en början testas olika $\varphi_m > 60^\circ$. I graferna visas enbart *roll* och *yaw*, då *pitch*, x-axelns graf, liknar grafen för *roll*. För *roll* försvinner överslängen när $\varphi_m = 75^\circ$, och för *yaw* gäller detta vid 70° . Olika fasmarginal tyder sig lämpligt för olika axlar. Inför den andra simuleringen testas ett flertal olika värden på w_c i samband med dessa två fasmarginaler, tills följande resultat erhålls.



Figur 5.3: Sökning av godtagbar överkorsningsfrekvens, y- och z-axel (*roll* respektive *yaw*). Heldragen blå linje: $\varphi_m = 70^\circ$, streckad röd linje: $\varphi_m = 75^\circ$. $w_c = 7$ för samtliga.

Överkorsningsfrekvensen sätts till $w_c = 7$, vilket används för en tredje simulering där störning läggs till i systemet. Vindpåverkan i form av varierande moment läggs till på x- och z-axeln, vilka förväntas påverkas mest av vind på grund av vingen. Y-axeln borde inte påverkas lika mycket av vindstörning och simuleras därför inte. Vindens moment beräknas genom att beräkna den kraft en vind på 5-7 m/s slår i mot en yta som motsvarar vingens yta.



Figur 5.4: Test av förmåga att kompensera yttre störning i form av medvind, x- och z-axel (*pitch* och *yaw* respektive). Heldragen blå linje: $\varphi_m = 70^\circ$, streckad röd linje: $\varphi_m = 75^\circ$, $w_c = 7$

I båda fall hanterar den lägre fasmarginalen på 70° störningen bättre. *Pitch* testas mot en starkare vind än *yaw*, då en för stor lutning kan få drönarprototypen att "välta". Systemets PID-värden blir som följer

$$K_{p,\phi} = 3,146 \quad K_{p,\theta} = 12,273 \quad K_{p,\psi} = 13,097$$

$$\frac{1}{T_i} \approx 0,001 \quad T_d = 0,785 \quad T_f = 0,025$$

Avslutningsvis observeras styrsignals- och prestandakriterierna enligt

$$J_{u,max} = \max_w |G_{wu}(jw)| \quad (5.8)$$

$$J_{v,max} = \max_w \frac{|G_{vy}(jw)|}{w} \quad (5.9)$$

vilka för systemet har värden $J_{v,max} = 0,318$ och $J_{u,max} = 101$. $J_{u,max}$ har ett oroväckande högt värde, systemet har en hög känslighet för mätstörningar. Värdet minskar vid sänkning av både fasmarginalen och överkorsningsfrekvensen, därför bör båda provas med sänkta värden vid testerna och optimeringen av drönarprototypen.

För de preliminära testerna av mjukvaran, se stycke 6.1, bestäms även PID-värdena fram för quadcoptern utan vinge, med samma fasmarginal och överkorsningsfrekvens. Dessa värden är

$$K_{p,\phi} = K_{p,\theta} = 1,706 \quad K_{p,\psi} = 3,321$$

$$\frac{1}{T_i} \approx 0,001 \quad T_d = 0,785 \quad T_f = 0,025$$

5.4.1 Jämförelse med LQ-regulator

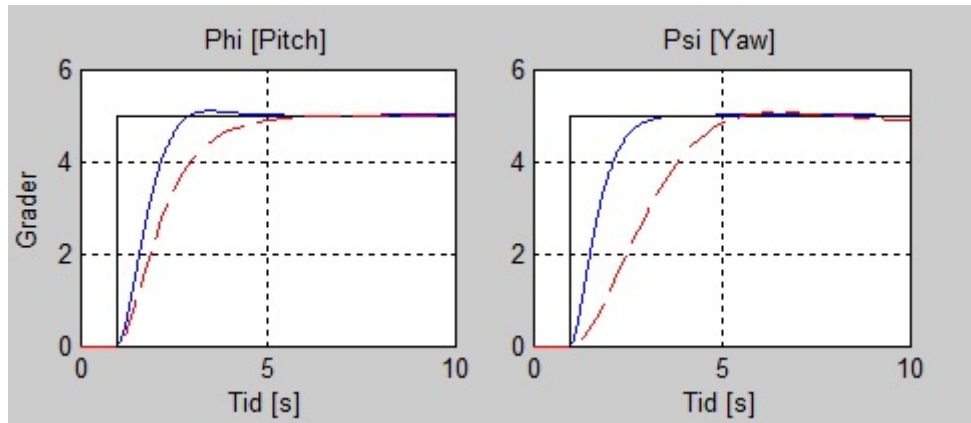
I brist på tid hinner inte flera olika värden på matriserna Q och R testas. Matris R är en enhetsmatris, och Q ser ut som följer

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0,1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0,1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (5.10)$$

där två värden sänkts för att ge ett snabbare system. Detta ger ett L_u med följande utseende

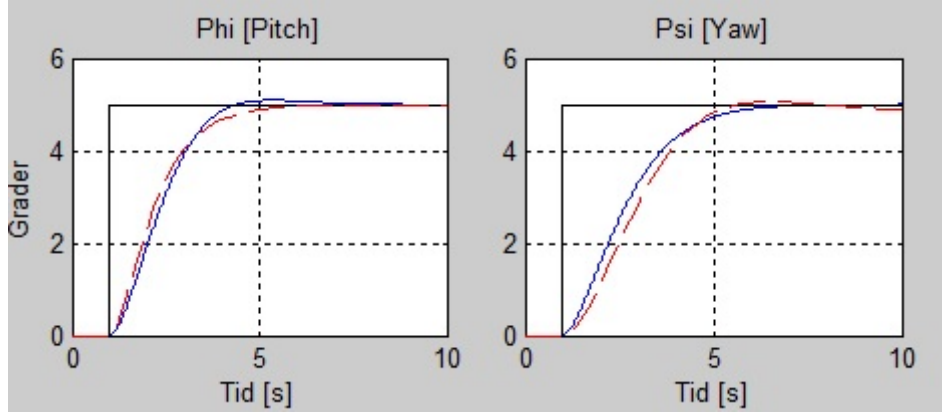
$$L_u = \begin{bmatrix} 1,315 & 6,945 \cdot 10^{-7} & -9,783 \cdot 10^{-6} & 1,000 & 9,621 \cdot 10^{-8} & -1,352 \cdot 10^{-6} \\ 4,104 \cdot 10^{-7} & 1,738 & -3,795 \cdot 10^{-3} & -9,871 \cdot 10^{-8} & 1,026 & 6,500 \cdot 10^{-14} \\ -5,788 \cdot 10^{-6} & -3,795 \cdot 10^{-3} & 1,793 & 1,387 \cdot 10^{-6} & 6,700 \cdot 10^{-14} & 1,026 \end{bmatrix}$$

Stegsvaren ser ut som följer



Figur 5.5: Jämförelse av LQR och PID-regulator. Den heldragna blå linjen visar stegsvaret för PID-regulatorn med $\varphi_m = 70^\circ$ och $w_c = 7$, och den streckade röda linjen visar stegsvaret för LQR

Enbart x- och z-axlarna (*pitch* och *yaw*) visas i graferna, då y-axelns stegsvar liknar z-axelns stegsvar. LQR är marginellt stabilare, och betydligt långsammare. Genom att ändra på w_c för PID-regulatorn med $\varphi_m = 70^\circ$ hittas de värden för vilka regulatorernas stegsvar nästan överlappar.



Figur 5.6: Den heldragna blå linjen visar stegsvaret för PID-regulatorn med $\varphi_m = 70^\circ$ och $w_c = 4$ och 3, respektive axel x och z (*pitch* respektive *yaw*), och den streckade röda linjen visar stegsvaret för LQR

Med dessa ungefärliga likheter estimeras LQR-regulatorns styrsignals- och prestandakriterier i en motsvarande PID-regulator. För *pitch* ligger dessa på $J_{v,max} = 0,973$ och $J_{u,max} = 33,0$, för *roll* och *yaw* ligger de på $J_{v,max} = 1,73$ och $J_{u,max} = 18,6$.

LQR är betydligt stabilare, men långsamt. Detta stämmer överens med jämförelser och påståenden som gjorts i liknande arbeten [18] [23]. Vid tester av drönarprototypen lämpar det sig att testa de PID-värden som motsvarar LQ-regulatorns stegsvar. Dessa är

$$K_{p,\phi} = 1,027 \quad K_{p,\theta} = 2,254 \quad K_{p,\psi} = 2,406$$

$$\frac{1}{T_i} \approx 0,001 \quad T_{d,\phi-\theta\psi} = 1,374 - 1,832 \quad T_{f,\phi-\theta\psi} = 0,044 - 0,059$$

5.5 Programmering av regulator

Till drönarprototypen används färdig programkod vilket beskrivs i stycke 3.1.2. Programkoden innehåller en färdig PID-regulator utan filterverkan. Programmet skickar en styrsignal som bestäms enligt

$$u(t) = K_p \left(e_m(t) + \frac{1}{T_i} \int_0^t e_m(\tau) d\tau + T_d \frac{\delta e_m(t)}{\delta t} \right) \quad (5.11)$$

Alltså multipliceras samtliga PID-värden med integrerat, deriverat och direkt fel innan de adderas. Den fördefinierade programkoden saknar filterverkan, för vilket mindre ändringar gjorts i koden. Lågpasfiltret multipliceras med D-verkan enligt följande Laplace-ekvation

$$DTerm = Ds \cdot \frac{1}{T_f s + 1} \quad (5.12)$$

Fördefinierad kod har ett förenklat utseende som ser ut som följer

```
dT = 1/cycleTime;  
deltaError = (delta - lastDelta)*dT;  
lastDelta = delta;  
DTerm = deltaError*pid_D;
```

där `pid_D` innehåller PID-regulatorns D-värde och `delta` innehåller värdet på det uppmätta felet, alltså skillnaden mellan referenssignal och sensors uppmätta värde. Följande ändringar görs för att implementera lågpasfiltret

```
dT = 1/cycleTime;  
deltaError = (delta - lastDelta)*(dT / filter + dT) + lastDelta;  
lastDelta = deltaError;  
DTerm = deltaError*pid_D;
```

där `filter` innehåller brytfrekvensen enligt $filter = 1/(2\pi f)$ och $f = 1/T_f$.

6

Fysiska tester

Testerna inleds genom att testa drönarens elektronikkomponenter monterade på en quadcopterram och avslutas med tester av den slutgiltiga drönarprototypen, se kapitel 2. Testerna går ut på att verifiera att drönarprototypen fungerar som önskat i hovringsfas, övergångsfas och flygfas.

6.1 Preliminära tester

Innan den slutgiltiga ramen och vingen är tillverkade används drönarens samtliga elektronikkomponenter på en quadcopterram för tester, se appendix I. Detta möjliggör optimering och felsökning av kod och reglering innan tester utförs på den slutgiltiga drönarprototypen, vars risk för skador då minimeras.

6.1.1 Test av hovring och stabilitet

Testerna inleds genom att quadcoptern flygs fritt inomhus i en idrottshall, för att ej påverkas av yttre störningar, med initiala startvärden på PID-regulatorerna (standardvärden för stabilisering av multirotorfarkoster från flygregulatorns programvara [7]). Testerna visar att PID-värdena fungerar, men en observation av koden visar att regulatorn inte har ett traditionellt utseende, vilket försvårar egna justeringar och kan ge problem när vingen appliceras på drönarprototypen. Programvaran innehåller en alternativ PID-regulator med ett traditionellt utseende, men dess ursprungsvärden stabiliserar quadcoptern sämre än den första regulatorn. Eftersom den andra regulatorn har ett traditionellt utseende används denna vid optimeringen. Parametrarna optimeras genom att testas i två olika moment. Först spänns quadcoptern upp med en kulle som låser quadcoptern i höjddled. Det gör att testet kan utföras utan risk för krasch, se figur 6.1. När olika PID-parametrar testats och visat hur de påverkar systemet testflygs quadcoptern på ett öppet fält. Vid optimeringen testas parametrarna stegvis, där I och D ställs till noll, medan P initieras till ett lågt värde och sedan höjs tills oscillation uppnås. Då väljs ett förbestämt I-värde, eftersom I-verkan har en stor påverkan på quadcopterns snabbhet och försvårar stabiliseringen. D-verkan läggs sedan till för att totalt eliminera oscillationerna, varpå P och D ändras parallellt för att en balans mellan stabilitet och snabbhet ska uppnås.



Figur 6.1: Quadcoptern fäst på ett kulle för att låsa position i rummet

6.1.2 Test av extra vikt

Quadcoptern testas med fastspända vikter för att simulera den extra vikt som tillkommer med vingen. Testerna visar att systemet blir mer stabilt med den extra vikten, och PID-värdena anses därför kunna användas som utgångspunkt till den färdiga prototypen.

6.1.3 Resultat av preliminära tester

Testerna utförs tills quadcoptern kan balansera och flygas med viss säkerhet. Mindre oscillationer syns fortfarande i flygningen, men påverkar inte möjligheten till säker landning. De slutgiltiga PID-värdena blev

$$K_{p,\phi} = K_{p,\theta} = 4,7$$

$$\frac{1}{T_i} \approx 0,001 \quad T_d = 0,468 \quad T_f \approx 0,035$$

Under simuleringarna har T_f varierat mellan 0,02 och 0,05, därför testades enbart ett medianvärde på quadcoptern. Optimering av *yaw* gjordes aldrig för att spara tid, då beteendet i *yaw* varierar avsevärt med de extra vridmoment som tillkommer från vingen. Resultaten diskuteras i kapitel 7.

6.2 Tester med drönarprototyp

När generella slutsatser kring stabilitet, vikt och allmänna flygegenskaper har konstaterats med hjälp av preliminära tester med quadcoptern inleds tester med drönarprototypen. Testerna går ut på att manövrera och stabilisera drönarprototypen i hovring, att manövrera övergångsfasen samt att manövrera den oregerade flygfasen beskrivs nedan.

6.2.1 Test av hovring

Hovringen fälttestas med de PID-värden som genererats av de preliminära testerna på quadcoptern, se figur 6.2. Sedan höjs dessa med simulerade PID-värden som riktmärke. I brist på tid och tillräckligt kontrollerbara testmiljöer, så som miljöer fria från vindstörningar, avslutades dessa tester innan stabiliteten kunnat konstaterats, och ej optimerade värden som möjliggör lyft och balansering av *pitch* används vid efterföljande tester.



Figur 6.2: Fälttest av hovring

6.2.2 Test av flygfasen

Flygningen testas genom en springande start med drönarprototypens nos framåt och med svag lutning uppåt, samtidigt som motorerna ges en signal på maximal *thrust*, se figur 6.3a. När vingen och motorerna genererar tillräcklig kraft för att lyfta drönaren släpps den. Drönaren klarade av att lyfta och flög i ett par sekunder (se figur 6.3b) innan ett för starkt utslag i elevonerna resulterade i en för skarp lutning nedåt följt av en krasch. Resultaten presenteras i kapitel 7.



(a) Flygtest med ”springande start”



(b) Drönaren flyger med hjälp av vingen

Figur 6.3: Flygtestet inleds med en springande start för att ge drönaren den hastighet den behöver för att vingen ska generera den större delen av lyftkraften.

6.2.3 Test av övergång

När drönarprototypen klarat av både flyg och hovring skulle övergång testas, genom ett test där drönarprototypen börjar i ett hovrande läge och ges en signal om ett stort utslag i *pitch* samtidigt som motorerna får ett stort utslag i *thrust*. Då vingen är självbalanserande och drönarprototypens tyngdpunkt ligger så att prototypen naturligt vill luta framåt när enbart y- och z-axlarna (se figur 4.1) är låsta anses denna form av övergång vara möjlig. Övergången kunde dock inte bekräftas då testet av flygningen resulterade i en krasch som medförde stora skador på drönaren.

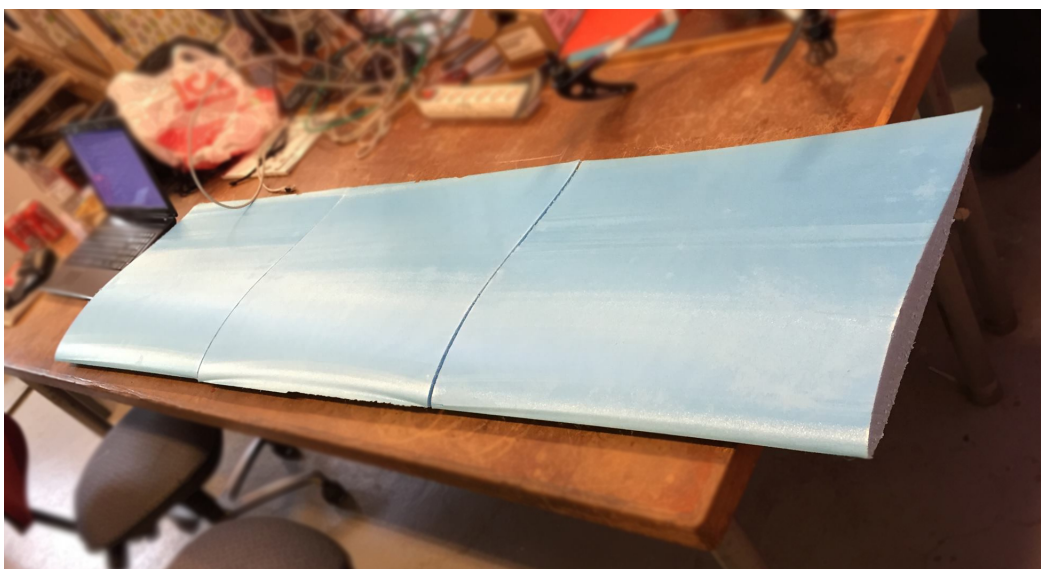
7

Resultat samt analys av tester

I kapitlet beskrivs och diskuteras de slutgiltiga delresultaten samt de resultat som erhålls av de tester som utförts, vilka beskrivs i kapitel 6.

7.1 Delresultat

Cellplasten väger drygt 700 gram, jämfört med den modellerade cellplasten som vägde 825 gram. Vingen består av tre lika stora delar, alla med en korda på 480 mm och en bredd på 570 mm. De tunnaste delarna av vingen är förstärkta med fibertejp vilket adderar cirka 60 gram. Vingdelarna är dessutom sammanfogade och förstärkta med sju stycken kolfiberstänger på sammanlagt 91 gram. Vingramen väger ungefär 850 gram, där aluminiumstrukturen väger 700 gram och skruvarna cirka 150 gram. Vingens totala vikt blir 1675 gram. Den tillverkade drönaren skiljer sig marginellt från 3D-modellerna, då den verkliga vingen har kolfiberstänger och är stärkt med tejp. Dessa är detaljer som ej modellerats då de har en liten påverkan på slutprodukts vikt och stabilitet.

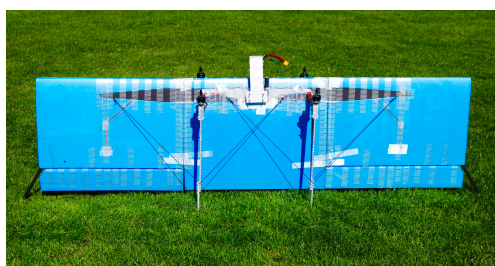


Figur 7.1: Cellplastvingen.

Reglersystemet ska, enligt simuleringarna, ge ett stabilt system med liten till ingen översläng, och en stigtid som är godtagbar för en drönarprototyp av denna storlek. Då systemet aldrig optimerades för den vingförsedda drönaren presenteras istället resultaten från de tester som gjordes på quadcoptern. De PID-värden som togs fram genom testerna på quadcoptern ger en fasmarginal på $\varphi_m \approx 60^\circ$ och $w_c \approx 9,5$, jämfört med simulerade värden vilka hade $\varphi = 70^\circ$ och $w_c = 7$. Resultaten anses ligga tillräckligt nära simulerade värden för att dessa ska kunna användas som en mall vid optimeringen av drönarprototypen.

7.2 Slutgiltig drönarprototyp

Hovriningstesterna visade att drönaren kunde lyfta och kontrolleras under en kortare tid innan den blev instabil och var tvungen att landas. Möjliga anledningar till instabilitet är underdimensionerade motorer (se stycke 8.1.3), ej optimerade regulatorparametrar (se stycke 6.2.1) samt en vindstyrka under testet på 4-5 m/s. Under test av drönarens flygfas kunde piloten utföra ett antal riktningsändringar innan instabilitet uppstod och farkosten kraschade. En möjlig anledning till att kontrollen förlorades är att vingens elevoner gav stora utslag vid små korrigeringar med radiokontrollen, vilket försvårade finsjusteringar av flygriktningen. En annan möjlig anledning till svårigheter att kontrollera drönaren under flygfasen är att den ej konstruerades med hänsynstagande till statisk rullstabilitet, se stycke 3.2.2. Den slutgiltiga drönarprototypen före testerna syns på figur 7.2a och efter testerna på figur 7.2b. Som ett resultat av kraschen böjdes ramen, batteriet samt två motorfästen och vingen sprack på ett flertal ställen. Fler flygtester är ej möjliga i brist på tid för reparationer och övergångsfasen testas därför inte. En indikation om att övergångsfasen är möjlig erhöles dock under testet av flygfasen då drönarprototypen var kapabel till att lyfta i en skarp uppåtlutning och sedan korrigera till en horisontal lutning. Detta stämmer överens med hur övergången mellan hovring och flyg ska gå till, vilket stärker teorin om att en övergång med denna metod är fullt möjlig.



(a) Färdig drönarprototyp



(b) Färdig drönarprototyp efter flygtest

Figur 7.2: Drönarprototypen före och efter flygtest

8

Diskussion och slutsatser av process och resultat

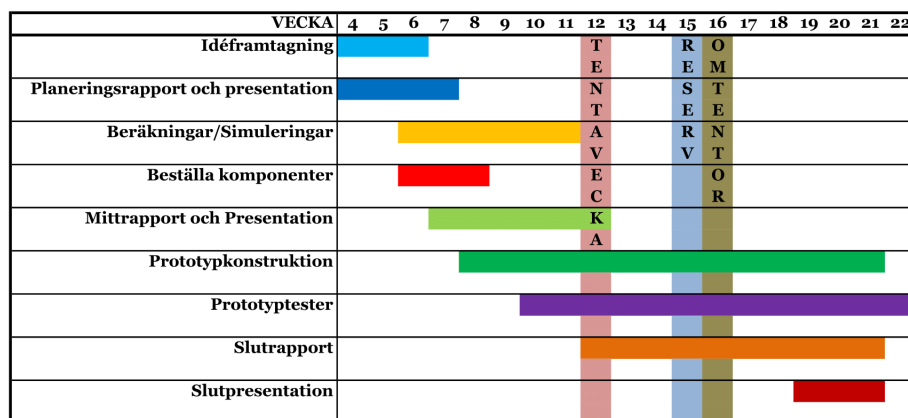
I detta kapitel utvärderas resultaten och slutprodukten egenskaper. Här diskuteras vad som kunde ha gjorts annorlunda och vad som inte gick som planerat, följt av förslag på förändringar som kan göras i en vidareutveckling av prototypen.

8.1 Avvikelser

Under arbetets gång har ett antal avvikelser skett från ursprungsplanen, vilka har resulterat i den nuvarande slutprodukten. De av störst betydelse beskrivs nedan.

8.1.1 Avvikelser från tidsplan och planering

Tidsplaneringen som togs fram i början av arbetet, se figur 8.1, har ej följts i detalj. Komponenterna levererades ungefär två veckor senare än beräknat vilket fördröjde prototypbygget och därmed prototyptesterna. Beräkningar och simuleringar slutfördes senare än beräknat i tidsplaneringen då vissa moment var mer utmanande än förväntat. Tester utförda på både quadcopter och drönarprototypen har orsakat förseningar och komplikationer, då vissa tester har lett till skador på drönarprototypen som har varit tvungna att åtgärdas. Dessa åtgärder är något som tog betydligt mer tid än uppskattat och har påverkat slutresultatet då fler tester med drönaren hade varit nödvändiga för att verifiera dess funktioner.

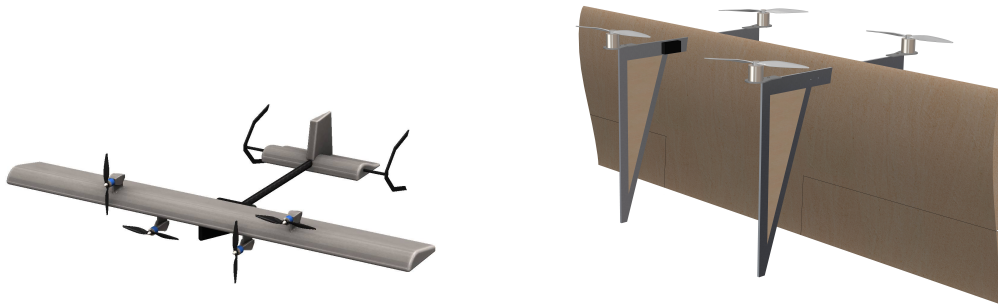


Figur 8.1: Gantt-schema över tidsplanering

8.1.2 Avvikelser från grundkoncept

Den största skillnaden mellan grundkonceptet och slutprodukten är att grundkonceptet hade ett stjärtparti, vilket ändrades till en variant utan stjärtparti, se figur 8.2. Anledningen till eliminering av stjärtpartiet var framförallt att drönaren blir stabilare vid start och landning, genom att öka landningsställets stödyta mot marken samtidigt som

tyngdpunkten sänks. Dessutom erhålls ett enklare system med avseende på modellering och reglering.



(a) Konceptet av första drönarprototypen.

(b) Konceptet av dagens drönarprototyp.

Figur 8.2: Ändringen mellan tidig drönarprototyp och dagens drönarprototyp

Till en början fanns en önskan att göra drönaren autonom för långdistansflygning. Detta ändrades till något som kan implementeras i vidareutveckling av drönarprototypen, då det efter förundersökningen insågs att det krävs mer tid än vad tidsramen erbjuder för att implementera den autonoma funktionen.

8.1.3 Övriga avvikelser

Efter att komponenter valts ut och köpts in gjordes en ändring i kordlängden. Valet av kordlängd var en kompromiss mellan minimering av kordlängden för att maximera AR och därmed öka lyftkraftskoefficienten samt maximering av kordlängden för att skapa tillräckligt utrymme åt komponenterna som vingen innesluter. Efter förstudier valdes kordlängden 0,4 m. För att säkerställa tillräcklig volym för inneslutandet av elektronikkomponenterna ökades kordlängden till 0,5 m, i praktiken 0,48 m på grund av tillverknings-skäl, se stycke 3.4.2. När kordlängden ökas minskar lyftkraftskoefficienten vilket gör att vingvolymen, AR , måste ökas för ekvivalent lyftkraft. Den nya vikten är nästan dubbelt så stor som den gamla, vilket påverkar flygförmågan negativt vid hovringsstadiet, då drönarens motorer är underdimensionerade för den nya tyngre vikten.

8.2 Kontroll av kravspecifikation

Tabell 8.1 är den kravspecifikation som presenteras i tabell 2.1, med tillägg om vilka krav och önskemål som är uppfyllda (U), delvis uppfyllda (DU), ej uppfyllda (EU) eller ej testade (ET). Nedanför tabellen anges motiveringar till om kraven och önskemålen anses vara uppfyllda.

Tabell 8.1: Kravspecifikation

Chalmers		Kravspecifikation		
Projektgrupp SSYX02-15-84		Skapad: 23/1-2015 Modifierad: 17/5-2015		
Kriterier	Målvärde	Krav/ öns- kemål	Verifiering	Uppfyllt
1. Huvudfunktion				
1.1 Starta och landa vertikalt		K	Testflygning	DU
1.2 Hovra		K	Testflygning	DU
1.3 Flyga horisontellt		K	Testflygning	DU
1.4 Manuellt kontrollerbar i godtycklig riktning vid flygning		K	Testflygning	DU
2. Specifika kriterier hos huvudfunktioner				
2.1 Prestanda				
2.1.1 Starta och landa kontrollerat inomhus	Inom 2 m radie	K	Testflygning	ET
2.1.2 Flyga mha en vinge som enda lyftkraft		K	Testflygning	DU
2.1.3 Flyga längre än en DJI Phantom 2 med samma batterikapacitet		K	Testflygning	ET
2.1.4 Hovra stabilt över en specifik punkt inomhus	Inom 2 m radie	K	Testflygning	EU
2.2 Design				
2.2.1 Aerodynamisk utformning	Lyftkraft/ luftmotstånd	Ö	Vindtunnel	DU
2.2.2 Fallsäker	Klara 2 m fall	Ö	Falltest	ET
2.2.3 Robust konstruktion, klara vibrationer från motorerna och vind		K		U
2.2.4 Vikt	< 7 kg (Transportstyrelsen)	K	Vägning	U
2.3 Säkerhet				
2.3.1 Felsäkert läge vid kommunikationsproblem	Autonom landning	Ö	stänga av kommunikation	ET
2.3.2 Rotorer får ej skada användaren		Ö	test på fingerattrapp	U
2.4 Återanvändning och återvinning				
2.4.1 Helt återvinningsbar		Ö		U
2.4.2 Elektronikkomponenter ska kunna återanvändas		Ö	Demontering	U

3. Tilläggsfunktioner				
3.1 Videoupptagning	Realtidsvideo	Ö	Testflygning	EU
3.2 Paketleverans	Fira ner paket från luften	Ö	Testflygning	EU
3.3 Hopfällbart landningsställ	Ej synas under flygning	Ö	Testflygning	EU
4. Önskade funktioner				
4.1 Ljudnivå	< 90 dB	Ö	Mätning	U
4.2 Förstöra egendom		Ö		U
4.3 Skrymmande	< 2 m*2 m	Ö	Mätning	U

- **1.1, Delvis uppfyllt.** Drönarprototypen klarar av att lyfta och landa vertikalt, men inte kontrollerat eller stabilt i dagsläget. Landningarna resulterar i mindre krascher till följd av instabil hovring.
- **1.2, Delvis uppfyllt.** Drönarprototypen klarar av att hovra, dock har den inte optimerats för att hovra stabilt. Med bristfällande planering, som har lett till brist på tid, har tester inte hunnits utföras för optimering av regulatorparametrarna.
- **1.3, Delvis uppfyllt.** Drönarprototypen lyckades lyfta och ta sig upp i luften ett flertal meter men blev instabil och kraschade efter ett fåtal riktningssändringar. Detta på grund av bristande erfarenhet av manövrering och dålig planering av test och optimering.
- **1.4, Delvis uppfyllt.** Kontrollerbarhet i godtycklig riktning under testflygningarna kunde inte bekräftas i någondera av flygfaserna. Under test av hovring kunde kontroll av position och riktning behållas under en kortare tid innan kontrollen över drönaren förlorades. Under testflygning av drönarens flygfas fungerade styrningen inte tillräckligt bra för att ge piloten möjlighet att styra drönaren i godtycklig riktning. Piloten förlorade kontrollen över farkosten efter ett fåtal riktningssändringar. Övergångsfasen testades aldrig med anledning till skador som erhöles på drönaren under test av flygfasen.
- **2.1.1, Ej testat.** För att verifiera detta krävs en stor inomhusmiljö där drönarprototypen kan flyga fritt utan att krocka med föremål eller väggar. Tillgängligheten för en sådan lokal visades vara svår, därför lades ingen ytterligare tid på att undersöka detta.
- **2.1.2, Delvis uppfyllt.** Enbart ett flygtest utfördes, som följdes av en krasch vilken resulterade i skador som krävde reparation. Fler tester behövs för att verifiera förmåga att flyga med vinge som enda lyftkraft.
- **2.1.3, Ej testat.** Det batteri som införskaffats valdes med hänsyn till detta kriterium, det vill säga att batteriets kapacitet uppfyller kriteriet, men detta är ej verifierat genom testflygningar.
- **2.1.4, Ej uppfyllt.** Drönarprototypen har för nuvarande ingen lägesreglering och förmågan att befinna sig över en specifik punkt är beroende av piloten. Drönarprototypens flygregulator har däremot stöd för detta med integrerad barometer-sensor och tillägg av GPS-komponent.

- **2.2.1, Delvis uppfyllt.** Drönarprototypen klarade av att flyga med hjälp av sin vinge, dock har vingens aerodynamik ej testats i en kontrollerad miljö som en vind-tunnel.
- **2.2.2, Ej testat.** Drönarprototypen har en spröd vinge, vilket utgjorde en känslighet för falltest.
- **2.2.3, Uppfyllt.** Verifierat genom att slå på motorer och att låta prototypen stå i en vind med styrka på 4-5 m/s.
- **2.2.4, Uppfyllt.** Verifierat genom vägning.
- **2.3.1, Ej testat.** I drönarprototypens kodning finns ett läge för hur kommunikationsstopp ska hanteras. Kodens funktionalitet har aldrig verifierats på grund av prioritering av test av huvudkrav.
- **2.3.2, Uppfyllt.** Verifierat genom att användare aldrig skadades under användning och hantering av drönarprototyp.
- **2.4.1, Uppfyllt.** Alla drönarens komponenter kan efter demontering återvinnas.
- **2.4.2, Uppfyllt.** Alla elektronikkomponenter är intakta och fungerar efter testflygningarna och kan återanvändas.
- **3.1, Ej testat.**
- **3.2, Ej testat.**
- **3.3, Ej uppfyllt.** Drönarprototypen konstruerades med en fast ram som inte går att fälla ihop på grund av att hålla konstruktionen enkel och stabil.
- **4.1, Uppfyllt.** Ljudnivån är uppskattad till att vara lägre än 90 dB under testflygningarna.
- **4.2, Uppfyllt.** Drönarprototypen har inte förstört någon egendom.
- **4.3, Uppfyllt.** Drönarprototypens mått är 0,6 m*1,7 m.

8.3 Vidareutveckling

Följande stycken beskriver förslag på förbättringar för att öka drönarprototypens potential för långdistansflygningar.

8.3.1 Förslag på förbättringar

Drönarens ram har flera svaga punkter och en annan utformning skulle kunna öka dess hållfasthet. Begränsat arbete har lagts på materialval och viktoptimering. Genom att konstruera om ramens uppbyggnad för att minimera mängden skruvar samt byta ut eller göra vingen ihålig skulle vikten kunna sänkas avsevärt, vilket gör att kraven på drivsystemet sänks. Beroende på vad drönaren ska användas till kan ytterligare utrustning så som en kamera, gripklo eller vinsch monteras.

8.3.2 Uppgradering av komponenter

Flera komponenter valdes innan signifikanta ändringar gjorts på vingen. Motorerna kan därför bytas ut mot bättre, starkare varianter som klarar den extra vikten bättre än de befintliga. Radiokontrollen bör definitivt bytas ut, då denna har ett flertal hårdvarufel som resulterar i anomalier i styrsignalen och oväntat beteende vid acceleration av motorerna mellan noll och varvtalet för lyftkraft uppnås. När drönaren väl är i luften är det möjligt för användaren att kompensera för hårdvaruproblemen.

8.3.3 Autonom flygning

Drönaren är utvecklad och tillverkad för att med kompletteringar kunna flyga helt autonomt. De huvudsakliga kompletteringarna som behöver utföras är modellering och reglering av flygfas samt övergångsfas. Regleringen kan implementeras i den nuvarande flygregulatorn med motorerna eller alternativt elevonerna. Dessutom behövs förmåga att reglera position och hastighet. Den kan uppnås genom att koppla in en GPS-mottagare i den befintliga flygregulatorn.

8.3.4 Test av LQ-regulator

För system som kan beskrivas med tillståndsmatriser och höga krav på stabilitet ska LQR vara den optimala formen av reglering, som tidigare nämnts i stycke 5.2. LQR har varken prövats teoretiskt eller undersökts om det går att implementera. Den data som behövs för att utveckla en LQ-regulator finns redan tillgänglig och i en vidareutveckling av drönarprototypen bör denna undersökas vidare.

8.4 Slutsats

Målet att göra en drönarprototyp för långdistansflygning uppnåddes inte helt. De stora anledningarna till detta är en bristfällig planering och dålig uppföljning av planeringen samt brist på erfarenhet inom aerodynamik, programmering och flygmanövrering. Bristerna i planering syftar främst till att den borde varit uppdelad i fler specifika moment, huvudsakligen prototyptester. Dessa påbörjades senare än planerat och det fanns ingen planering om hur de skulle utföras. Framförallt fanns ingen inplanerad tid till att undersöka och konstruera olika sorters testtriggare. De har improviserats fram och skulle istället konstruerats på ett sådant sätt så att testerna blir mer tidseffektiva och minimerar risker för skador på drönarprototypen. Eventuellt hade välutformade testtriggare bidragit till mer tid för optimering och därmed ökat möjligheten att i högre grad uppnå de krav och önskemål som ställts på drönaren. Tid för programmering är dessutom ett moment som inte finns med i planeringen, vilket har resulterat i att andra delar i planering har åsidosatts. Tidsbristen orsakad av brist på erfarenhet inom aerodynamik hade kunnat kompenseras genom att inte konstruera flygkroppen utan istället välja en kropp som används för liknande ändamål. Alternativt kunde en mindre drönarprototyp konstruerats, vilket potentiellt hade sänkt tillverknings tiden och vikten samt höjt hållfastheten. Detta kunde förenklat prototyptesterna då drönaren blir enklare att handskas med, mer tålig för krascher och enklare att reparera.

Vid tester skadades olika komponenter för vilka reservdelar fick införskaffas i efterhand, de borde istället ha införskaffats på förhand. Efter konstruktionen av flygkroppen hade dess funktion erfordrat verifieringstester för att förebygga skadorna som drönaren åsamkades

under flygtestet. En vindtunnel hade varit en bra testmiljö för att dels bekräfta stabiliteten, dels för att testa styrförmåga och ge piloten erfarenhet av kroppens aerodynamiska egenskaper. Den vindtunnel som drönarprototypen inledningsvis var planerad att testats i, Chalmers vindtunnel, var ej tillgänglig vid testtillfället. Andra möjliga vindtunnlar att testa drönarprototypen i undersöktes ej närmare på grund av andra mer högprioriterade tester. För att ge ytterligare utrymme för tester, reparationer och optimering borde konstruktionen av vingen samt montering av drönarprototypen påbörjats tidigare.

Nedan följer en lista för att tydliggöra vilka moment under utvecklingen som var svårare att förstå och implementera än väntat, vilket fördröjde tester av drönarprototypen och till slut optimerandet av denna:

- **Mjukvara.** Bristande erfarenhet i programmering gjorde kodningen svår att förstå och modifiera.
- **Utformning.** Drönarprototypen har inte en traditionell flygplansform, vilket försvårade konstruktionen vad gäller dimensionering och stabilitet.
- **Konstruktion.** På grund av utformningen blev konstruktionens precision mer kritisk vilket vid olika tillfällen krävde utformning av egna verktyg, exempelvis en trådkärare, se appendix J.
- **Reglering.** Tidigare fanns erfarenheter med att modifiera regulatorvärden för ett teoretiskt system, men inte för ett verkligt och känsligt system.

Drönaren har med modifiering och vidareutveckling potential att fungera mycket bra och kunna tillämpas i diverse användningsområden. Intressant hade varit att se en autonom prototyp som kan hantera videoupptagning medan den flyger långa distanser och utför någon form av lättare uppdrag, exempelvis transport av föremål.

Litteraturförteckning

- [1] Drönare.
URL <http://www.ne.se/uppslagsverk/encyklopedi/l%C3%A5ng/dr%C3%B6nare>
- [2] Polisen köper in drönare.
URL <http://www.dn.se/sthlm/polisen-koper-in-dronare/>
- [3] Drones for good.
URL <http://alecmomont.com/projects/dronesforgood/>
- [4] Obemannande luftfartyg.
URL <http://www.transportstyrelsen.se/sv/Luftfart/Luftfartyg-och-luftvardighet/Obemannade-luftfartyg-UAS/>
- [5] A. Renton, Christmas gift: attack of the drones.
URL <http://www.theguardian.com/technology/2014/nov/23/toy-drones-christmas-present-hobby>
- [6] Dji phantom 2.
URL <http://www.dji.com/product/phantom-2>
- [7] Multiwii hemsida.
URL <http://www.multiwii.com>
- [8] Post- och telestyrelsens författningssamling.
URL https://www.pts.se/upload/Foreskrifter/Radio/foreskrifter-undantag_101209.pdf
- [9] E. Bratt, Praktisk flygteknik; med aerodynamik och tillämpningar för att kunna beräkna luftmotståndet hos flygplan och dragkraften hos propellrar, Saab AB, Linköping, 1991, pp. 6–1–6–3.
- [10] C. J. Donlan, An interim report on the stability and control of tailless airplanes.
URL <http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20050241739.pdf>
- [11] I. Kroo, Tailless aircraft design - recent experiences.
URL http://www.desktop.aero/library/OAW_Publications/Published_Documents/Kroo_tailless.pdf
- [12] E186.
URL <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=e186-il>
- [13] F. M. White, Fluid mechanics, McGraw-Hill, Singapore, 2011, pp. 513–517.

- [14] Alla batterier kan återvinnas.
URL <http://www.batteriatervinningen.se/modul/nastan-75-av-innehallet-i-vara-vanligaste-batterier-kan-gora-nytta-igen>
- [15] A. Andersson, J. Larsson, D. Pihlquist, C. Svensson, M. Wasteby, Modellering, identifikation och reglering av en quadcopter (2014).
- [16] A. Gibiansky, Quadcopter dynamics and simulation.
URL <http://andrew.gibiansky.com/downloads/pdf/Quadcopter%20Dynamics,%20Simulation,%20and%20Control.pdf>
- [17] T. Luukkonen, Modelling and control of quadcopter.
URL http://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf
- [18] A. Özgür Kivrak, Design of control systems for a quadrotor flight vehicle equipped with inertial sensors.
URL <http://acikarsiv.atilim.edu.tr/browse/156/168.pdf&embedded=true>
- [19] A. Boström, Rigid body dynamics, Chalmers, 2013.
- [20] B. Lennartson, Reglerteknikens Grunder, Studentlitteratur, 2011.
- [21] M. Bayoumi, Kalman Filter, Vol. 118, Springer, 2012.
- [22] J.-M. Pflimlin, R. Mahony, T. Hamel, Complementary filter design on the special orthogonal group $so(3)$, IEEE and ECC, 2005, pp. 1477 – 1484.
- [23] L. M. Argentim, W. C. Rezende, P. E. Santos, R. A. Aguiar, Pid, lqr and lqr-pid on a quadcopter platform, IEEE, 2013, pp. 1 – 6.
URL <http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?tp=&arnumber=6572698&tag=1>
- [24] Naca 2414.
URL <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n2414-il>
- [25] H. Koffeman, The reynolds number.
URL <http://www.aerodrag.com/Articles/ReynoldsNumber.htm>

A

ANSYS Fluent

Programvaran ANSYS Fluent har använts för att göra CFD-beräkningar på vingprofilerna och på prototypen. Nedan presenteras dels ett test för att verifiera att programmet ger rimliga resultat och dessutom en simulering av prototypen.

A.1 Jämförelse mellan ANSYS Fluent och handräkning

För att undersöka om programvaran kan användas för att simulera lyftkraften och luftmotståndet på en luftfarkost så jämfördes resultaten från en beräkning i ANSYS Fluent med handräkningar på klassiskt vis. Vingprofilen NACA 2414 med en anfallsvinkel på 0 grader valdes för jämförelsen. Dess bredd valdes till 1,2 meter och kordan (vingens längd från spets till ände) till 0,3 meter.

A.1.1 Handräkning

Lyftkraften och luftmotståndet på en vinge kan beräknas med formlerna [13]:

$$L = 0,5C_L\rho V^2 A \quad D = 0,5C_D\rho V^2 A \quad (\text{A.1})$$

ρ är luftens densitet och V är vingens hastighet. A är vingens area och kan beräknas som vingens korda multiplicerat med vingbredden. C_L och C_D är lyft- och dragkraftskoefficienter som beror på vingprofil, attackvinkel och det så kallade Reynoldstalet. På hemsidan där de experimentellt uttagna kraftkoefficienterna hämtas [24] så finns de endast listade för några bestämda Reynoldstal. Reynoldstalet räknas ut med formeln

$$Re = \frac{cL}{\nu} \quad (\text{A.2})$$

c är kordan (0,3m) då Reynoldstalet bestäms för vingar och ν är den kinematiska viskositeten för luft ($1,33 \cdot 10^{-5} m^2/s$ vid $0^\circ C$). Hastigheten valdes till $12 m/s$ vilket ger ett Reynoldstal på $Re = 270000$. Koefficienttabellen för $Re = 200000$ valdes. Den skillnaden i Reynoldstal påverkar inte koefficienterna nämnbart då skillnaden mellan lyftkoefficienten för $Re = 200000$ och $Re = 500000$ endast är 2%. C_L och C_D utlästes då till 0,2322 och 0,01056. Lyftkraftkoefficienten avser oändligt långa vingar. För att anpassas till den aktuella vingen så multipliceras koefficienten med

$$\frac{1}{(1 + \frac{2}{AR})} \quad (\text{A.3})$$

där AR (Aspect Ratio) är förhållandet mellan vingens bredd och korda. Den faktiska lyftkraftkoefficienten som erhålls (med $AR = \frac{0,3}{1,2} = 4$) blir då,

$$C_L = \frac{1}{1 + \frac{2}{4}} 0,2322 = 0,1548 \quad (\text{A.4})$$

A.1.2 Simulering i ANSYS

För simuleringen i ANSYS Fluent gjordes en CAD-modell av vingen utskuren ur ett block. Simuleringen gjordes sedan på blocket. Enligt ANSYS Fluent blev lyftkraftkoefficienten $C_L = 0,1537$ och dragkraftskoefficienten $C_D = 0,00959$.

A.1.3 Jämförelse av handräkning och simulering

Simuleringen anses pålitlig då lyftkraftskoefficienten knappt skiljer sig mellan de två fallen, se tabell A.1. Dragmotståndskoefficienten skiljer sig med mer än 9% men det anses vara inom felmarginalen. En bidragande faktor kan vara att simuleringen antogs vara helt laminär men luftflödet lär vara turbulent på vissa sektioner på vingen, vilket skulle kunna höja motståndet.

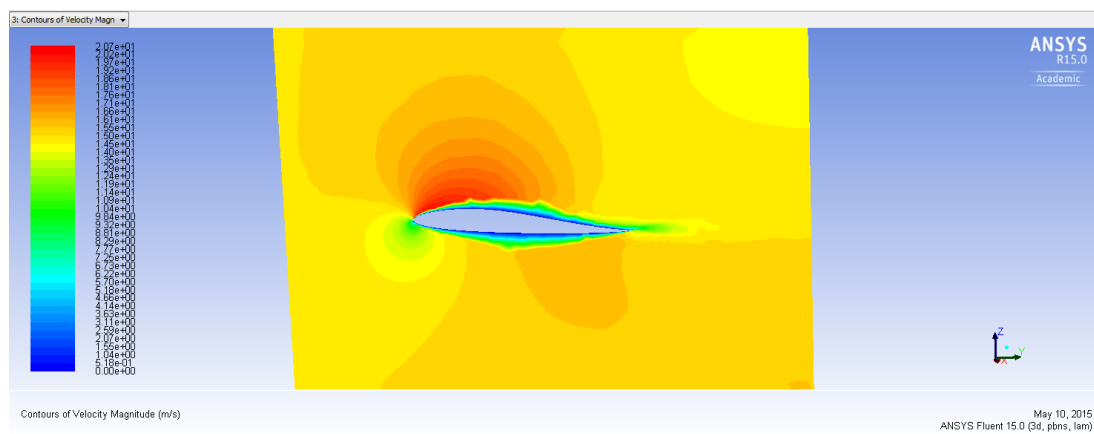
Tabell A.1: Jämförelse mellan handräkningar och simuleringar

	Handräkning	Simulering	Procentuell skillnad
C_L	0,1548	0,1537	0,7
C_D	0,01056	0,00959	9,2

A.2 Simulering av prototypens lyftkraft och dragmotstånd

Den valda vingprofilen är E186 med en korda på 0,5 m och ett vingspann på 1,7 m. Dess lyftkoefficient är 0,62 vid den valda anfallsvinkeln 5° (för en oändligt lång vinge). Med hänsyn till vingens AR blir den 0,39. Vid den antagna marschhastigheten 15 m/s blir lyftkraften enligt formel (A.1) 44,8 N.

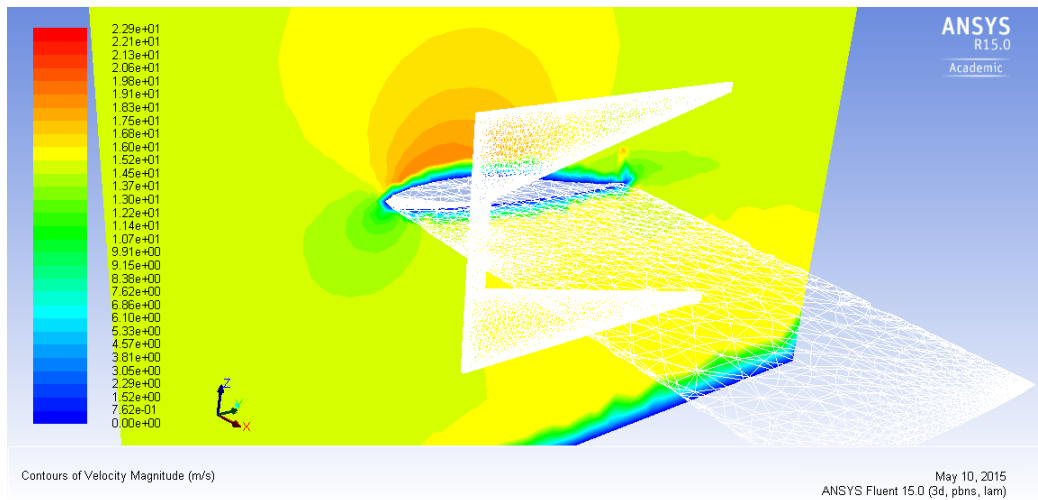
När vingen simulerades i ANSYS Fluent erhöles lyftkraften 35,65 N. Felet antas bero på att vingen är mer komplicerad än den tidigare testade NACA-profilen då den har så kallad reflex. Dessutom gjordes simuleringen för laminärt flöde trots att turbulens antagligen uppstår eftersom Reynoldstalet (A.2) överstiger 500000 [25] Dragmotståndet uppgick till 1,42 N.



Figur A.1: Simulering av vingprofilen E186 i ANSYS Fluent.

När en förenklad modell av hela prototypen simulerades erhöles lyftkraften 33,8 N. Dess lägre värde jämfört med ensamma vingen antas bero på ramens delar som sticker ut från

vingen och därmed påverkar luftflödet. Dragmotståndet uppgick till 2,80 N, nästan dubbelt så stort som för vingen. Dock är dragmotståndet bara en liten del av den maximala kraften motorerna kan ge och marschhastigheten 15 m/s antas därför vara möjlig att uppnå.



Figur A.2: Simulering av en förenklad prototyp i ANSYS Fluent.

B

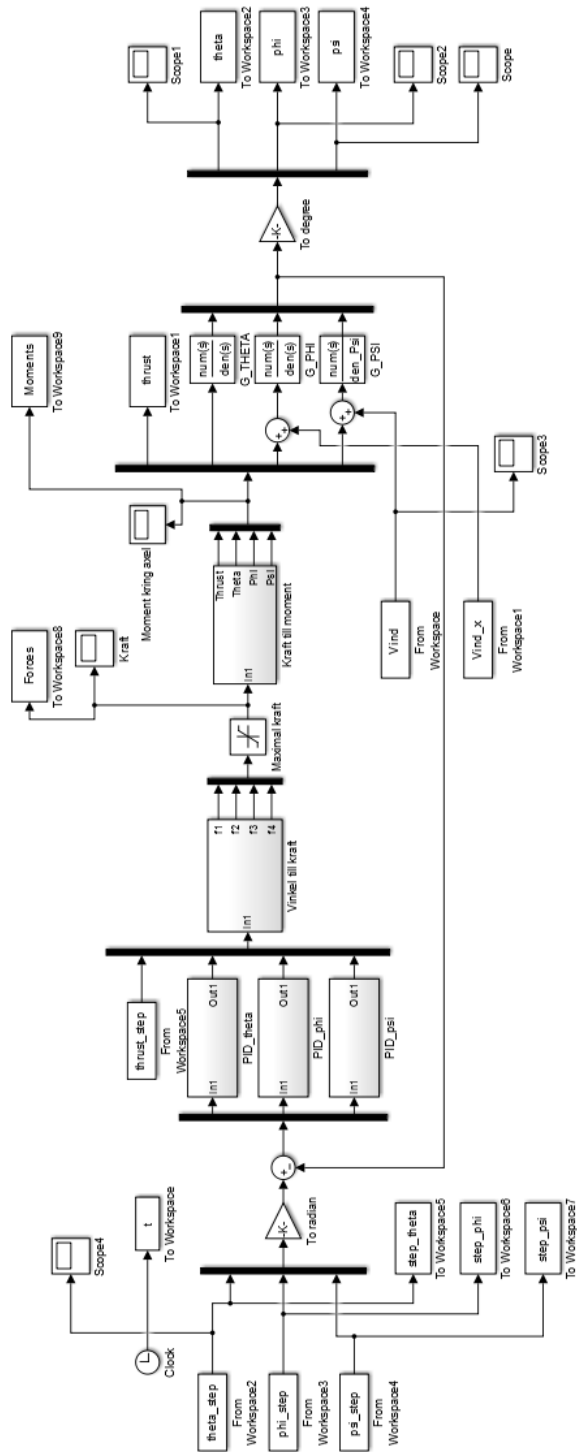
Komponentlista

Typ	Antal	Pris (SEK)	Modell	Återförsäljare
Motorer	4	776	AX-2810Q-750KV brushless	Hobbyking
Quadcopterram	1	142	X525 V3 Glass fiber quadcopter frame 600mm	Hobbyking
Fartreglage	4	521	Turnigy Plush 30A Speed controller	Hobbyking
Flight controller	1	446	Multiwii and Megapirate AIO (Atmega 2560)V2.0	Hobbyking
Sändare och mottagare	1	595	Sändarpaket 6-kanals FM 2,4 GHz	Radiostyrda modeller
Propellrar	1	28	9047SF CW (4-pack)	Hobbyking
Propellrar	1	28	9047SF CCW (4-pack)	Hobbyking
Propellrar	2	161	Quantum 1340 Carbon Fiber CW and CCW (1 pair)	Hobbyking
Propellrar	1	199	CW+CCW 13x4	RCflight
Programmeringskort	1	65	Turnigy Besc programming card	Hobbyking
Kontaktdon	1	47	3.5mm 3 wire Bullet connector (5-pack)	Hobbyking
Batteri	1	165	Turnigy Nano-tech 1300 mAh 4S 45-90C	Hobbyking
Batteri	1	374	Turnigy 5000 mAh 4S 25C	Hobbyking
Bluetoothenhet	1	71	Multiwii MWC FC Bluetooth module programmer	Hobbyking
Kolfiberstänger	8	183	Carbon fiber Round tube 250x12x10	Hobbyking
Fibertejp	2	68	Fiber tape 24.5mm x 50m	Hobbyking
Servon	2	45	Turnigy TG9e 9g /1.5 kg/0.1sec	Hobbyking
Frakt från Radiostyrda modeller		49		
Frakt från Hobbyking 1		128		
Frakt från Hobbyking 2		172		
Frakt från RCflight		49		
Totalt		4312		

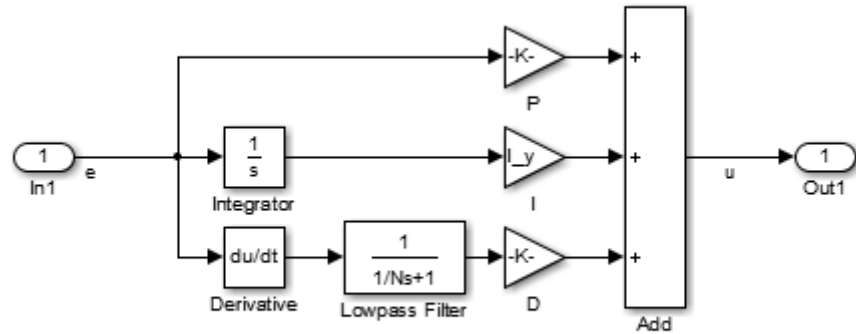
C

Simulink-modell

C.1 Vinkelreglering



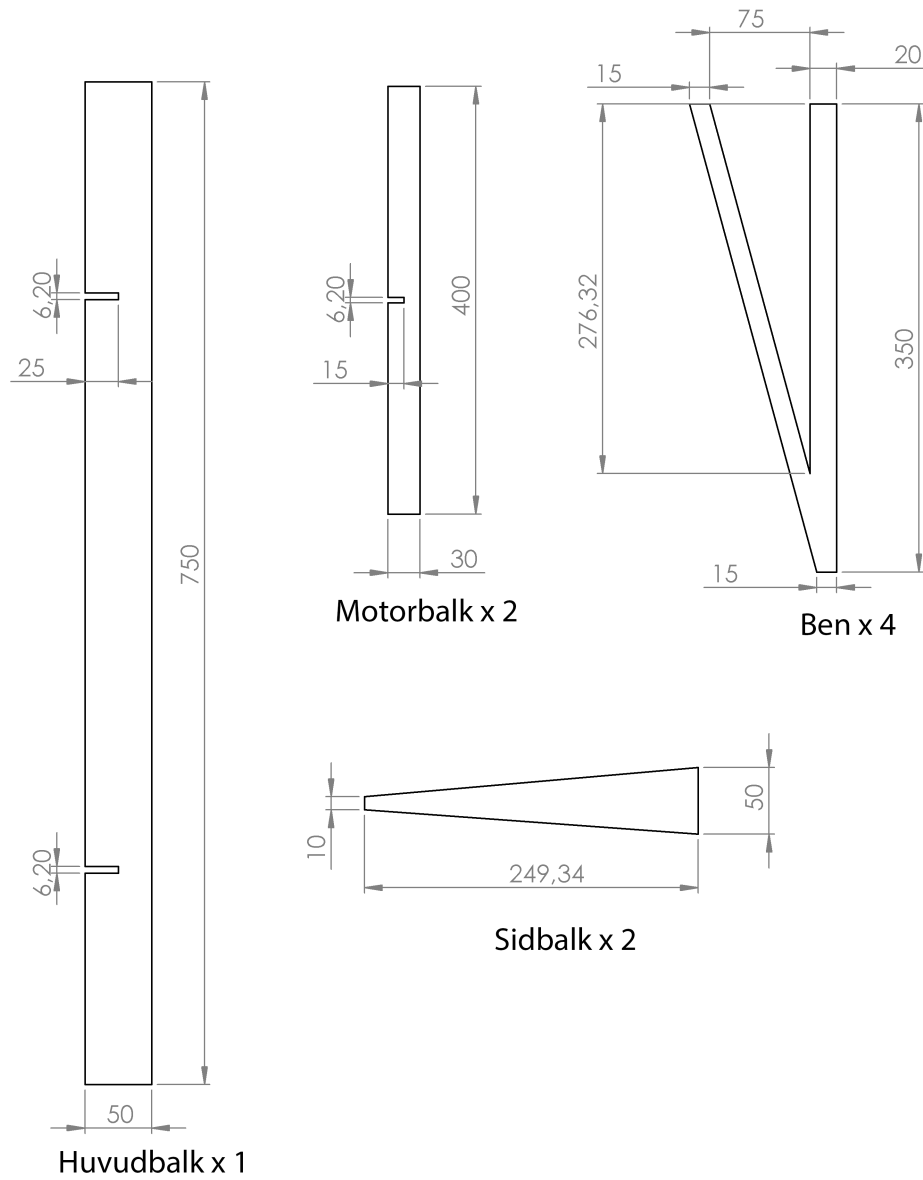
C.2 Subsystem, PID-regulator



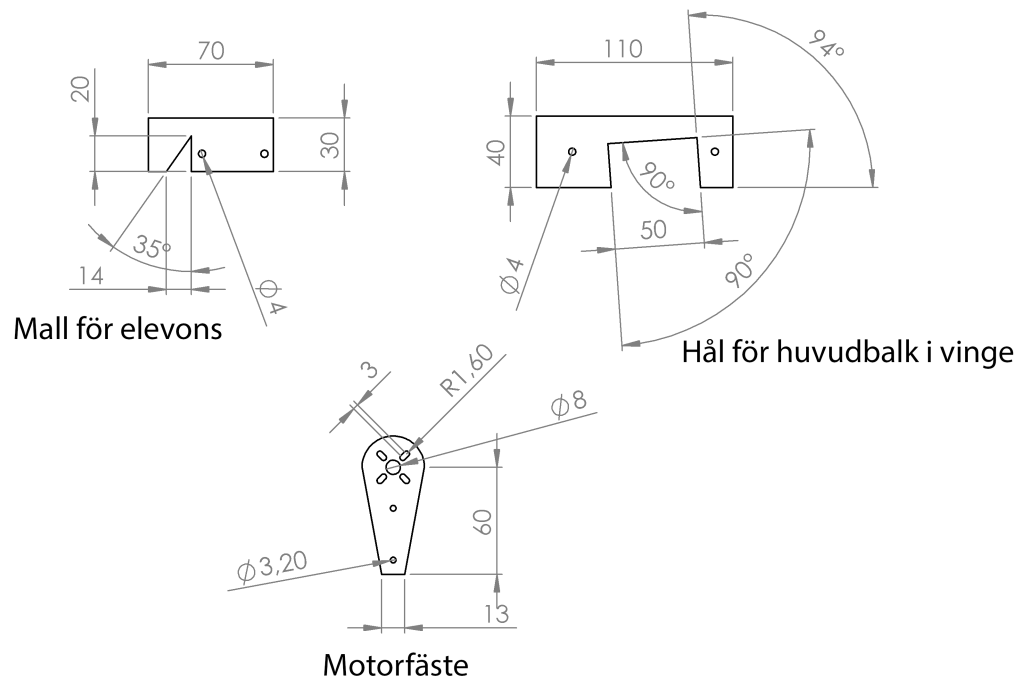
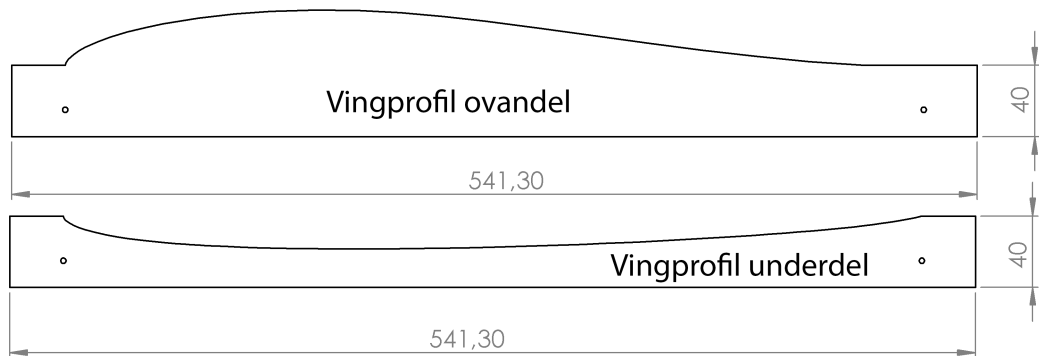
D

Ritningar

D.1 Ramdelar



D.2 Mallar



E

Kodmixer mellan hovrings- och flygläge

```
#elif defined(QUADWING)
/*****FLYING QUADWING*****/
    int16_t rc_Input[2];
    if (!f.PASSTHRU_MODE){ //Switch LOW
// Quad Mode, no servo control
        rc_Input[0] = axisPID[PITCH]*0; //PITCHRATE;
        rc_Input[1] = axisPID[YAW] *0; //ROLLRATE;
        motor[0] = PIDMIX(-1,+1,-1); //REAR_R
        motor[1] = PIDMIX(-1,-1,+1); //FRONT_R
        motor[2] = PIDMIX(+1,+1,+1); //REAR_L
        motor[3] = PIDMIX(+1,-1,-1); //FRONT_L
    }else{ //Switch HIGH
// Plane Mode, only RC controll on motors & servos
        rc_Input[0] = rcCommand[PITCH]*PITCHRATE;
        rc_Input[1] = rcCommand[ROLL] *ROLLRATE;
        for (i=0; i<4; i++){
            motor[i] = rcCommand[THROTTLE];
        }

        for (i=3; i<5; i++) {
            if(i == 3){
                servo[i] = -(SERVODIR(i,1) * rc_Input[0]) - (SERVODIR(i,2) *
                    rc_Input[1]);
            }else{
                servo[i] = (SERVODIR(i,1) * rc_Input[0]) - (SERVODIR(i,2) *
                    rc_Input[1]);
            }
            servo[i] = (int32_t) servo[i]*(servo[i]>=0 ? conf.servoConf[i].max-
                conf.servoConf[i].middle:conf.servoConf[i].middle-conf.servoConf[
                    i].min)/500;
            servo[i] += get_middle(i);
        }
    }
```

För fullständig kod till flygregulatorn, se <https://github.com/Philip/QuadWing>.

F

Mikroprocessor



Atmel ATmega640/V-1280/V-1281/V-2560/V-2561/V

8-bit Atmel Microcontroller with 16/32/64KB In-System Programmable Flash

SUMMARY

Features

- High Performance, Low Power Atmel® AVR® 8-Bit Microcontroller
- Advanced RISC Architecture
 - 135 Powerful Instructions – Most Single Clock Cycle Execution
 - 32 x 8 General Purpose Working Registers
 - Fully Static Operation
 - Up to 16 MIPS Throughput at 16MHz
 - On-Chip 2-cycle Multiplier
- High Endurance Non-volatile Memory Segments
 - 64K/128K/256KBytes of In-System Self-Programmable Flash
 - 4Kbytes EEPROM
 - 8Kbytes Internal SRAM
 - Write/Erase Cycles:10,000 Flash/100,000 EEPROM
 - Data retention: 20 years at 85°C/ 100 years at 25°C
 - Optional Boot Code Section with Independent Lock Bits
 - In-System Programming by On-chip Boot Program
 - True Read-While-Write Operation
 - Programming Lock for Software Security
- Atmel® QTouch® library support
 - Capacitive touch buttons, sliders and wheels
 - QTouch and QMatrix acquisition
 - Up to 64 sense channels
- JTAG (IEEE® std. 1149.1 compliant) Interface
 - Boundary-scan Capabilities According to the JTAG Standard
 - Extensive On-chip Debug Support
 - Programming of Flash, EEPROM, Fuses, and Lock Bits through the JTAG Interface
- Peripheral Features
 - Two 8-bit Timer/Counters with Separate Prescaler and Compare Mode
 - Four 16-bit Timer/Counter with Separate Prescaler, Compare- and Capture Mode
 - Real Time Counter with Separate Oscillator
 - Four 8-bit PWM Channels
 - Six/Twelve PWM Channels with Programmable Resolution from 2 to 16 Bits (ATmega1281/2561, ATmega640/1280/2560)
 - Output Compare Modulator
 - 8/16-channel, 10-bit ADC (ATmega1281/2561, ATmega640/1280/2560)
 - Two/Four Programmable Serial USART (ATmega1281/2561, ATmega640/1280/2560)
 - Master/Slave SPI Serial Interface
 - Byte Oriented 2-wire Serial Interface
 - Programmable Watchdog Timer with Separate On-chip Oscillator
 - On-chip Analog Comparator
 - Interrupt and Wake-up on Pin Change
- Special Microcontroller Features
 - Power-on Reset and Programmable Brown-out Detection
 - Internal Calibrated Oscillator
 - External and Internal Interrupt Sources
 - Six Sleep Modes: Idle, ADC Noise Reduction, Power-save, Power-down, Standby, and Extended Standby
- I/O and Packages
 - 54/86 Programmable I/O Lines (ATmega1281/2561, ATmega640/1280/2560)
 - 64-pad QFN/MLF, 64-lead TQFP (ATmega1281/2561)
 - 100-lead TQFP, 100-ball CBGA (ATmega640/1280/2560)
 - RoHS/Fully Green
- Temperature Range:
 - -40°C to 85°C Industrial
- Ultra-Low Power Consumption
 - Active Mode: 1MHz, 1.8V: 500µA
 - Power-down Mode: 0.1µA at 1.8V
- Speed Grade:
 - ATmega640V/ATmega1280V/ATmega1281V:
 - 0 - 4MHz @ 1.8V - 5.5V, 0 - 8MHz @ 2.7V - 5.5V
 - ATmega2560V/ATmega2561V:
 - 0 - 2MHz @ 1.8V - 5.5V, 0 - 8MHz @ 2.7V - 5.5V
 - ATmega640/ATmega1280/ATmega1281:
 - 0 - 8MHz @ 2.7V - 5.5V, 0 - 16MHz @ 4.5V - 5.5V
 - ATmega2560/ATmega2561:
 - 0 - 16MHz @ 4.5V - 5.5V

G

Datablad för motorer

Prop Test Data

Motor	Volts	Prop	Amps A	Watts W	Thrust Gr	RPM	Efficiency Gr/W
AX-2810Q 750KV	15	RC-Timer CF10*5,0	2	30	223		7,43
			3,4	51	345		6,76
			5,5	82,5	488		5,92
			7,5	112,5	610		5,42
			8,6	129	670		5,19
			12,5	187,5	860		4,59



Motor	Volts	Prop	Amps A	Watts W	Thrust Gr	RPM	Efficiency Gr/W
AX-2810Q 750KV	15	RC-Timer CF11*5,0	1,6	24	206		8,58
			2,4	36	288		8,00
			4,8	72	484		6,72
			5,8	87	560		6,44
			8	120	711		5,93
			14,8	222	930		4,19



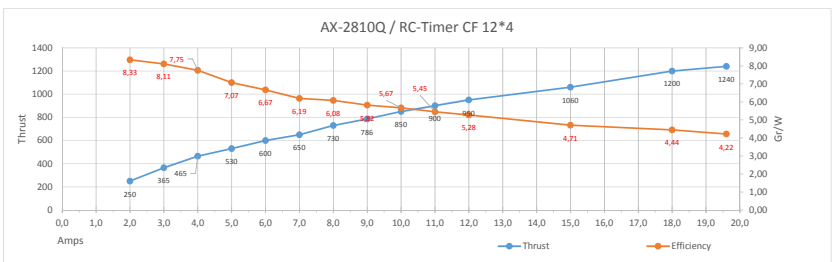
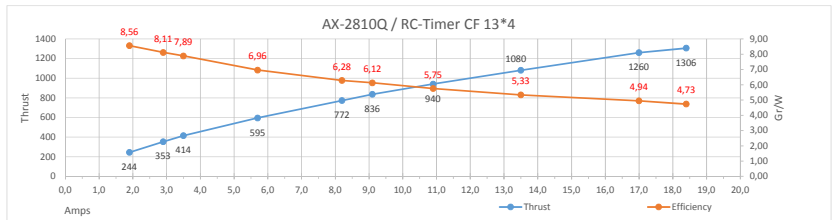
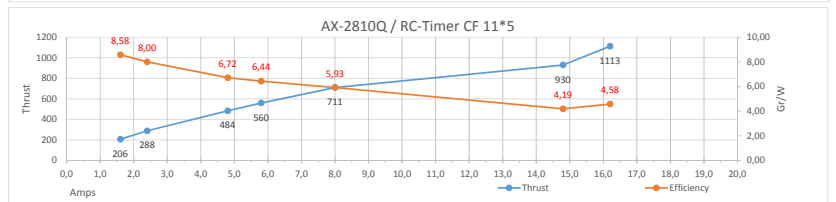
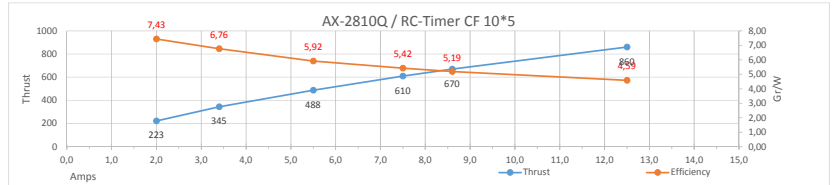
Motor	Volts	Prop	Amps A	Watts W	Thrust Gr	RPM	Efficiency Gr/W
AX-2810Q 750KV	15	RC-Timer CF13*4,0	1,9	28,5	244		8,56
			2,9	43,5	353		8,11
			3,5	52,5	414		7,89
			5,7	85,5	595		6,96
			8,2	123	772		6,28
			9,1	136,5	836		6,12
			10,9	163,5	940		5,75
			13,5	202,5	1080		5,33
			17	255	1260		4,94
			18,4	276	1306		4,73



Motor	Volts	Prop	Amps A	Watts W	Thrust Gr	RPM	Efficiency Gr/W
AX-2810Q 750KV	15	RC-Timer CF12*4,0	2	30	250		8,33
			3	45	365		8,11
			4	60	465		7,75
			5	75	530		7,07
			6	90	600		6,67
			7	105	650		6,19
			8	120	730		6,08
			9	135	786		5,82
			10	150	850		5,67
			11	165	900		5,45
			12	180	950		5,28
			15	225	1060		4,71
			18	270	1200		4,44
			19,6	294	1240		4,22



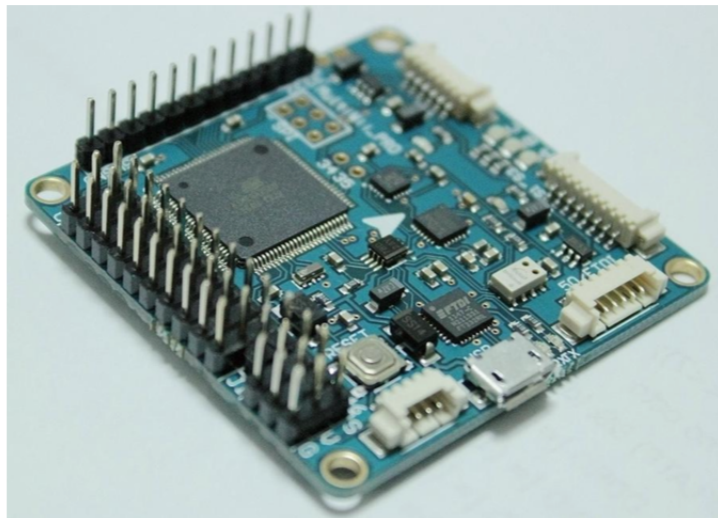
AX-2810Q 750KV



H

MultiWii och GUI

Multiwii_Pro/ MegaPirate FlightController With MS5611



Features:

- Supported MegaPirateNG and MultiWii firmware
- Up to 8-axis motor output
- 8 input channels for standard receiver
- 4 serial ports for debug/Bluetooth Module/OSD/GPS/telemetry
- 2 servos output for PITCH and ROLL gimbal system
- A servos output to trigger a camera button
- 6 Analog output for extend device
- A I2C port for extend sensor or device
- Separate 3.3V and 5V LDO voltage regulator
- ATMega 2560 Microcontroller
- MPU6050 6 axis gyro/accel with Motion Processing Unit
- HMC5883L 3-axis digital magnetometer
- MS5611-01BA01 high precision altimeter (10cm)
- FT232RQ USB-UART chip and Micro USB receptacle
- On board logic level converter
- Match the standard of RoHS



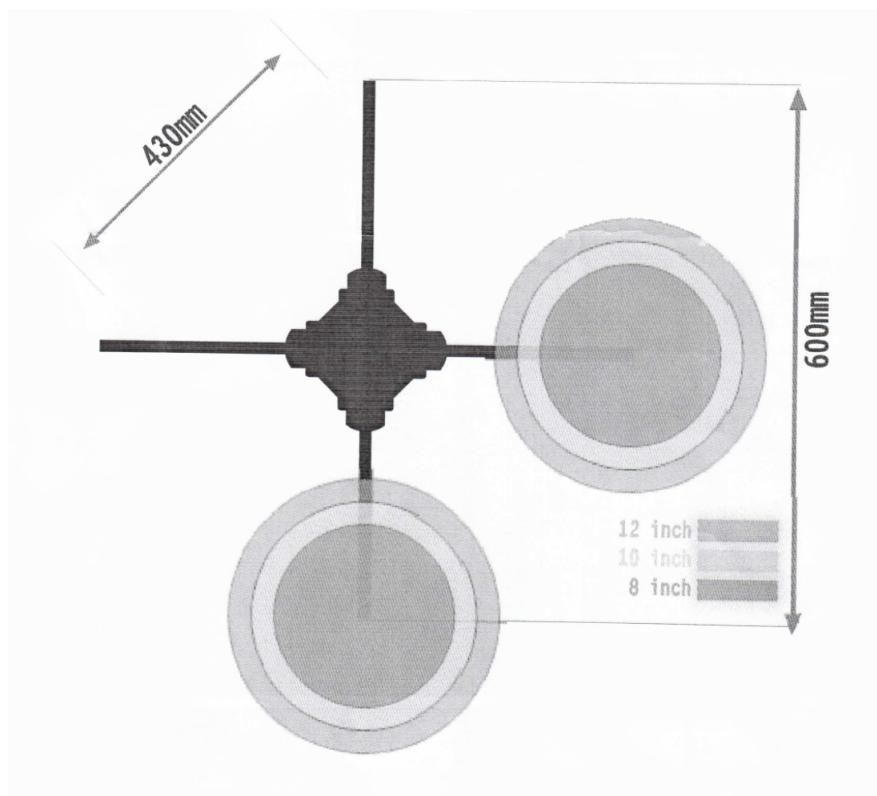
Figur H.1: GUI för mjukvaran MultiWii.

I

Quadcopterram

Quadcopter - X525

User manual for assembly



J

Trådkärare

Trådkäraren består av en träram och en fjäderuppspänd kanthaltråd vilken är kopplad till ett spänningsaggregat. Kanthaltråden spännsätts med 15 V och 3 A vilket värmer tråden som då används för att skära genom cellplasten.

