



Utveckling av simuleringsprogram för Quadcopter-drönare

Kandidatarbete på avdelningen Strömningslära, Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper

Jesper Hellsberg Samuel Holgersson Henrik Larsson Jonatan Odengård Utveckling av simuleringsprogam för Quadcopter-drönare

JESPER HELLSBERG, SAMUEL HOLGERSSON, HENRIK LARSSON, JONATAN ODENGÅRD

© Jesper Hellsberg, 2018
© Samuel Holgersson, 2018
© Henrik Larsson, 2018
© Jonatan Odengård, 2018.

Handledare: Dr. Huadong Yao, Mekanik och maritima vetenskaper Examinator: Prof. Lars Davidson, Mekanik och maritima vetenskaper

Kandidatarbete 2018:NN Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper Avdelningen Strömningslära Chalmers tekniska högskola SE-412 96 Göteborg Telefon +46 31 772 1000

Omslag: Den animerade drönaren i simuleringsprogrammet.

Utveckling av simuleringsprorgam för Quadcopter-drönare Jesper Hellsberg, Samuel Holgersson, Henrik Larsson, Jonatan Odengård Department of Mechanics and Maritime Sciences Chalmers University of Technology

Abstract

Today the Unmanned Aerial Vehicle (UAV), or commonly known as the drone, has been of great use in civil appliances, such as research and disaster relief. One of the most common types of UAV in civil use is the quadcopter, and an important part of the technology is the controllers that stabilize and control the drone. In the development of these controllers computer simulations are an important tool, saving both time and resources.

This project has developed a simulation program that can be used to test controllers for quadcopters, in order to save more time and resources in other projects. The simulation program can be used as a tool to decide parameters for PID controllers, and other controller types can also be implemented and tested. The program is based on simple models of the quadcopter mechanics and aerodynamics, and is structured so that the user can expand and modify these models.

The simulations from the program have not been compared to data from real tests, so it is not known how well they correspond to reality. Controllers developed with use of the program should therefore be tested in a real UAV before they are used in reality.

The future work is recommended to first compare simulations to real test situations, in order to determine how well the program represents reality. Concerning further development of the program, models of the motor dynamics should be added. The aerodynamic models should also be developed further.

Please observe that this thesis is written in Swedish.

Keywords: quadcopter, quadrotor, UAV, simulation, modelling, aerodynamics, system control, PID.

Utveckling av simuleringsprorgam för Quadcopter-drönare Jesper Hellsberg, Samuel Holgersson, Henrik Larsson, Jonatan Odengård Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper Chalmers tekniska högskola

Sammandrag

Drönare har idag kommit till allt större nytta i civila sammanhang, till exempel forskning och katastrofhjälp. En av de vanligaste typerna av drönare i civilt bruk är quadcoptern, och en viktig del i tekniken de regulatorer som stabiliserar och styr drönaren. Vid utvecklingen av dessa regulatorer är simuleringar på dator till stor hjälp, för att spara tid och resurser.

Detta projekt har utvecklat ett simuleringsprogram som kan användas för att testa regulatorer för quadcopters, så att ytterligare tid och resurser kan sparas i andra projekt. Simuleringsprogrammet kan användas som hjälp till att parametrisera PID-regulatorer, och andra regulatorer kan också testas om de först implementeras. Programmet innehåller enkla modeller av quadcopterns mekanik och aerodynamik, och är uppbyggt så att användaren ska kunna utöka och förfina dessa modeller.

Simuleringarna från programmet har inte kunnat jämföras med verklig testdata, så det är inte känt hur väl de överensstämmer med verkligheten. Därför bör regulatorer utvecklade med hjälp av programmet testas i verkligheten innan de tas i bruk på riktigt.

I det framtida arbetet med simuleringsprogrammet rekommenderas först att jämföra simuleringsfall med verkliga körfall, för att avgöra hur väl programmet representerar verkligheten. Vad gäller vidareutveckling av programmet bör främst modeller för motordynamik läggas till. De aerodynamiska modellerna bör också utvecklas vidare.

Nyckelord: quadcopter, quadrotor, drönare, simulering, modellering, aerodynamik, reglerteknik, PID.

Förord

Denna rapport är resultatet av ett kandidatarbete som utförts under våren 2018 på avdelningen Strömningslära på Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper, Chalmers. Studenterna som deltog i detta arbete kommer från grundutbildningarna på civilingenjörsprogrammen Datateknik, Kemiteknik, Kemiteknik med fysik, och Maskinteknik. Det som fick dessa studenter, från vitt skilda program, att komma samman för detta projekt var intresset för aerodynamik, reglerteknik och drönarteknologi.

Författarna till denna rapport vill tacka Chalmers tekniska högskola och avdelningen Strömningslära för de resurser som använts i arbetet med detta projekt. Detta tack riktas även till Chalmers bibliotek och Avdelningen för fackspråk och kommunikation på Göteborgs universitet.

Författarna vill särskilt tacka handledaren till detta projekt, doktor Huadong Yao från avdelningen Strömningslära.

Ett stort tack riktas också till Anders Forslund, forskare på Avdelningen för Produktutveckling på Industri- och Materialvetenskap för en hjälpsam introduktion till ämnet, professor Anders Boström för hjälp med frågor rörande mekanik och tröghetstensorer, och Jakub Górski för hjälp med Pixhawk Support Package.

Jesper, Samuel, Henrik, Jonatan, Göteborg, Maj 2018

Innehåll

Fi	gure	r 2	κi				
Ta	Tabeller xii						
1	Inle 1.1 1.2 1.3 1.4	edning Syfte	1 2 2 2 3				
2	Mod	dellering av drönaren	5				
	2.1	Drönarens mekanik	5				
		2.1.1 Koordinatsystem	5				
		2.1.2 Växla mellan koordinatsystem	6				
		2.1.2.1 Rotation 1: yaw	7				
		2.1.2.2 Rotation 2: pitch	8				
		2.1.2.3 Rotation 3: roll	9				
		2.1.2.4 Rotation från farkostram till kroppsram	9				
		2.1.3 Kinematik	.0				
		2.1.4 Dynamik	.0				
		2.1.4.1 Linjär dynamik \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots 1	.1				
		2.1.4.2 Roterande dynamik $\ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots $.1				
		2.1.4.3 Krafter på kroppen	.2				
		2.1.4.4 Moment på kroppen \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots 1	.3				
		2.1.4.5 Tröghetsmoment \ldots \ldots \ldots \ldots 1	.3				
	2.2	Aerodynamik	.4				
		2.2.1 Luftmotstånd	.5				
		2.2.2 Propellerteori	.6				
	2.3	Sammanfattning av modelleringen	.8				
3	Reg	glering av drönaren 1	9				
	3.1	Reglerteknik	9				
	3.2	Reglersystemets processer och struktur	20				
		3.2.1 Propellervarvtal som styrsignaler	20				
	3.3	Val av regulatortyp	22				
	3.4	Design av regulatorer	23				
		3.4.1 Positionsreglering	24				

		3.4.2	Höjdreglering						
		3.4.3	Attitydreglering						
	3.5	Samm	anfattning av regleringen 29						
4	Sim	Simuleringsprogram 31							
	4.1	Att gö	ra ett simuleringsprogram						
	4.2	Uppby	ggnad och användning						
		4.2.1	Välj konstanter och parametrar						
		4.2.2	Välj simuleringsfall						
		4.2.3	Kör simuleringen						
		4.2.4	Utvärdera resultatet						
	4.3	Simule	eringar						
		4.3.1	Bestämma regulatorparametrar						
			4.3.1.1 Parametrar till attitydregulatorn						
			4.3.1.2 Parametrar till höjdregulatorn						
			4.3.1.3 Parametrar till positionsregulatorn						
			$4.3.1.4$ Störningar \ldots 41						
		4.3.2	Simulerade körfall						
		-	4.3.2.1 Spiralkörfall						
			4.3.2.2 Kubkörfall						
	4.4	Samm	anfattning \ldots \ldots \ldots \ldots 46						
-	D								
Э	5 1	Docigr	lga dronaren 47						
		I JESIUT							
	5.2	Ingåer	de komponenter 47						
	5.2	Ingåer 5 2 1	ade komponenter 47 Pixbawk Mini Elight Controller 48						
	5.2	Ingåer 5.2.1	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.4	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.6	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Sopenttester 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Motatteri 50 Sändare och mottagare 50 Sändare 50 Sändare 50 Sändare 50 Sönenttester 50 Mätutrustning 50						
	5.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50						
	5.3 5.4	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Implei	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Sindare ox styrsystem 50						
	5.3 5.4	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Mätresultat 50 Pixpark 50 Simulink PSP 52						
	5.2 5.3 5.4	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Mätultat 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Installation av Simulink 52 Dosign av system i Simulink 53						
	5.3 5.4	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Onenttester 50 Mätutrustning 50 Mätursultat 50 Justellation av Simulink PSP 52 Design av system i Simulink 53 Installation av reglorsystemet på drönaron 54						
	5.3 5.4	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Vorkli	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Onenttester 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Installation av Simulink PSP 52 Design av system i Simulink 53 Installation av reglersystemet på drönaren 54						
	5.3 5.4 5.5	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Verklij 5.5 1	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Onenttester 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Installation av Simulink PSP 52 Design av system i Simulink 53 Installation av reglersystemet på drönaren 54 Sammanfattning av drönerbygget 54						
	5.3 5.4 5.5	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Verklig 5.5.1	ade komponenter 47 Pixhawk Mini Flight Controller 48 Motorer 49 Propellrar 49 Fartreglage 49 Batteri 50 Power Distribution Board 50 Sändare och mottagare 50 Flygram 50 Onenttester 50 Mätutrustning 50 Mätresultat 50 Installation av Simulink PSP 52 Design av system i Simulink 53 Installation av reglersystemet på drönaren 54 Sammanfattning av drönarbygget 54						
6	5.3 5.4 5.5 Sam	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Verklig 5.5.1	ade komponenter47Pixhawk Mini Flight Controller48Motorer49Propellrar49Fartreglage49Batteri50Power Distribution Board50Sändare och mottagare50Flygram50Mätutrustning50Mätutrustning50Mätresultat51nentering av styrsystem52Installation av Simulink53Installation av reglersystemet på drönaren54gt test54Sammanfattning av drönarbygget54Sammanfattning av drönarbygget54						
6	5.3 5.4 5.5 Sam 6.1	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Verklig 5.5.1	ade komponenter47Pixhawk Mini Flight Controller48Motorer49Propellrar49Fartreglage49Batteri50Power Distribution Board50Sändare och mottagare50Flygram50Mätutrustning50Mättersultat50Mätresultat51nentering av styrsystem52Installation av Simulink53Installation av reglersystemet på drönaren54gt test54Sammanfattning av drönarbygget57						
6	5.3 5.4 5.5 Sam 6.1 6.2	Ingåer 5.2.1 5.2.2 5.2.3 5.2.4 5.2.5 5.2.6 5.2.7 5.2.8 Komp 5.3.1 5.3.2 Impler 5.4.1 5.4.2 5.4.3 Verklig 5.5.1	ade komponenter47Pixhawk Mini Flight Controller48Motorer49Propellrar49Fartreglage49Batteri50Power Distribution Board50Sändare och mottagare50Flygram50onenttester50Mätutrustning50Mätresultat50Installation av simulink PSP52Design av system i Simulink53Installation av reglersystemet på drönaren54gt test54sammanfattning av drönarbygget57sion57sion57						

 6.2.1.1 Simuleringsprogrammets giltighet	58 58 58 58
6.2.2. Modellföronklingernes påvorken på simuleringsprogrammets	09
 6.2.2 Modemorenkingarnas paverkan på sinuleringsprogrammets giltighet	59 60 61 61 61
 7 Slutsatser och framtida arbete 7.1 Slutsatser	63 63 63
Bibliography	65
A Appendix A A.1 Beräkning av drönarens tröghetstensor	I I
B Appendix B	III
C Appendix C C.1 Stegsvar	V V VII VII
U.2.2 Kubkortall	/ 11

Figurer

2.1	Inertialramen F_i och kroppsramen F_k	6
2.2	Första rotationen: yaw (ψ). Farkostramens axlar har index f ; inter-	
	mediärramens axlar har index $i1$	8
2.3	Andra rotationen: pitch (θ) . Axlarna har index <i>i</i> 1 och <i>i</i> 2 för interme-	
	diärram 1 och 2 respektive	8
2.4	Tredje rotationen: roll (ϕ). Intermediärramens axlar har index <i>i</i> 2;	
	kroppsramens axlar har index k	9
2.5	De viktigaste krafterna som verkar på drönaren.	12
2.6	De moment som verkar på drönaren. Notera riktningarna på propel-	
	lerarnas vridmoment Q_n	13
2.7	Krafter och vinklar relativt kordalinjen hos vingprofilen i en propellers	
	tvärsnitt	16
3.1	Blockschema över drönarens reglersystem. Regulatorerna är märkta	
	med PIDöch PD". Blocket M_{U}^{RPM} är omvandligen från styrsignalerna	
	till varvtal, och blocket $M^{\dot{\theta}}_{\omega}$ är omvandlingen från vinkelhastighet till	
	attitydförändring.	21
3.2	Exempel på stegsvar för ett reglersystem. Systemets stigtid (eng. rise	
	time), översläng (eng. overshoot) och insvängningstid (eng. settling	
	time) är utmarkerade.	24
4 1		00
4.1	Preliminart flodesschema over simuleringsprogrammet.	32
4.2	Stegsvar for roll (ϕ) for polplaceringen $r_1 = r_2 = -1$, $r_3 = -2$	36
4.3	Stegsvar for roll (ϕ) for polplaceringen $r_1 = r_2 = -5$, $r_3 = -6$	37
4.4	Stegsvar for hojdreglering med polplaceringen $r_1 = -1$, $r_2 = r_3 = -2$.	38
4.5	Stegsvar for hojdreglering med polplaceringen $r_1 = -3$, $r_2 = -4$, $r_3 = -5$	20
1 C	$-5. \ldots \ldots$	38
4.0	Stegsvar for positionsregiering med polplaceringen $r_1 = -1, r_2 = -2$.	39
4.1	Stegsvar for positionsregiering med polplaceringen $r_1 = -6, r_2 = -8.$	40
4.8	Stegsvar for positionsreglering med polplaceringen $r_1 = -4$, $r_2 = -5$.	40
4.9	Stegsvar i x-led med vindstorning i samma riktning	41
4.10	Stegsvar i x-led med storningar i vinkelnastighet.	42
4.11	Bana och referensrutt for spiralkorfallet.	43
4.12	Attityd och referensattityd for spiralkorfallet.	44
4.13	Bana och referensrutt for kubkorfallet.	45
4.14	Attitud och referensattitud for kubkorfallet.	46

5.1	Drönaren: 1 - flygdator, 2 - batteri, 3 - power distribution board, 4 -
	fartreglage, 5 - motor, 6 - propeller, 7 - mottagare, 8 - gps-modul 48
5.2	Mätning med Thrust Stand
5.3	Mätdata: dragkraft för en propeller i förhållande till varvtalet 51
5.4	Simulinkblock i PSP-biblioteket
5.5	Exempel på simulinkprojekt. Programmet installeras på en usb-ansluten
	Pixhawk genom att trycka på den utmarkerade build-knappen 54
C.1	Stegsvar i x-led med hastighetsstörningar V
C.2	Stegsvar i x-led med attitydstörningar
C.3	Position och referensposition för spiralkörfallet.
C.4	Position och referensposition för spiralkörfallet.
C.5	Motorvarvtalen för spiralkörfallet
C.6	Position och referensposition för kubkörfallet.
C.7	Motorvarvtalen för kubkörfallet

Tabeller

4.1	Regulatorparametrar till attitydregleringen.	37
5.1	Komponentlista till drönaren. * används ej i den aktuella versionen av drönaren ** ej budgeterade delar som erhållits på annat sätt	48
5.2	Komponenternas massor och dimensioner. Centermodulen förkortas	50
	har med CM.	52
5.3	Program och versioner	53
B.1	Komponenternas massor och dimensioner. Centermodulen är den elekt- ronik och utrustning drönaren bär, till exempel batteri och microda-	
	tor, och förkortas här med CM.	III

1 Inledning

En quadcopter är en vanlig typ av drönare, och har fått sitt namn eftersom den flyger med hjälp av fyra horisontella propellrar. Drönare är det vardagliga namnet för Obemannade luftfarkoster (eng. Unmanned Aerial Vehicles, UAV), och är flygfarkoster utan pilot ombord. Istället styrs de av en operatör från marken, eller autonomt av styrsystem [8, s. 1].

Ursprungligen utvecklades teknologin för militära ändamål, där den fortfarande har utbredd användning, men har på senare tid fått större spridning bland civila tillämpningar. Bland de civila användningsområdena finns flygfoto för kartläggning, geologiska och arkeologiska undersökningar; forskning och miljöövervakning som datainsamling på svårnådda eller farliga platser, meteorologiska mätningar och övervakning av miljöföroreningar; säkerhetsrelaterad användning som katastrofhjälp och räddningsinsatser; logistik och transport; med mera [8, s. 7].

En stor fördel med drönare är att de kan vara mindre och bära relativt mer last eftersom de inte behöver byggas för att bära en besättning. Detta gör också att de kan flyga på uppdrag i farliga miljöer där pilotens liv kan riskeras, och i många fall är det billigare att ersätta en mindre drönare istället för till exempel en större helikopter. Storleken medför också mindre driftskostnader och möjlighet att ersätta motorer som drivs med fossila bränslen med elektriska motorer [11, s. 3].

För att kunna utföra dessa uppdrag är drönarens stabilitet och styrning viktig. Här spelar drönarens konstruktion en stor roll eftersom den direkt påverkar drönarens mekanik och aerodynamik, vilket i sin tur påverkar stabilitetsegenskaperna. Quadcopterns uppbyggnad är i detta avseende fördelaktig konstruktion på grund av de fyra propellrarna som är symmetriskt placerade i ett kors, vilket förenklar skapandet av kraft och moment på drönarkroppen, liksom dess tröghetskrafter [8, s. 14].

En annan aspekt som är avgörande för möjligheterna att stabilisera och styra drönaren är hur den regleras, eftersom det är styrsystemets regulatorer som helt eller delvis övertar pilotens ansvar genom att med sensorer uppmäta det momentana tillståndet och justera motorernas styrsignaler för att nå ett önskat, stabilt tillstånd. För att försäkra sig om att regulatorerna fungerar och faktiskt stabiliserar drönaren behöver systemet testas, och för att minimera mängden kraschade drönare görs oftast dessa tester i form av simuleringar på dator.

Om det redan finns ett färdigt simuleringsprogram, som andra utvecklingsprojekt

kan använda för att testa nya konstruktioner och regulatorer eller regulatorparametrar kan utvecklingstiden och de resurser som krävs för att utveckla nya drönare förhoppningsvis minskas. I förlängningen hoppas detta leda till ett nytt steg framåt i teknologin, till billigare och mer lättillgängliga drönare, och fler nyttiga, civila tillämpningar.

Denna rapport kommer behandla utvecklingen av ett sådant simuleringsprogram, för drönare av typen quadcopter, och fortsättningvis är det quadcoptern som avses med benämningen drönare.

1.1 Syfte

Projektets syfte är att utveckla ett grundläggande ramverk till ett simuleringsprogram för drönare, där enklare körfall kan testas för att utvärdera tidiga drönarkoncept och regulatordesigner. Ramverket är en programstruktur bestående av modeller som beskriver drönarens mekanik och aerodynamik samt regulatorer för att stabilisera och styra drönaren. Kommande användare ska kunna vidareutveckla programmet genom att förfina modellerna och regulatorerna, samt utöka det med ny funktionalitet.

1.2 Problemformulering

För att uppnå syftet måste ett antal delproblem lösas. Först tas modeller fram för att beskriva drönarens mekanik och aerodynamik. Sedan ställs drönarens reglersystem upp: ingående delsystem identifieras och struktureras i ett blockschema. Efter det väljs regulatortyper och regulatorerna som väljs designas. Utifrån reglersystemets blockschema görs en algoritm till ramverket, varefter modellerna och regulatorerna som utvecklats implementeras i simuleringsprogrammet.

För att utvärdera simuleringsprogrammet utförs tester på en verklig drönare, vilka sedan jämförs med simuleringsresultat. För detta byggs eller köps en drönare in. Utifrån utvärderingen kan förbättringsområden i simuleringsprogrammet rekommenderas.

1.3 Avgränsingar

Projektet behandlar enbart själva drönaren, och inte kringliggande system, till exempel radiokontroller. Drönarens elektriska system, som sensorer och motorer, kommer inte ingå i modellerna i simuleringsprogrammet, eftersom dessa enbart ska beskriva mekaniken och aerodynamiken.

Den typ av drönare som projektet riktar in sig på är Quadcopter-drönare, eftersom det är ett relativt enkelt system och är en bra nivå för ramverket att utgå från. Quadcoptern väljs även för att den är mer tillgänglig och lättare att utföra tester på

för utvärderingen av simuleringarna. På grund av begränsad budget och tid utförsr tester på enbart en verklig drönare. Däremot kanske flera olika typer av propellrar köps in så att fler jämförelser mellan simuleringar och verkliga tester kan utföras.

Eftersom syftet är att utveckla ett ramverk snarare än att hitta en optimal modell eller reglering av drönaren väljs enklare modeller. Därför är också regulatorerna av enklare typ, optimeras inte för bästa prestanda, och innehåller inga filter.Följande avgränsningar och förenklingar hos modellerna görs också:

Avseende de aerodynamiska modellerna tas inte hänsyn till Reynoldstal eller attackvinkel hos propellrarna, eller interferens mellan dem. Drönarkroppens luftmotstånd betraktas som en funktion av dess hastighet och dimensioner, där kroppen approximeras med en enkel geometri. Luftmotståndet antas inte bilda något moment på kroppen och särskild hänsyn tas inte till turbulens hos strömningen.

De mekaniska modellerna utgår från drönaren som en stel kropp, för att undvika eventuell inre dynamik. Även propellerbladen anses vara stela, och gyroskopisk precession från propellrarna försummas. Kroppen betraktas också som symmetrisk och approximeras med enkla delgeometrier, för att förenkla dess tröghetsmomentstensor. Eftersom flygavstånden för en quadcopter vanligtvis är små så bortses jordens krökning från i de koordinatsystem som används.

1.4 Rapportens struktur

Rapporten är strukturerad efter den ordning som projektet utfördes i, där resultatet från en del är grunden till nästa del. Kapitel 2 beskriver modelleringen av drönarens mekanik och aerodynamik. Kapitel 3 behandlar uppställning av drönarens reglersystem samt regulatorval och -design. Kapitel 4 beskriver hur simuleringsprogrammet utvecklades och används, samt resultatet från de simuleringar som ska jämföras med verkliga testresultat. Kapitel 5 beskriver den verkliga drönarens komponenter och uppbyggnad, liksom tester på komponenterna och flygtester. Kapitel 6 sammanfattar projektet och diskuterar metoden och resultaten, med mera. I kapitel 7 presenteras projektets slutsatser och rekommendationer för framtida arbeten.

1. Inledning

2

Modellering av drönaren

I detta kapitel modelleras drönarens mekanik och aerodynamik. Modellerna kommer användas i kommande kapitel om drönarens reglering (3)och simulering (4). Mekaniken och aerodynamiken har redan behandlats i tidigare arbeten, såsom ..., men det har saknats en övergripande bild av området. Här följer en utförlig och heltäckande sammanfattning.

2.1 Drönarens mekanik

Detta avsnitt beskriver drönarens mekanik: de koordinatsystem som används och hur dessa relateras till varandra, drönarens kinematik och dynamik, och de krafter och moment som verkar på drönaren. De första avsnitten bygger på kapitlen om koordinatsystem, kinematik och dynamik från Randall W. Beard och Timothy W. McLains bok *Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice* [2].

2.1.1 Koordinatsystem

För att beskriva drönarens position och attityd används flera olika koordinatsystem. De viktigaste är inertialramen och kroppsramen, betecknade F_i och F_k respektive (efter engelskans frame - ram). Inertialramen är ett fixt koordinatsystem med origo i en godtycklig punkt på marken och x-axeln positiv i nordlig riktning, y-axeln positiv i västlig riktning och z-axeln positiv uppåt, till skillnad från flygkonvention, där y-axeln är riktad mot öster och z-axeln riktad nedåt. Inertialramen kan ses i figur 2.1, och enligt avgränsningarna bortses jordens krökning från.

Kroppsramen är ett rörligt koordinatsystem med origo i drönarens gravitationscentrum och x-axeln positiv framåt längs med en av drönarens "armar", y-axeln positiv längs med "armen" åt vänster från x-axeln, och z-axeln positiv uppåt, också till skillnad från flygkonvention. Kroppsramen kan ses i figur 2.1



Figur 2.1: Inertialramen F_i och kroppsramen F_k .

Anledningen till att flygkonvention för koordinatsystem frångås är för att det är mer intuitivt för projektgruppen att z-axeln är rikta uppåt. Detta har inte någon större påverkan på modellerna, eftersom högernormen för koordinatsystem fortfarande tillämpas.

För att relatera kroppsramen till inertialramen och vice versa används ytterligare koordinatsystem: farkostramen är rörlig med origo i drönarens gravitationscentrum och parallell med inertialramen; intermediärramar 1 och 2 är också rörliga med origo i gravitationscentrum, men inte parallella med inertialramen. Dessa koordinatsystem beskrivs mer i nästa avsnitt.

2.1.2 Växla mellan koordinatsystem

För att uttrycka en position eller vektor i ett koordinatsystem i ett annat koordinatsystem behövs en metod för att relatera dessa till varandra. En metod att göra detta på är att använda kvaternioner, vilket har vissa fördelar. Den metod som används här istället är Eulervinklar, eftersom det är mer intuitivt i detta sammanhang.

Eulervinklar använder rotation i tre på varandra följande koordinatsystem, här de tidigare introducerade farkostramarna. Om dessa koordinatsystems axlar namnges ABC så kan dessa rotationer kan antingen väljas som A-B-A, eller A-B-C. A-B-A innebär först en rotation kring A-axeln i det första koordinatsystemet, sedan kring B-axeln i det första intermediära koordinatsystem som bildats, och sist kring A-axeln igen, i det andra intermediära koordinatsystemet som bildas.

A-B-C-metoden kallas ibland för Tate-Bryan-vinklar och avslutar med en rotation kring C-axeln istället för A. Det är denna metod som används enligt flygkonvention,

och kallas då ibland för roll-pitch-yaw-rotation efter de vinklar som används vid rotationerna.

Matematiskt uttrycks detta med så kallade rotationsmatriser enligt

$$\boldsymbol{p}_a = R_b^a \boldsymbol{p}_b, \tag{2.1}$$

där p_a är en position i koordinatsystemet a, p_b är en position i koordinatsystem b, och R_b^a är rotationsmatrisen från b till a. Rotationsmatriserna är ortnormala och har därför följande egenskaper [2, Kap. 2, ss. 9-10]:

1.
$$(R_a^b)^{-1} = (R_a^b)^T = R_b^a$$

2.
$$R_b^c R_a^b = R_a^c$$

Med hjälp av detta kan rotationsmatriserna för att växla mellan farkostramen och kroppsramen härledas. Detta görs genom att härleda rotationsmatriserna för de tre ingående rotationerna.

2.1.2.1 Rotation 1: yaw

Första rotationen, se figur 2.2, sker med yaw-vinkeln ψ enligt högerhandsregeln kring z-axeln i farkostramen 1 för att få intermediärram 1. Rotationsmatrisen blir då [2, Kap. 2, ss. 13-14]

$$\boldsymbol{p}_{i1} = R_f^{i1}(\psi)\boldsymbol{p}_f, \qquad (2.2)$$

där

$$R_f^{i1}(\psi) = \begin{bmatrix} c(\psi) & s(\psi) & 0\\ -s(\psi) & c(\psi) & 0\\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$
 (2.3)

Notera att beteckningarna $c(\alpha) = cos(\alpha), s(\alpha) = sin(\alpha)$ används för ett kompaktare skrivsätt.



Figur 2.2: Första rotationen: yaw (ψ). Farkostramens axlar har index f; intermediärramens axlar har index i1.

2.1.2.2 Rotation 2: pitch

Rotation 2, se figur 2.3, sker med pitch-vikeln θ kring y-axeln i intermediärram 1 för att få intermediärram 2. Rotationsmatrisen blir [2, Kap. 2, s. 14]

$$\boldsymbol{p}_{i2} = R_{i1}^{i2}(\theta) \boldsymbol{p}_{i1}, \tag{2.4}$$

där

$$R_{i1}^{i2}(\theta) = \begin{bmatrix} c(\theta) & 0 & -s(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ s(\theta) & 0 & c(\theta) \end{bmatrix}.$$
 (2.5)



Figur 2.3: Andra rotationen: pitch (θ) . Axlarna har index *i*1 och *i*2 för intermediärram 1 och 2 respektive.

2.1.2.3 Rotation 3: roll

Rotation 3 sker med roll-vikeln ϕ kring x-axeln i intermediär farkostram 2 för att få kroppsramen. Rotationsmatrisen blir [2, Kap. 2, ss. 14-15]

$$\boldsymbol{p}_k = R_{i2}^k(\phi) \boldsymbol{p}_{i2},\tag{2.6}$$

där

$$R_{i2}^k(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0\\ 0 & c(\phi) & s(\phi)\\ 0 & -s(\phi) & c(\phi) \end{bmatrix}.$$
 (2.7)



Figur 2.4: Tredje rotationen: roll (ϕ). Intermediärramens axlar har index *i*2; kroppsramens axlar har index *k*.

2.1.2.4 Rotation från farkostram till kroppsram

Den totala rotationen från farkostram till kroppsram ges alltså, enligt egenskap 2 för rotationsmatriser, av multiplikation av de ingående rotationsmatriserna

$$R_{f}^{k}(\phi,\theta,\psi) = R_{i2}^{k}R_{i1}^{i2}R_{f}^{i1} = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix}.$$

$$(2.8)$$

Enligt egenskap 1 för rotationsmatriser så erhålls farkostramen givet kroppsramen av

$$R_k^f(\phi,\theta,\psi) = (R_f^k(\phi,\theta,\psi))^{-1} = (R_f^k(\phi,\theta,\psi))^T = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\theta)c(\psi) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & s(\phi)s(\theta)s(\psi) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix}.$$
(2.9)

Notera att vinklarna ψ, θ, ϕ är definierade i farkostramen, intermediärram 1 och intermediärram 2 respektive, vilket har betydelse i kinematiken i följande avsnitt. En nackdel med denna metod, att jämföra med kvaternioner, är att det uppstår en singularitet då pitch-vinkeln är ±90 grader. Detta kallas för gimbal lock, men påverkar bara själva modellen, inte den fysiska verkligheten [2, Kap. 2, ss. 15].

2.1.3 Kinematik

Kinematik är den del av mekaniken som beskriver kroppars rörelse. De tillståndsvariabler som är relevanta här är drönarens position i inertialramen ($\boldsymbol{p}_i = [x_i \quad y_i \quad z_i]^T$), hastighet i kroppsramen ($\boldsymbol{V}_b = [u \quad v \quad w]^T$), attityd ($\boldsymbol{\theta} = [\phi \quad \theta \quad \psi]^T$) och vinkelhastighet i kroppsramen ($\boldsymbol{\omega} = [p \quad q \quad r]^T$).

I den linjära kinematiken är positionens tidsderivata hastigheten i inertialramen. För att få denna använder vi rotationsmatrisen från föregående avsnitt, vilket ger [2, Kap. 3, ss. 29-30]

$$\dot{\boldsymbol{p}}_i = \boldsymbol{V}_i = \boldsymbol{R}_k^f \boldsymbol{V}_k = (\boldsymbol{R}_f^k)^T \boldsymbol{V}_b.$$
(2.10)

I den roterande kinematiken är sambandet mellan attityd och vinkelhastighet mer komplicerat eftersom vinklarna ϕ, θ, ψ är definierade i olika koordinatsystem: intermediärram 2, intermediärram 1 och farkostram respektive. Sambandet härleds genom

$$\boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R_{i2}^{k}(\phi) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R_{i2}^{k}(\phi)R_{i1}^{i2}(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s(\theta) \\ 0 & c(\phi) & s(\phi)c(\theta) \\ 0 & -s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = M_{\boldsymbol{\theta}}^{\boldsymbol{\omega}}\boldsymbol{\dot{\theta}}.$$
(2.11)

Attitydförändringen fås då genom att invertera transformationsmatrisen $M^\omega_{\dot{\theta}}$ [2, Kap. 3, ss.30-31]

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = (M^{\omega}_{\dot{\theta}})^{-1} \boldsymbol{\omega} = M^{\dot{\theta}}_{\boldsymbol{\omega}} \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} 1 & s(\phi)t(\theta) & c(\phi)t(\theta) \\ 0 & c(\phi) & -s(\phi) \\ 0 & s(\phi)/c(\theta) & c(\phi)/c(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}, \quad (2.12)$$

där följande beteckning används: $t(\alpha) = tan(\alpha)$.

2.1.4 Dynamik

Dynamiken beskriver hur en kropps rörelse beror inverkan från påliggande krafter och moment. Det finns två olika metoder för att härleda drönarens rörelseekvationer: Newton/Eulers ekvationer eller Lagranges ekvationer. Här väljs Newtons ekvationer för stela kroppar, på grund av dess rakframma framställning och eftersom det är mer intuitivt. Eftersom Newtons ekvationer är definierade för ett inertialsystem är det kroppens rörelse relativt det fixa inertialsystemet som måste användas. Dock kan den rörelsen uttryckas i ett annat koordinatsystem. Först behandlas den linjära dynamiken, sedan den roterande. De krafter och moment som verkar på kroppen beskrivs sedan separat [2, Kap 3. s. 31].

2.1.4.1 Linjär dynamik

Enligt Newtons andra lag för linjär rörelse gäller

$$\boldsymbol{F} = m \frac{d}{dt_i} \boldsymbol{V}_i, \tag{2.13}$$

där F är de krafter som verkar på kroppen, m är kroppens massa och $\frac{d}{dt_i}V_i$ är kroppens acceleration relativt inertialramen, med avseende på detsamma. För en punkt i kroppsramen tillkommer en term som beskriver koordinatsystemets acceleration relativt inertialramen

$$\frac{d}{dt_i} \mathbf{V}_i = \frac{d}{dt_k} \mathbf{V}_i + \boldsymbol{\omega}_{k/i} \times \mathbf{V}_i, \qquad (2.14)$$

där $\frac{d}{dt_k} V_i$ är accelerationen relativt inertialramen, med avseende på kroppsramen, och $\omega_{k/i}$ är drönarens vinkelhastighet relativt inertialramen. Med detta omformuleras Newtons andra lag till

$$\boldsymbol{F} = m \left(\frac{d}{dt_k} \boldsymbol{V}_i + \boldsymbol{\omega}_{k/i} \times \boldsymbol{V}_i \right).$$
(2.15)

I detta fall är det lättare att tillämpa detta med krafter och hastigheter i kroppsramen, vilket ger

$$\boldsymbol{F}_{k} = m \left(\frac{d}{dt_{k}} \boldsymbol{V}_{k} + \boldsymbol{\omega}_{k/i}^{k} \times \boldsymbol{V}_{k} \right), \qquad (2.16)$$

där $\omega_{k/i}^k = \omega$ från tillståndsvariablerna. Detta ger accelerationen i kroppsramen [2, ss. 25, 31-33]

$$\frac{d}{dt_k} \boldsymbol{V}_k = a_k = \frac{1}{m} \boldsymbol{F}_k - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{V}_k.$$
(2.17)

2.1.4.2 Roterande dynamik

Målet med detta avsnitt är att relatera kroppens vinkelacceleration till pålagda moment. Enligt Newtons andra lag för roterande rörelse gäller

$$\boldsymbol{M} = \frac{d}{dt_i} \boldsymbol{L}_i, \qquad (2.18)$$

där M är de moment som verkar på kroppen och \dot{L}_i är tidsderivatan av rörelsemängdsmomentet med avseende på inertialramen. Precis som i den linjära dynamiken tillkommer en term i derivatan i kroppsramen för att beskriva dess förändring relativt inertialramen

$$\frac{d}{dt_i} \boldsymbol{L}_i = \frac{d}{dt_k} \boldsymbol{L}_k + \boldsymbol{\omega}_{k/i} \times \boldsymbol{L}.$$
(2.19)

Samma som för linjär rörelse är det enklare att tillämpa ekvationen i kroppsramen

$$\boldsymbol{M}_{k} = \frac{d}{dt_{k}} \boldsymbol{L}_{k} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{L}_{k}.$$
(2.20)

11

För en stel kropp definieras rörelsemängdsmomentet som produkten av kroppens tröghetsmoment J och dess vinkelhastighet ω . Ekvationerna ovan ger då

$$\boldsymbol{M}_{k} = \frac{d}{dt_{k}}(\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}) + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} = \frac{d}{dt_{k}}\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{J}\frac{d}{dt_{k}}\boldsymbol{\omega} + \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}.$$
 (2.21)

Eftersom tröghetstensorn \boldsymbol{J} beräknas i kroppsramen är den konstant, och alltså $\frac{d}{dt_k}\boldsymbol{J} = 0$. Vinkelaccelerationen i kroppsramen, betecknad $\boldsymbol{\alpha} = \frac{d}{dt_k}\boldsymbol{\omega}$, bestäms alltså av [2, ss. 25, 33-34]

$$\boldsymbol{\alpha} = \boldsymbol{J}^{-1}(\boldsymbol{M}_k - \boldsymbol{\omega} \times \boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}). \tag{2.22}$$

2.1.4.3 Krafter på kroppen

Drönarkroppen påverkas av ett antal olika yttre krafter och moment. Eftersom den antas vara stel förekommer inga inre krafter eller moment. De krafter som verkar på kroppen är då gravitationskraften, mg, krafter från propellrarna, F_p , och krafter som uppkommer från vind och drönarens luftmotstånd, F_D . Eftersom gravitationskraften är definierad i inertialramen behöver den transformeras för att gälla i kroppsramen: $g_k = R_f^k g_i$. Vad gäller propellerkrafterna så beaktas endast dragkraften (eng. thrust), T, som verkar vinkelrätt propellerns plan. De resulterande krafterna i kroppsramen blir då [8, s. 30]

$$\boldsymbol{F}_{k} = m\boldsymbol{g}_{k} + \boldsymbol{F}_{p} + \boldsymbol{F}_{D} = R_{f}^{k} \begin{bmatrix} 0\\0\\-mg \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0\\0\\\sum_{n=1}^{4}T_{n} \end{bmatrix} + \boldsymbol{F}_{D}.$$
(2.23)

I figur 2.5 ses de viktigaste krafterna som verkar på drönaren: gravitationskraften och propellrarnas dragkrafter. Notera numreringen av dragkrafterna: propellrarna numreras från 1 på den positiva x-axeln och motsols till 4 på den negativa y-axeln. Propellerkrafterna och luftmotståndet behandlas vidare i avsnittet om aerodynamik, 2.2.



Figur 2.5: De viktigaste krafterna som verkar på drönaren.

2.1.4.4 Moment på kroppen

De moment (eng. torque,-s) som verkar på kroppen är de moment propellrarna ger upphov till, de moment som orsakas av propellerkrafterna, moment som uppkommer på grund av vind och luftmotstånd, och gyroskopiska moment (precession) från propellrarna. Här betraktas enbart vridmomentet från propellrarna, Q_D , och momenten från propellrarnas dragkrafter M_T . De resulterande momenten blir då

$$\boldsymbol{M}_{k} = \boldsymbol{Q}_{D} + \boldsymbol{M}_{T} = \begin{bmatrix} M_{T,x} \\ M_{T,y} \\ Q_{D} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d(T_{2} - T_{4}) \\ d(T_{3} - T_{1}) \\ \sum_{n=1}^{4} Q_{n} \end{bmatrix}, \qquad (2.24)$$

där d är avståndet mellan gravitationscentrum och propellrarna [8, ss. 30-31]. I figur 2.6 ses de moment som antas verka på drönaren. Notera att propellrarna på x-axeln roterar i en riktning, och propellrarna på y-axeln roterar i motsatt riktning. Det beror på att vridmomenten från propellrarna ska väga upp varandra vid stationär flygning.

Momenten från propellrar och luftmotstånd behandlas vidare i avsnittet om aerodynamik, 2.2.



Figur 2.6: De moment som verkar på drönaren. Notera riktningarna på propellerarnas vridmoment Q_n .

2.1.4.5 Tröghetsmoment

Tröghetsmomentet hos en kropp är dess motstånd mot rotationsförändringar, och beror på kroppens geometri och massfördelning. I tre dimensioner beskrivs detta med tröghetstensorn (tröghetsmatrisen)

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix},$$
(2.25)

där diagonalelementen ges av

$$J_{AA} = \int B^2 + C^2 dm \qquad (2.26)$$

och de ickediagonala elementen, kallade tröghetsprodukter, ges av [4, ss. 63-65]

$$J_{AB} = \int ABdm. \tag{2.27}$$

Vidare gäller att det för alla kroppar finns ett system med principiella axlar där tröghetsprodukterna = 0, det vill säga att tröghetstensorn är diagonal. Om kroppen är symmetrisk kring sina referensaxlar gäller vidare att dessa är de principiella axlarna och att tröghetstensorn därför är diagonal för detta koordinatsystem [4, s. 66]. Eftersom drönaren antas vara symmetrisk kring kroppsramen blir dess tröghetstensor

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} J_{xx} & 0 & 0\\ 0 & J_{yy} & 0\\ 0 & 0 & J_{zz} \end{bmatrix}$$
(2.28)

och inversen till denna

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 1/J_{xx} & 0 & 0\\ 0 & 1/J_{yy} & 0\\ 0 & 0 & 1/J_{zz} \end{bmatrix}.$$
 (2.29)

Tröghetsmomenten för enklare geometrier finns tabulerade och kan i vissa fall adderas för att få tröghetsmomentet till en mer komplicerad kropp. För att göra detta kan tröghetsmoment kring en axel förflyttas till en parallell axel med hjälp av Steiners sats, även kallad Parallellförflyttningssatsen, vilken säger:

$$\overline{J}_{AA} = J_{AA} + m(d_B^2 + d_C^2), \qquad (2.30)$$

där \overline{J}_{AA} är tröghetsmomentet kring axeln A som går genom masscentrum, J_{AA} är en parallell axel, d_B och d_C är avståndet mellan axlarna i B- och C-led [4, ss. 64-65].

För att bestämma drönarens tröghetsmoment modelleras den med hjälp av enklare geometrier: ramen approximeras av ett kors av långsmala stänger, motorer och propellrar med punktmassor i korsets ändar, och drönarens elektronik och övrig utrustning av ett rätblock i mitten av korset. Ett uttryck för drönarens tröghetstensor tas fram i appendix A.

2.2 Aerodynamik

Aerodynamiken är det område inom fluiddynamiken eller strömningsläran som beskriver luftflöden. Flöde av luft, liksom hos andra fluider, ger upphov till krafter på kroppar som omströmmas av luftflödet. I detta avnsitt beskrivs de aerodynamiska krafter som drönaren upplever, nämligen luftmotståndet på dess kropp och dragkraften från dess propellrar.

2.2.1 Luftmotstånd

När en farkost omströmmas av en fluid, i dett fall luft, utsätts den ständigt för krafter och moment från flödet. Dessa krafter och moment förekommer i alla tre dimensioner, men momenten och krafterna vinkelrätt mot flödet förekommer ej om kroppen är symmetrisk i flödets riktning. Här betraktas endast den kraft som utövas parallellt med flödesriktningen, kallad för luftmotstånd (eng. drag), för att hålla komplexiteten nere. Luftmotståndet F_D för en kropp kan beräknas med ekvationen

$$F_D = \frac{1}{2} c_D \rho V^2 A.$$
 (2.31)

Här är ρ luftens densitet, V är strömningshastigheten relativt kroppen och A är en karaktäristisk area för kroppen. För tjocka och trubbiga kroppar, som farkoster, används den area som möter luftströmmen. För vida och platta kroppar, typ vingar, används arean sett ovanifrån [20, ss. 430-431].

Ekvation 2.31 beror också på en konstant c_D , motståndskoefficienten (eng. drag coefficient), som beror på flödets Reynoldstal, $c_D = f(Re)$, vilket är ett dimensionslöst tal som beskriver förhållandet mellan dynamiska och viskösa krafter i flödet:

$$Re = \frac{VL}{\nu},\tag{2.32}$$

där L är en karaktäristisk längd, till exempel diametern hos en sfär, och ν är flödets viskositet. För de flesta kroppar varierar motståndskoefficienten mycket lite för ett stort spann av Reynoldstal, och antas därför vara konstant här [20, ss. 431, 435-438].

Koefficienten c_D beror också på kroppens form. Eftersom ingen data med luftmotstånd för drönare har funnits, och inga experiment har genomförts i projektet, approximeras drönarens kropp med en cylinder. Det är en grov approximation, men som får anses acceptabel i sammanhanget. Värdet på c_D för cylindrar anströmmade tvärs sin längd med olika förhållande mellan längd och diameter hämtas ur tabell [20, s. 438]. En enkel formel för c_D beroende på förhållandet mellan drönarens höjd längd formuleras som

$$c_D = 0.64 + 0.02 \frac{L}{h}.$$
 (2.33)

Eftersom luftmotståndets riktning är viktig i dynamiken ovan, avsnitt 2.1.4, behövs ett uttryck för kraftvektorn F_D . Detta ges enkelt av [3]

$$\boldsymbol{F}_{D} = \frac{1}{2} c_{D} \rho |\boldsymbol{V}_{rel}|^{2} A \frac{\boldsymbol{V}_{rel}}{|\boldsymbol{V}_{rel}|}, \qquad (2.34)$$

där $V_{rel} = V_{w,k} - V_k$ är den relativa strömningshastigheten, och $V_{w,k}$ är vindhastigheten i kroppsramen.

2.2.2 Propellerteori

En propeller kan enkelt beskrivas som en uppsättning roterande vingar som i rotationen genom en fluid ger upphov till krafter och moment på propellern. Här används en förenklad variant av modellen Blade Element Theory för att beskriva dessa krafter och moment. Modellen innebär att krafterna på ett bladelement, ett infinitesimalt tvärsnitt av ett propellerblad, studeras, och sedan integreras över bladlängden. De resulterande krafterna och momenten på propellern är summan av krafterna och momenten på de ingående bladen.

Betrakta vingprofilen i figur 2.7. Kordalinjen är den linje som förbinder vingprofilens ändpunkter, och bildar infallsvinkeln θ_I mot horisontallinjen, som är vinkelrät mot propelleraxeln. Attackvinkeln α är vinkeln mellan kordalinjen och den relativa flödeshastigheten v_I , som består av komposanterna v_H i horisontalled och v_V i vertikalled. Vinkeln ϕ_I är inflödesvinkeln. Luftflödet v_I ger upphov till ett luftmotstånd dD_P i flödesriktningen och en lyftkraft dL_P vinkelrätt mot flödesriktningen. Dessa krafter bildar en resulterande kraft dF_P , som kan delas upp i en horisontell komposant dH_P , och en vertikal komposant dT_P som är parallel med propelleraxeln [7].



Figur 2.7: Krafter och vinklar relativt kordalinjen hos vingprofilen i en propellers tvärsnitt.

Elementkraften dD_P beräknas med samma formel som luftmotståndet i ekvation 2.31, och formeln för dL_P är liknande. Detta ger

$$dL_P = \frac{1}{2}\rho v_H^2 C_{L,P}(\alpha) c dr, \qquad (2.35)$$

$$dD_P = \frac{1}{2}\rho v_H^2 C_{D,P}(\alpha) c dr, \qquad (2.36)$$

där c är vingprofilens kordalängd, $C_{L,P}$ och $C_{L,P}$ är vingprofilens lyft- respektive motståndskoefficient, vilka beror på attackvinkeln α . Vidare beror den horisontella hastighetskomponenten v_H direkt på propellerns vinkelhastighet ω_P enligt

$$v_H = \omega_P r. \tag{2.37}$$

Ekvationerna 2.35 och 2.36 kan då skrivas

$$dL_P = \frac{1}{2}\rho(\omega_P r)^2 C_{L,P}(\alpha) c dr, \qquad (2.38)$$

$$dD_P = \frac{1}{2}\rho(\omega_P r)^2 C_{D,P}(\alpha) c dr.$$
(2.39)

Den vertikala elementkraftkomposanten uttrycks nu som

$$dT_P = dL_P \cos \phi_I - dD_P \sin \phi_I \tag{2.40}$$

och den totala vertikala kraften, propellerns dragkraft T, bestäms genom att integrera elementkraftkomposanterna över propellerbladet och multiplicera med antalet propellerblad n_B

$$T = n_B \int_0^{R_P} \frac{dT_P}{dr} dr = n_B \int_0^{R_P} \frac{1}{dr} (dL_P \cos \phi_I - dD_P \sin \phi_I) dr$$

= $\frac{1}{2} n_B \rho c (C_{L,P}(\alpha) \cos \phi_I - C_{D,P}(\alpha) \sin \phi_I) \omega_P^2 \int_0^{R_P} r^2 dr$ (2.41)
= $\frac{1}{2} n_B \rho c K_T(\alpha) R_P^3 \omega_P^2$,

där R_P är propellerradien och K_T en konstant [7]. Detta uttryck förkortas här till en enda konstant k_T som bestäms experimentellt, och istället för vinkelhastighet anges rotationshastigheten i varvtal N. Den modell för dragkraft som används här blir då

$$T = k_T N^2. (2.42)$$

Propellerns vridmoment genereras av horisontalkraften på propellerbladen. Den horisontella elementkraftkomposanten ges av

$$dH_P = dL_P \sin \phi_I + dD_P \cos \phi_I. \tag{2.43}$$

Vridmomentet Q bestäms på samma sätt som dragkraften till

$$Q = n_B \int_0^{R_P} \frac{dH_P}{dr} dr = n_B \int_0^{R_P} \frac{1}{dr} (dL_P \sin \phi_I + dD_P \cos \phi_I) dr$$

= $\frac{1}{2} n_B \rho c K_Q(\alpha) R_P^3 \omega_P^2,$ (2.44)

där K_Q är en konstant [7]. Detta uttryck förkortas också till en konstant k_Q som kan bestämmas experimentellt, och rotationshastigheten anges i varvtal. Modellen för vridmoment blir

$$Q = k_Q N^2. (2.45)$$

Förutom dragkraften och vridmomentet finns annan aerodynamik hos propellern, som inte inkluderas i modellen här, eftersom det skulle bli för komplext. Bland denna aerodynamik finns en horisontell navkraft och ett böjmoment ger propellern upphov till, och vid flygning nära marken påverkas dragkraften genom så kallad markeffekt [5, 6, 15]. Propellerbladen är vidare inte helt stela, som antas i avgränsningarna, utan har viss elasticitet och kommer i självsvängning på grund av krafterna från rotationen, vilket påverkar de krafter som genereras [1, 18].

2.3 Sammanfattning av modelleringen

I detta kapitlet har de modeller formulerats som används i regleringen av drönaren och utvecklingen av simuleringsprogrammet i de två kommande kapitlen. Först etablerades de koordinatsystem som användes, inertialramen och kroppsramen, och de rotationsmatriser som relaterar ramarna till varandra. Sedan behandlades kinematiken, med förhållandet mellan position i inertialramen och hastighet i kroppsaramen, och mellan vinkelhastigheten i kroppsramen och attitydförändringen. I dynamiken användes Newtons lagar för att formulera uttryck för accelerationen och vinkelaccelerationen i kroppsramen. Sedan identifierades de krafter och moment som verkar på kroppen, och tröghetstensorn utreddes. Slutligen modellerades det luftmotståndet och propellrarnas dragkraft och moment i avsnittet om aerodynamik. 3

Reglering av drönaren

I detta kapitel beskrivs hur drönaren styrs för att uppnå ett önskat beteende. Detta innebär styrning av processen från propellerhastighet till en position i rummet, och består av flera olika delprocesser. Dessa delprocesser styrs separat med regulatorer som väljs och designas nedan. Regulatorerna implementeras som del i simuleringsprogrammet och justeras där för att sedan användas för att styra den verkliga drönaren i kommande kapitel. Först kommer en kort förklaring om vad reglering innebär.

3.1 Reglerteknik

Reglerteknik är ämnet som behandlar reglering, det vill säga styrning, av system för att uppfylla ställda krav på beteende eller prestanda. Regleringen utförs av en regulator, en apparat eller kodfunktion som utifrån en given insignal räknar ut en styrsignal till processen hos det system som ska regleras. Ett vanligt exempel är farthållaren på en bil, vilken styr gaspådraget för att hålla en önskad hastighet. Farthållaren är en regulator som reglerar tillståndet hastighet i processen som är körning av systemet bil.

För att bättre kunna hantera störningar i processen, till exempel motvind för bilen, och felaktigheter hos modellen som används när regulatorn designas, återkopplas det faktiska tillståndet till det önskade referensvärdet. Detta bildar ett reglerfel *e* som blir insignal till regulatorn och ges av

$$e = r_y - y, \tag{3.1}$$

där r_y är referensvärdet för tillståndet y [14, ss. 14-15, 22].

Ett viktigt mål med regleringen är att stabilisera det reglerade systemet. Stabilitet innebär i detta sammanhang att en begränsad insignal ger en begränsad utsignal. Drönaren är är bra exempel på ett instabilt system: utan reglering kommer den begränsade insignalen gravitation få drönaren att falla okontrollerat tills den kraschar i marken. En begränsad insignal i form av ett moment från propellrarna kan också få drönren att spinna ur kontroll och störta. I dessa exempel är det drönarens vertikala position respektive dess attityd, och slutligen position, som ökar obegränsat. Värt att notera är att regulatorer också kan introducera instabilitet i ett system som annars hade varit stabilt [14, ss. 15, 22].

Lösningen av ett reglerproblem innebär alltså att ett reglersystem ska designas som minimerar eller helst eliminerar reglerfelet, stabiliserar systemet, och ger ett i övrigt önskat beteende, som till exempel snabbhet. I lösningsgången finns tre delproblem: först måste processen som ska regleras, och eventuella delprocesser, identifieras och modelleras och en övergripande struktur på regleringen bestämmas, sedan måste regulatortyp väljas, och sist ska de individuella regulatorerna designas. Här är modellerna redan framtagna i föregående kapitel, men upprepas ändå i samband med regulatordesignen, särskilt som de i vissa fall behöver linjäriseras eller på andra sätt förenklas för regulatordesignen.

3.2 Reglersystemets processer och struktur

Reglerproblemets huvudprocess är drönarens mekanik och aerodynamik, från rotationshastigheten hos propellrarna till en position i rummet. Denna övergripande process består av delprocesserna roterande dynamik, linjär dynamik, och aerodynamik.

Den roterande dynamiken styrs av momenten propellrarna genererar på kroppen och har utsignalen attityd. Hos den linjära dynamiken separeras regleringen av höjd och horisontell position i inertialramen så att höjdregleringens styrsignal är den totala dragkraften från propellrarna, och positionsregleringens styrsignaler är referensvinklarna r_{ϕ} och r_{θ} för roll och pitch i attitydregleringen. Anledningen är att drönaren måste pitcha för att röra sig i x-led, och rolla föra att röra sig i y-led. Större pitch eller roll ger högre hastighet, och höjdregleringen ser samtidigt till att öka dragkraften för att hålla rätt höjd. Liknande metod har även använts av D. Kotarski, Z. Benić och M. Krznar [13], och Muhammad Numan [16]. I processen aerodynamik antas sambandet mellan utsignalerna dragkraft och moment och insignalen motorvarvtal vara direkt, och regleras därför inte. Ett blockschema av reglersystemet i figur 3.1 illustrerar de ingående processerna, regulatorerna och deras inbördes relation.

3.2.1 Propellervarvtal som styrsignaler

Styrsignalerna för höjd- och attitydregleringen är den totala dragkraft och momenten kring x-, y- och z-axeln som propellrarna generar på kroppen, vilka hädanefter betecknas U_1, U_2, U_3, U_4 . Dessa signaler genereras inte direkt av drönaren, utan beror på propellrarnas varvtal enligt den aerodynamiska modellen i föregående kapitel. Alltså måste rätt varvtal drönaren ska hålla beräknas för att producera signalerna $U_1, ...U_4$. Enligt ekvationerna 2.42, 2.24 och 2.45 ser sambandet mellan varvtal och krafter och moment ut som





$$\begin{bmatrix} U_{1} \\ U_{2} \\ U_{3} \\ U_{4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum_{n=1}^{4} F_{L,n} \\ d(F_{L,2} - F_{L,4}) \\ d(F_{L,1} - F_{L,3}) \\ \sum_{n=1}^{4} \tau_{D,n} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{t} \sum_{n=1}^{4} n_{i}^{2} \\ k_{t} d(n_{1}^{2} - n_{3}^{2}) \\ k_{t} d(n_{2}^{2} - n_{4}^{2}) \\ k_{q} \sum_{n=1}^{4} n_{i}^{2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{t} k_{t} k_{t} k_{t} \\ k_{q} \sum_{n=1}^{4} n_{i}^{2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_{t} k_{t} k_{t} k_{t} \\ k_{t} d 0 - k_{t} d 0 \\ 0 & k_{t} d 0 - k_{t} d \\ k_{q} - k_{q} & k_{q} - k_{q} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} n_{1}^{2} \\ n_{2}^{2} \\ n_{3}^{2} \\ n_{4}^{2} \end{bmatrix} = M_{RPM}^{U} \begin{bmatrix} n_{1}^{2} \\ n_{2}^{2} \\ n_{3}^{2} \\ n_{4}^{2} \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

där M_{RPM}^U är transformationsmatrisen från varvtal till signalerna $U_1, ... U_4$. Från detta kan de styrsignaler i form av varvtal, som drönaren direkt kan gerera hålla beräknas som

$$\begin{bmatrix} n_1^2 \\ n_2^2 \\ n_3^2 \\ n_4^2 \end{bmatrix} = M_U^{RPM} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = (M_{RPM}^U)^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}.$$
 (3.3)

3.3 Val av regulatortyp

Den regulatortyp som väljs är PID-regulatorn, på grund av dess enkla princip och eftersom det är den som projektgruppen har störst erfarenhet av. PID-regulatorn består av tre delar, vilka dess namn antyder: en proportionell (P) del som verkar proportionellt på reglerfelet, en integraldel (I) som verkar på felets integral och en derivatadel (D) som verkar på felets derivata. Regulatorns styrsignal u ges då av följande formel:

$$u = K_d \frac{de}{dt} + K_p e + K_i \int e \, dt, \qquad (3.4)$$

där e är felet och K_d, K_p, K_i är regulatorparametrarna för derivatadelen, den proportionella delen och integraldelen respektive [14, s. 302].

Olika värden på regulatorparametrarna ger olika stora styrsignaler beroende på hur referensevärdet och därigenom felet ändras, vilket leder till olika beteende hos systemet. Ett större K_p ger allmänt snabbare svar på ändringar i referensvärde, men kan leda till ett instabilt system. Ett större K_d ger snabb respons vid plötsliga ändringar i referensvärdet, då derivatan av felet blir stor, och förbättrar systemets stabilitetsmarginaler, men kan också ge ett ryckigt beteende vid högfrekventa ändringar av referensvärdet. Integralverkan genom K_i kan krävas för att bli av med kvarstående fel, men kan också leda till instabilitet. Om det redan finns integralverkan i processen kan I-delen uteslutas, det vill säga $K_i = 0$, eftersom mekanismen för att
eliminera det kvarstående felet finns i processen själv. En sådan regulator kallas för PD-regulator. Om D-delen istället utesluts fås en PI-regulator, och om endast Pdelen behålls fås en P-regulator [14, ss. 304-305]. Hur parametervärdena K_d, K_p, K_i väljs har alltså stor betydelse för systemets beteende, och tas upp i nästa avsnitt.

3.4 Design av regulatorer

Regulatordesign i fallet med PID-regulator innebär att hitta värden på regulatorparametrarna K_d, K_p, K_i så att systemet blir stabilt och får ett önskat svar på ändringar av referensvärdet. Designen utförs med hjälp av Laplace-transformer eftersom detta förenklar beräkningarna till enkla algebraiska operationer. Systemets regulatorer, som designas i följande delavsnitt, är positionsregulatorn, höjdregulatorn och attitydregulatorn. Eftersom PID-regulatorns ekvation (3.4) återkommer i alla dessa regulatorer Laplace-transformeras den nu. Låt stor bokstav beteckna Laplace-transform, till exempel för felet enligt $E = E(s) = \mathcal{L}\{e(t)\}, där s är den$ komplexa Laplace-variabeln. Då blir PID-regulatorns styrsignal

$$U = K_d s E + K_p E + K_i \frac{E}{s} = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} E = G_{EU} E,$$
 (3.5)

där G_{EU} kallas för regulatorns överföringsfunktion, eller överföringsfunktionen från *E* till *U*. En överföringsfunktion beskriver hur dess utsignal påverkas av insignalen, och är ett viktigt begrepp inom reglertekniken [14, ss. 37, 41, 302].

Den metod som används för att välja regulatorparametrar är polplacering, där poler är rötterna till polynomet i nämnaren hos en överföringsfunktion. Metoden går ut på att välja poler till överföringsfunktionen G_{RY} från referensvärdet R_Y till tillståndet Y, och polernas position bestämmer värdena på regulatorparametrarna. Domänen där polerna placeras är det komplexa talplanet, och en komplex pol måste ackompanjeras med en motsvarande komplexkonjugerad pol så att regulatorparametrarna blir reella. Polernas position den komplexa domänen avgör också systemets dynamik [14, s. 54], vilket ses nedan, men först presenteras en metod för att analysera systemdynamiken.

Eftersom det är vanligt med plötsliga ändringar i referensvärde är ett vanligt sätt att utvärdera ett systems beteende att betrakta svaret på en stegformad insignal. Insignalen är då en stegfunktion σ så att

$$\sigma(t) = \begin{cases} 1 & \text{då } t \ge 0\\ 0 & \text{då } t < 0. \end{cases}$$
(3.6)

Stegsvaret för ett stabilt system kan då se ut som i figur 3.2. I grafen kan systemets stigtid (eng. rise time), översläng (eng. overshoot) och insvängningstid (eng. settling time) ses. Stigtiden är ett mått på systemets snabbhet, översläng är hur mycket svaret överstiger insignalen relativt densamma, och insvängningstiden är tiden det tar för svaret att stabilisera sig kring insignalen. Det ideala systemet har instantan stigtid och insvängningstid, och ingen översläng, något som inte går att uppnå i verkligheten [14, ss. 165-166].



Figur 3.2: Exempel på stegsvar för ett reglersystem. Systemets stigtid (eng. rise time), översläng (eng. overshoot) och insvängningstid (eng. settling time) är utmarkerade.

Viktigast för det återkopplade systemets dynamik är att polerna ligger i vänster halva av det komplexa talplanet, eftersom en positiv realdel gör systemet instabilt. Vidare gäller att poler placerade längre till vänster ger kortare insvängningtid, och därigenom ett snabbare system, och att mindre imaginärdel hos komplexkonjugerade polpar ger större dämpning i systemet, det vill säga mindre översläng, men längre stigtid [14, ss. 58, 171-175]. Genom att använda polplacering kan alltså systemets stabilitet enkelt garanteras, med viss säkerhet, och snabbheten och dämpningen kan kontrolleras. Polernas exakta läge väljs och utvärderas i simuleringsprogrammet i följande kapitel.

3.4.1 Positionsreglering

Innan positionsregulatorn kan designas måste modellen för processen förenklas. Positionen i inertialramens XY-plan beror på dess acceleration i z-led i kroppsramen och på attityden, enligt ekvation 2.10. Detta ger sambandet

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_i \\ \ddot{y}_i \\ \cdot \end{bmatrix} = R_k^f(\phi, \theta, \psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \dot{w} \begin{bmatrix} c(\phi)s(\theta)c(\psi) + s(\phi)s(\psi) \\ c(\phi)s(\theta)s(\psi) - s(\phi)c(\psi) \\ \cdot \end{bmatrix}.$$
 (3.7)

Uttrycket förenklas med antagande om små vinklar för ϕ, θ , vilket innebär att $\sin(\alpha) \approx \alpha$, $\cos(\alpha) \approx 1$. Detta gäller rimligt väl för vinklar $\alpha \leq \frac{\pi}{8} rad$, som i slutet av avsnittet ändå sätts som övre gräns för tillåten roll och pitch. Förenklingen ger

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_i \\ \ddot{y}_i \end{bmatrix} = \dot{w} \begin{bmatrix} \theta \cos(\psi) + \phi \sin(\psi) \\ \theta \sin(\psi) - \phi \cos(\psi) \end{bmatrix} = \dot{w} \begin{bmatrix} \sin(\psi) & \cos(\psi) \\ -\cos(\psi) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix}.$$
 (3.8)

För in uttrycket för accelerationen \dot{w} enligt ekvation 2.17, med krafter enligt 2.23 bortsett från luftmotståndet, vilket anses bli för komplext, in ekvation 3.8 för att få

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_i \\ \ddot{y}_i \end{bmatrix} = \frac{U_1}{m} \begin{bmatrix} \sin(\psi) & \cos(\psi) \\ -\cos(\psi) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix} = \frac{U_1}{m} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix},$$
(3.9)

där U_1 antas vara konstant. Inför också vinklarna α och β

$$\begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\psi) & \cos(\psi) \\ -\cos(\psi) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix} \iff \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\psi) & -\cos(\psi) \\ \cos(\psi) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \end{bmatrix}$$
(3.10)

för att separera x och y enligt

$$\ddot{x}_i = \frac{U_1}{m} \alpha$$

$$\ddot{y}_i = \frac{U_1}{m} \beta.$$
(3.11)

Eftersom processdynamiken för \ddot{x}_i och \ddot{y}_i är identisk enligt ekvation 3.11 så används samma regulatorparametrar och designproceduren utförs enbart för \ddot{x}_i , vilken nu Laplace-transformeras till

$$Xs^2 = \frac{U_1}{m}A,\tag{3.12}$$

vilket ger

$$X = \frac{U_1}{ms^2} A = G_{AX} A, \qquad (3.13)$$

där G_{AX} är processens överföringsfunktion. Styrsignalen A ges av överföringsfunktionen till regulatorn G_{EA} , där $K_i = 0$ väljs direkt, på grund av integralverkan i processen, från acceleration till position,

$$A = G_{EA}E = (K_d s + K_p)(R_X - X).$$
(3.14)

där R_X är referensvärdet. Inför återkoppling för att ge följande uttryck

$$X = G_{EA}G_{AX}(R_X - X), (3.15)$$

från vilket X kan brytas ut, vilket ger överföringsfunktionen G_{RX} från referensvärdet till tillståndet S

$$X = G_{RX}R = \frac{G_{EA}G_{AX}}{1 + G_{EA}G_{AX}}R_X = \frac{U_1(K_d s + K_p)}{ms^2 + U_1(K_d s + K_p)}R_X.$$
 (3.16)

Beteckna nämnarpolynomet till G_{RX} med P(s) och ansätt rötterna r_1, r_2

$$P(s) = m(s - r_1)(s - r_2) = m(s^2 - (r_1 + r_2)s + r_1r_2) = ms^2 + U_1(K_ds + K_p).$$
(3.17)

Detta ger parametervärdena

$$K_{d,p} = -\frac{m}{U_1}(r_1 + r_2)$$

$$K_{p,p} = \frac{m}{U_1}r_1r_2,$$
(3.18)

vilka beror på systemets poler r_1 och r_2 . Styrsignalerna r_{ϕ} , r_{θ} ges alltså av

$$\begin{bmatrix} r_{\phi} \\ r_{\theta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin(\psi) & -\cos(\psi) \\ \cos(\psi) & \sin(\psi) \end{bmatrix} \left(K_{d,p} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \end{bmatrix} + K_{p,p} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \end{bmatrix} \right).$$
(3.19)

För att undvika att drönaren går runt och kraschar på grund av översläng hos attitydregleringen begränsas r_{ϕ} , r_{θ} till $\pm \frac{\pi}{8}$ rad.

3.4.2 Höjdreglering

Precis som i föregående fall förenklas först modellen över processen. Drönarens höjd i inertialramen ges av ekvationerna 2.10, 2.17 och 2.23. Om attityden antas vara noll, $\boldsymbol{\theta} = 0$, och uttrycket linjäriseras kring jämviktsläget $\ddot{z}_0 = \dot{z}_0 = 0, U_{1,0} = mg$ fås

$$\ddot{z} = -g + \frac{1}{m} \left(U_1 - \frac{\rho A c_D}{2} \dot{z}^2 \right) \approx f(\dot{z}_0, U_{1,0}) + \frac{1}{m} (\Delta U_1 - \rho A c_D \Delta \dot{z}).$$
(3.20)

Jämviktsvärdet $f(\dot{z}_0)$ utelämnas när uttrycket Laplace-transformeras till

$$Zs^{2} = \frac{1}{m}(U_{1} - \rho Ac_{D}Zs), \qquad (3.21)$$

vilket ger

$$Z = \frac{1}{ms^2 + \rho Ac_D s} U_1 = G_{UZ} U_1, \qquad (3.22)$$

där G_{UZ} är processens överföringsfunktion. Styrsignalen U_1 ges av regulatorns överföringsfunktion G_{EU}

$$U_1 = G_{EU}E = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} (R_Z - Z).$$
(3.23)

Inför återkoppling och bryt ut Z för att få

$$Z = \frac{G_{EU}G_{UZ}}{1 + G_{EU}G_{UZ}}R_Z = G_{RZ}R_Z.$$
 (3.24)

Överföringsfunktionen G_{RZ} blir då

$$G_{RZ} = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s(ms^2 + \rho A c_D s) + K_d s^2 + K_p s + K_i}.$$
(3.25)

Ansätt rötterna r_1, r_2 till nämnarpolynomet P(s) till G_{RZ}

$$P(s) = m(s - r_1)(s - r_2)(s - r_3) =$$

$$m(s^3 - (r_1 + r_2 + r_3)s^2 + (r_1r_2 + r_1r_3 + r_2r_3)s - r_1r_2r_3) =$$

$$ms^3 + (K_d + \rho Ac_D)s^2 + K_ps + K_i.$$
(3.26)

Parametervärdena beror då på systemets poler r_1,r_2,r_3 enligt

$$K_{d,z} = -m(r_1 + r_2 + r_3) - \rho A c_D$$

$$K_{p,z} = m(r_1 r_2 + r_1 r_3 + r_2 r_3)$$

$$K_{i,z} = -m r_1 r_2 r_3.$$
(3.27)

Och styrsignalen ges av

$$U_1 = K_{d,z} \frac{de}{dt} + K_{p,z} e + K_{i,z} \int e \, dt + U_{1,0}, \qquad (3.28)$$

där $U_{1,0} = mg$. Eftersom motorerna bara kan producera en viss dragkraft, och inte kan vända håll på den begränsas signalen till $0 \le U_1 \le 4F_{L,max}$.

3.4.3 Attitydreglering

Också här behöver modellen förenklas innan regulatorn kan designas. Drönarens attityd ges av ekvationerna 2.12, 2.22, och 2.24 vilka linjäriseras kring jämviktsläget $\boldsymbol{\theta} = \boldsymbol{\omega} = \begin{bmatrix} U_2 & U_3 & U_4 \end{bmatrix}^T = 0$ för att ge

$$\begin{bmatrix} \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix}.$$
 (3.29)

Eftersom process
dynamiken är närmast identisk för attitydvinklarna så utförs de-
sign
proceduren enbart för $\ddot{\phi}$, som Laplace-transformer
as till

$$\Phi s^2 = \frac{U_2}{J_{xx}},$$
(3.30)

vilket ger

$$\Phi = \frac{U_2}{J_{xx}s^2} = G_{U\Phi}U_2, \tag{3.31}$$

där $G_{U\Phi}$ är processens överföringsfunktion. Regulatorn har den nu bekanta överföringsfunktionen

$$U_2 = G_{EU}E = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{s} (R_\phi - \Phi), \qquad (3.32)$$

och åtekoppling införs så att

$$\Phi = G_{R\Phi} = \frac{G_{EU}G_{U\Phi}}{1 + G_{EU}G_{U\Phi}}R_{\Phi} = \frac{K_d s^2 + K_p s + K_i}{J_{xx}s^3 + K_d s^2 + K_p s + K_i}R_{\Phi}.$$
(3.33)

Beteckna nämnarpolynomet till $G_{R\Phi} \mod P(s)$ och ansätt rötterna r_1, r_2, r_3

$$P(s) = m(s^{3} - (r_{1} + r_{2} + r_{3})s^{2} + (r_{1}r_{2} + r_{1}r_{3} + r_{2}r_{3})s - r_{1}r_{2}r_{3}) = J_{xx}s^{3} + K_{d}s^{2} + K_{p}s + K_{i}.$$
(3.34)

Parametervärdena för attitydregleringen beror då på systemets poler r_1, r_2, r_3 enligt

$$\begin{bmatrix} K_{d,\phi} \\ K_{d,\theta} \\ K_{d,\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{bmatrix} (r_1 + r_2 + r_3)$$

$$\begin{bmatrix} K_{p,\phi} \\ K_{p,\theta} \\ K_{p,\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{bmatrix} m(r_1r_2 + r_1r_3 + r_2r_3)$$

$$\begin{bmatrix} K_{i,\phi} \\ K_{i,\phi} \\ K_{i,\psi} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} \frac{1}{J_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_{zz}} \end{bmatrix} mr_1r_2r_3.$$

$$(3.35)$$

28

Och styrsignalerna ges av

$$\begin{bmatrix} U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{d,\phi} \\ K_{d,\theta} \\ K_{d,\psi} \end{bmatrix} \frac{d}{dt} \begin{bmatrix} e_{\phi} \\ e_{\theta} \\ e_{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{p,\phi} \\ K_{p,\theta} \\ K_{p,\psi} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_{\phi} \\ e_{\theta} \\ e_{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{i,\phi} \\ K_{i,\theta} \\ K_{i,\psi} \end{bmatrix} \int \begin{bmatrix} e_{\phi} \\ e_{\theta} \\ e_{\psi} \end{bmatrix} dt, \quad (3.36)$$

3.5 Sammanfattning av regleringen

I detta kapitel har strukturen för drönarens reglersystem upprättats och med regulatordesign har uttryck för parametrarna till de ingående regulatorerna för position-, höjd-, och attitydreglering tagits fram utifrån modellerna som ställdes upp i kapitel 2. Regulatorerna implementeras och testas i simuleringsprogrammet i nästa kapitel, där de exakta regulatorparametrarna bestäms genom att prova olika polkombinationer. I kapitel 5 implementeras regulatorerna i en verklig drönare, med de parametervärden som bestämts i simuleringsprogrammet, för att styra drönaren och jämföra simulering med verklighet.

3. Reglering av drönaren

4

Simuleringsprogram

I detta kapitel beskrivs hur simuleringsprogrammet gjordes, är uppbyggt, och används. Sedan används simuleringsprogrammet för att med bestämma de exakta regulatorparametrarna från föregående kapitel. Slutligen presenteras även simuleringsresultaten från olika körfall, vilka jämförs med sensordata från faktiska körfall i nästa kapitel. Den här delen av projektet bygger på resultatet från modelleringen, kapitel 2, och regleringen, kapitel 3.

4.1 Att göra ett simuleringsprogram

Arbetet med att göra simuleringsprogrammet inleddes med att göra ett preliminärt flödesschema över programmets önskade logik, se figur 4.1. Användaren börjar med att ange konstanter och parametrar för simuleringen och kör sedan programmet, som följer sekvensen:

- Initialisera alla variabler och tillstånd
- Kör simuleringsloopen
 - beräkna fel mellan referensvärde och nuvarande tillstånd (exempelvis position eller attityd)
 - $-\,$ beräkna styrsignaler från regulatorerna givet felen
 - beräkna nytt tillstånd givet styrsignalerna
 - animera drönarens rörelse i 3D-plot
- Plotta resultatet i grafer

Under simuleringens gång kan användaren se drönarens beteende i animeringen och efter simuleringen körts kan resultatet utvärderas från graferna. Programmets centrala del är simuleringsloopen, som i huvudsak består av drönarens reglering och dess mekanik. I det tidiga skedet av utvecklingen hämtades mycket inspiration till detta från Andrew Gibianskys projekt [10], som simulerar en quadcopter i MAT-LAB, och redan hade regulatorer och modeller för mekaniken implementerade. Det som fanns tillgängligt av Gibianskys simuleringsprogram var dock inkomplett, och saknade saknade mycket av den funktionalitet som önskades i detta projekts simuleringsprogram.

Med kunskapen från Gibianskys projekt blev nästa steg i utvecklingen att förstå och finna bättre modeller för drönarens mekanik och aerodynamik, vilket behandlas i kapitel 2. Med detta genomfört fanns nu tydliga modeller över drönarens beteende, och regleringen av systemet kunde inledas. Först bestämdes den reglerstrategi som skulle tillämpas, höjd-, positions-, och attitydreglering, och sedan regulatortypen,



Figur 4.1: Preliminärt flödesschema över simuleringsprogrammet.

PID. Detta, och härledningen av regulatorparametrarna beskrivs i kapitel 3.

När modellerna och regulatorerna var färdigställda återgick arbetet med utvecklingen av själva simuleringsprogrammet. Den första versionen utvecklades i MATLAB, och består, som i det preliminära flödesschemat, av en initieringsfas, en simuleringsloop, och en resultatdel. I initieringsfasen definieras alla konstanter, fysikaliska, aerodynamiska, massor och dimensioner, mm, tröghetstensorn beräknas, och regulatorparametrar som används i programmet. Simuleringsloopen, som kan ses som ett flödesschema i figur 4.1, kör från tiden 0 med ett bestämt tidssteg till en sluttid som bestäms av användaren. I första delen av loopen bestäms reglerfelet för höjd och position och styrsignalerna från höjd- och positionsregleringen beräknas. Sedan bestäms reglerfelet för attityden, eftersom referensvärdet är positionsregleringens styrsignal, och attitydregleringens styrsignal beräknas. Från styrsignalens för höjd och attityd beräknas propellervarvtalen. Andra delen i loopen är drönarens mekanik. Först beräknas den linjära och roterande accelerationen, varpå dessa integreras för att ge hastighet och vinkelhastighet i kroppsramen. Sedan omvandlas dessa till hastighet i inertialramen och attitydförändring så att den nya positionen och attityden kan beräknas. Sist i loopen visualiseras det nuvarande tillståndet i en 3D-plot. I reusltatelen av programmet plottas grafer med position mot referensposition, attityd mot referensattityd, styrsignalerna $U_1, ..., U_4$ och propellervarvtalen.

Koden har skrivits för att vara så lätt att förstå och ändra som möjligt. Den är väl uppkommenterad och har en logisk namnkonvention för variabler och funktioner. Programmet har också strukturerats upp så långt som möjligt i funktioner för att vara modulär, så att enskilda funktioner kan bytas ut utan att omfattande ändringar behöver göras i koden. Förhoppningen var att implementera en andra version av simuleringsprogrammet som en simulink-modell, men det kunde inte genomföras på grund av projektets tidsbegränsningar.

4.2 Uppbyggnad och användning

Användning av simuleringsprogrammet består av fyra steg:

- 1. Välj konstanter och parametrar
- 2. Välj simuleringsfall
- 3. Kör simuleringen
- 4. Utvärdera resultatet

Dessa steg beskrivs i avsnitten nedan.

4.2.1 Välj konstanter och parametrar

För att simuleringen ska vara relevant för just den drönare som användaren vill undersöka behöver rätt värden på konstanter och parametrar läggas in i filen "Constants.m". Alla värden anges i SI-enheter, utom varvtal och kraft- och momentkoefficenterna för propellrarna, där rad/s ersätts med RPM. De konstanter som behövs är:

- massor
 - m_m: massan för en motor
 - m_f: ramens massa
 - m_c: centermodulens massa (elektronik, batteri, utrustning)
- dimensioner
 - L: ramens längd (motor till motstående motor)
 - w_x: centermodulens bredd i x-led
 - w_y: centermodulens bredd i y-led
 - h: centermodulens höjd
 - maxAngle: största tillåtna referensvinkel
- aerodynamiska konstanter
 - -kt: kraftkoefficienten för en propeller (Thrust coefficient) i N/RPM^2
 - kq: momentkoefficienten för en propeller (Torque coefficient) i Nm/RPM^2
 - c_D: drönarkroppens luftmotståndskoefficient (Drag coefficient)
- motorkonstanter
 - minRPM: minsta varvtal motorn kan producera
 - maxRPM: högsta varvtal motorn kan producera
 - max Thrust: total högsta dragkraft från alla propellrar
 - RPM0: varvtal vid jämviktsläget (hover)

Vad gäller regulatorparametrar kan användaren antingen välja att använda den polplaceringsmetod som används i detta projekt, eller själv direkt mata in regulatorparametrarna. Om användaren väljer andra regulatorer än de som kommer med simuleringsprogrammet så får användaren också ansvara för att lägga in lämpliga parametrar i filen "Constants.m". De parametervärden som behövs är:

- Polplaceringsmetoden:
 - -rZ: vektor med tre poler för höjdregleringen
 - rAng: vektor med tre poler för attitydregleringen
 - rPos: vektor med två poler för positionsregleringen
- Regulatorparametrar direkt:
 - Höjdreglering
 - * KdZ: Kd för z
 - * KpZ: Kp för z
 - * KiZ: Ki för z
 - Attitydreglering
 - * KdAng: 3 × 1-vektor medKd för ϕ, θ, ψ
 - * KpAng: 3 × 1-vektor medKp för ϕ,θ,ψ
 - * Ki Ang: 3 × 1-vektor medKi för
 ϕ, θ, ψ
 - Höjdreglering
 - * KdP: 2 × 1-vektor medKd för x,y
 - * KpP: 2 × 1-vektor med Kp för x, y
 - * KiP: 2 × 1-vektor med Ki för x,y

4.2.2 Välj simuleringsfall

Nästa steg är för användaren att bestämma simuleringsfall; är det en enkel stegsvarssimulering, ska drönaren följa en viss rutt, blåser det, förekommer störningar? Detta anger användaren med argument i form av så kallade "name-value"-par (eng. name-value pairs) när simuleringsfunktionen "simulateDrone.m" kallas. Argumenten grupperas då i par där första argumentet, "name", är en textsträng med det kommando som önskas, och det andra argumentet, "value", är det värde som önskas till kommandot. De "name-value"-par som finns är:

- 'endTime': simuleringens längd
 - -en positiv skalär med sluttiden
is
- 'positionControl': positionsreglering (förhindrar 'attitudeControl')
 - en $3 \times N$ matris med referensposition i m för x, y, z. Kan vara en vektor med en position drönaren ska nå och hålla, eller en matris med en rutt drönaren ska följa
- 'attitudeControl': attitydreglering (förhindras av 'positionControl')
 - en 3 × N matris med referensattityd i ° för ϕ, θ, ψ . Kan vara en vektor med en attityd drönaren ska nå och hålla, eller en matris med en sekvens drönaren ska följa
- 'wind': utsätter drönaren för vind
 - en $3 \times N$ vektor med vindhastighet i m/s. Kan vara en vektor med konstant vindhastighet, eller en matris med varierande vindhastighet
- 'posDisturbance': kopplar på störning för drönarens position
 - -en skalär som bestämmer storleken på störningen im
- 'attDisturbance': kopplar på störning för drönarens attityd
 - -en skalär som bestämmer storleken på störningen i $^\circ$

- 'velDisturbance': kopplar på störning för drönarens hastighet
 - -en skalär som bestämmer storleken på störningen im/s
- 'angVelDisturb': kopplar på störning för drönarens vinkelhastighet
 - -en skalär som bestämmer storleken på störningen i °/s

Argumentparen ovan behöver inte anges i ordningen ovan, och bara de som önskas behöver anges. Det förinställda simuleringsfallet är 10 s simuleringstid med positionsreglering kring punkten x = y = z = 0 och utan vind eller störningar.

Exempelvis kan simuleringen köras med kommandot

"simulateDrone('wind', [1; 0; 0], 'attitudeControl', [0; 10; 45])",

vilket innebär att drönaren ska hålla attityden $\phi = 0, \theta = 10, \psi = 45^{\circ}$ i 1 m/s vind i x-riktning. Simuleringstiden är den förinställda 10 s, och störningar är avslagna.

4.2.3 Kör simuleringen

När användaren valt simuleringsfall är det bara att köra simuleringen genom att kalla på funktionen "simulateDrone.m" med de argument som valdes. Under tiden simuleringen körs animeras drönarens rörelse så att användaren kan titta på beteendet direkt. Kraften som varje propeller genererar visas också för att visa hur drönaren styrs.

4.2.4 Utvärdera resultatet

Efter simuleringen kört färdigt plottas grafer där positionen visas mot referenspositionen, och attityden visas mot referensattityden. Med dessa resultat kan användaren utvärdera regulatorer eller konstruktion. Styrsignalerna $U_1, ..., U_4$ och propellervarvtalen plottas också, för att visa styrsignalsakvtiviteten. Den bana drönaren följt tillsammans med referensbanan visas också i en 3D-plot, ifall användaren vill se hur väl drönaren följt en rutt.

4.3 Simuleringar

För att undersöka hur väl simuleringsprogrammet överensstämmer med verkligheten ska simuleringsresultat jämföras med resultat från verkligt test. För att genomföra detta ska de regulatorer som designats i föregående kapitel, och som implementerats i simuleringsprogrammet också implementeras i en verklig drönare. Innan detta måste regulatorparametrarna bestämmas i simuleringsprogrammet.

I den här delen användes värden på massor, dimensioner och koefficienter tagna från den verkliga drönaren i nästa kapitel, så simuleringarna gäller för den. Dessa värden ses i Appendix B.

4.3.1 Bestämma regulatorparametrar

Den metod för regulatordesign som användes vid regleringen, avsnitt 3.4, är polplacering. Polerna bestämdes inte i samband med detta, eftersom det inte fanns något bra sätt att utvärdera polernas effekt på drönarens beteende. Nu däremot, när simuleringsprogrammet är färdigt, kan polplaceringen utvärderas genom stegsvar. Detta genomförs för de tre regulatorerna i tur och ordning, med attitydregleringen först, sedan höjdregleringen och sist positionsregleringen. Ordningen beror på att drönaren måste vara stabil innan den kan hålla en höjd, innan den kan åka till en position. Slutligen undersöks hur väl regulatorerna hantar störningar.

4.3.1.1 Parametrar till attitydregulatorn

För attitydregleringen testades först polerna $r_1 = r_2 = -1$, $r_3 = -2$. Stegsvaret för denna polplacering, se figur 4.2, visar att systemet är stabilt, har en ganska kort stigtid, och acceptabelt översläng. Däremot upplevdes insvängningstiden vara för lång. Ytterligare polplaceringar testades innan polerna $r_1 = r_2 = -5$, $r_3 = -6$ valdes. Stegsvaret i detta fall, se figur 4.3, har en väldigt kort stigtid, fortfarande acceptabelt översläng, och framförallt, avsevärt kortare insvängningstid. Här visas bara stegsvaren för roll, eftersom stegsvaren för pitch och yaw är närmast identiska.



Figur 4.2: Stegsvar för roll (ϕ) för polplaceringen $r_1 = r_2 = -1$, $r_3 = -2$.



Figur 4.3: Stegsvar för roll (ϕ) för polplaceringen $r_1 = r_2 = -5$, $r_3 = -6$.

De regulatorparametrar den valda polplaceringen gav ses i tabell 4.1.

Tabell 4.1: Regulatorparametra	r till	attitydregleringen.
--	--------	---------------------

	K_d	K_p	K_i
ϕ	0.0432	0.2296	0.4052
θ	0.0371	0.1969	0.3475
ψ	0.0791	0.4203	0.7417

4.3.1.2 Parametrar till höjdregulatorn

För höjdregleringen testades först polerna $r_1 = -1$, $r_2 = r_3 = -2$, vilket gav stegsvaret i figur 4.4. Här upplevdes både stigtiden och insvängningstiden något långa, men överslänget acceptabelt. Ytterligare tester visade att polplaceringar med poler placerade för långt till vänster, lägre än cirka -8, gav ett instabilt beteende. Slutligen valdes polerna $r_1 = -3$, $r_2 = -4$, $r_3 = -5$. Detta stegsvar, se figur 4.5, hade ett något större, men fortfarande acceptabelt översläng, kortare stigtid, och en mer tillfredställande insvängningstid. Regulatorparametrarna för höjdregleringen blev då $K_{d,z} = 8.7846$, $K_{p,z} = 34.6390$, $K_{i,z} = 44.2200$.



Figur 4.4: Stegsvar för höjdreglering med polplaceringen $r_1 = -1$, $r_2 = r_3 = -2$.



Figur 4.5: Stegsvar för höjdreglering med polplaceringen $r_1 = -3$, $r_2 = -4$, $r_3 = -5$.

4.3.1.3 Parametrar till positionsregulatorn

För positionsregleringen testades först polerna $r_1 = -1$, $r_2 = -2$. I stegsvaret i figur 4.6 ses att systemet är helt dämpat, det vill säga ingen översläng. Dock upplevdes stigtiden som för lång, och ytterligare tester genomfördes. Polplaceringen $r_1 = -6$, $r_2 = -8$, se figur 4.7 gav snabbare stigtid, men en ej avtagande svängning kring stegsignalen, vilket inte är önskat. Den slutliga polplaceringen , $r_1 = -4$, $r_2 = -5$, se figur 4.8, valdes efter en avvägning mellan acceptabel stigtid och minimering av en svängning som uppträdde redan innan stegsignalen passerats. Svängningen är knappt märkbar för den valda polplaceringen men kan ses när utsignalen överstiger 0.8 på grafens y-axel.



Figur 4.6: Stegsvar för positionsreglering med polplaceringen $r_1 = -1$, $r_2 = -2$.



Figur 4.7: Stegsvar för positionsreglering med polplaceringen $r_1 = -6$, $r_2 = -8$.



Figur 4.8: Stegsvar för positionsreglering med polplaceringen $r_1 = -4$, $r_2 = -5$.

Endast stegsvaren för x-reglering visas, eftersom stegsvaren för y-reglering är identiska. Polplaceringen resulterade i regulatorparametrarna $K_{d,p} = 5.1590, K_{p,p} = 8.8440.$

4.3.1.4 Störningar

Störningståligheten för den valda regulartorparametriseringen testades genom att simulera stegsvar i position först med störning i form av vind med konstant hastighet, och sedan i form av störningar i drönarens vinkelhastighet.

I figur 4.9 ses svaret för en stegsignal i x-led, med en konstant vindhastighet på 5 m/s i x-led. Regulatorerna stabiliserar positionen, men kan inte eliminera det kvarstående felet, så drönarens x-position ligger cirka 0.1 m nedvinds den önskade positionen. Detta beror på att positionsregulatorn endast är en PD-regulator, eftersom det krävs integralverkan för att bli av med det kvarstående felet. Positionsregulatorn kommer inte bytas ut på grund av detta, eftersom tester på en verklig drönare görs inomhus, men resultatet bör ändå noteras.



Figur 4.9: Stegsvar i x-led med vindstörning i samma riktning.

Stegsvaret i x-led med störningar i vinkelhastighet på $5^{\circ}/s$ visas i figur 4.10. Som framgår i grafen så hålls positionen väl trots störningar.



Figur 4.10: Stegsvar i x-led med störningar i vinkelhastighet.

Även störning i hastighet, attityd och position hanteras väl, vilket ses i Appendix C. Detta tolkas som att regulatorerna klarar av mätstörningar hos en verklig drönare, och är tillräckligt störningståliga för att testas i verkligheten.

4.3.2 Simulerade körfall

För att jämföra simuleringsprogrammet med verkligheten används först stegsvaren från föregående avsnitt. För att testa mer naturliga, och komplexa, situationer, där drönaren följer en kontinuerlig rutt, eller ska nå flera diskreta positioner i följd, valdes ytterligare två körfall. Det första är en kontinuerlig rutt i form av en stigande spiral. Det andra, mer komplicerade, körfallet är en diskret följd av positioner i form av en kub.

4.3.2.1 Spiralkörfall

Spiralkörfallet kördes med följande kommando:

```
%End time
t1 = 20;
%Simulation timesteps
t = 0:0.05:t1;
%Helix coordinates
x = 2*sin(t);
y = 2*(cos(t) - 1);
z = t/2;
p1 = [x;y;z];
%Start simulation
simulateDrone('endTime',t1,'positionControl',p1);
```

I figur 4.11 visas drönarens bana tillsammans med referensrutten. Drönaren följer den önskade banan väl, men ligger lite utanför.



Figur 4.11: Bana och referensrutt för spiralkörfallet.

Hos attityden och referensattityden, figur 4.12, förekommer en kraftig oscillation i början, men den avtar efter några sekunder. Orsaken till detta är inte känd, men det påverkar inte positionen enligt föregående graf, figur 4.11. Om det påverkar beteendet hos den verkliga drönaren behöver undersökas i det fysisk testet.



Figur 4.12: Attityd och referensattityd för spiralkörfallet.

För att underlätta jämförelsen med data från ett verkligt körfall kan grafer med position och referensposition samt med motorvarvtal ses i Appendix C.

4.3.2.2 Kubkörfall

Kubkörfallet kördes med kommandot

```
%Time per side of the box
ts = 3;
%End time
t2 = ts * 8;
\% Timesteps per side (timestep = 0.05 s)
n = ts / 0.05;
%Box coordinates
p2(:,1:n)
                = [0;0;1].*ones(3,n);
                                          %First side
p2(:, n+1:2*n)
                = [1;0;1].*ones(3,n);
                                          %
p2(:, 2*n+1:3*n) = [1;0;0].*ones(3,n);
                                          %
p2(:, 3*n+1:4*n) = [1;1;0].*ones(3,n);
                                          %.
p2(:, 4*n+1:5*n) = [1;1;1].*ones(3,n);
                                          %.
p2(:,5*n+1:6*n) = [0;1;1].*ones(3,n);
                                          %.
```

p2(:,6*n+1:7*n) = [0;1;0].*ones(3,n); %
p2(:,7*n+1:8*n) = [0;0;0].*ones(3,n); %Last side
%Start simulation
simulateDrone('endTime',t2, 'positionControl',p2);

Drönarens körbana och referensrutt visas i figur 4.13. I två av kubens övre hörn och två av de undre ses avvikelser från referensbanan, vilka beror på överslänget från höjdregleringen. När drönaren stiger är avvikelsen begränsad till z-led, men när den sjunker uppträder avvikelser även i x- och y-led.



Figur 4.13: Bana och referensrutt för kubkörfallet.

I figur 4.14 visas attityd och referensattityden för kubkörfallet. Aktiviteten vid 4, 10, 15 och 22 s beror förflyttningarna i x- och y-led, och den kraftiga aktiviteten vid tiden cirka 7 och 18 s uppstår för att kompensera för avvikelsen i x- och y-led ovan.



Figur 4.14: Attitud och referensattitud för kubkörfallet.

Grafer med position och referensposition samt motorvarvtal för att underlätta jämförelse med data från ett verkligt körfall kan ses i Appendix C.

4.4 Sammanfattning

I kapitlet beskrev hur simuleringsprogrammet utvecklades utifrån modellerna i kapitel 2 och regulatorerna i kapitel 3 och hur det används. Sedan användes programmet för att med stegsvarsanalys bestämma polplaceringen och därigenom regulatorparametrarna till regulatorerna, som ska implementeras i en verklig drönare i nästa kapitel. Slutligen valdes och kördes två mer komplicerade körfall som ska användas i jämförelsen mellan simulering och verklighet.

5

Den verkliga drönaren

I detta kapitel beskrivs den drönare som byggdes och presenteras en överblick av de ingående komponenterna som användes. Mätresultat på komponenterna som används i simuleringen i kapitel 4 presenteras och slutligen föreslås en metod för att implementera egna styrsystem i drönaren. Det egna styrsystemet kunde inte implementeras i detta projekt, och därför kunde inte tester på en verklig drönare genomföras.

5.1 Design av drönare

Testdrönarens konstruktion och komponenter är valda för att underlätta testningen av regulatorer designade i simuleringsprogrammet, det vill säga att skapa en plattform för att enkelt överföra prototyper av styrsystem från MATLAB/Simulink till en fysisk drönare. För att kunna klara eventuella krascher under testningen används färdiga komponenter som lätt är utbytbara och relativt billiga. Den centrala delen i drönaren är flygkontrollern Pixhawk Mini som innehåller all mätutrustning som behövs för att stabilisera en drönare och dessutom kan anpassas för att styra flera olika flygramar, bland annat quadcopters. Drönaren har kalibrerats och flugits med mjukvara från PX4-projektet [19].

5.2 Ingående komponenter

Här beskrivs de komponenter som drönaren består av. I tabell 5.1 är en lista över de ingående komponenterna. I figur 5.1 ses en bild på drönaren med komponenterna utmärkta.

k k	* används ej i den aktuella versionen av drönaren ** ej budgeterade delar som erhållits på annat sätt			
			-	
	Komponent	Modell	Beskrivning	
	Flygkontroller	Pixhawk Mini Kit	Mikroprocessor med sensorer, t	

Komponent	Modell	Beskrivning	Pris SEK
Flygkontroller	Pixhawk Mini Kit	Mikroprocessor med sensorer, tillbehör	1180
Dator ombord*	Raspberry Pi 3B	Enkortsdator	348
Ram	Arris c250	Kolfiberram med 250 mm hjulbas	350
Motorer	Multistar Viking 1808	4 st borstlösa motorer 2600 kV, 28A max	336
		2 st medurs, 2 st moturs	
Fartreglage	Crazepony Emax 35A	4 st fartregage, 35A max	505
Batteri	Turnigy Graphene	2 st LiPo 4s 1000 mAh	351
Dropollor	Kingkong 5045	40 st propellrar i plast	103
1 Topener	Kingkong 5045	(20 medurs, 20 moturs)	
Propeller*	Quanum 6x4.5	4 st propellrar i kolfiber	66
Telemetri*	YKS telemetry 915 Mhz	Radiosändare och mottagare	296
Laddare	Turnigy Accucel-6 80W	Laddare för LiPo-batterier	292
Höjdmätare*	Maxsonar EZ1	Höjdmätare med ultraljud	307
Mätutrustning	Turnigy Thrust Stand	Mäter rpm, lyftkraft, strömförbrukning	803
Radiosändare**	FrSKY Taranis X7	Sändare 2.4GHz	
Mottagare**	FrSky X8R	Mottagare, sbus till Pixhawk	
Övrigt		Kontaktdon, buntband, adaptrar, mm.	198
Totalt			5135



Figur 5.1: Drönaren: 1 - flygdator, 2 - batteri, 3 - power distribution board, 4 fartreglage, 5 - motor, 6 - propeller, 7 - mottagare, 8 - gps-modul.

5.2.1Pixhawk Mini Flight Controller

Pixhawk är ett open hardware-projekt med målet att förse utvecklare med lättilgänglig och billig hårdvara för utveckling av avancerade autopilotsystem till drönare. Pixhawk Mini en flygdator från detta projekt, och består av flera komponenter: en mikrokontroller och inbyggda sensorer. Mikrokontrollern kör mjukvara med öppen källkod och bearbetar mätdata från sensorerna. De sensorer denna Pixhawk innehåller är accelerometer, gyroskop och magnetometer, och ger tillsammans information till mikrokontrollern för att beräkna drönarens attityd. Paketet innehåller även en gps-modul som ansluts via en kabel till Pixhawken för mätning av position. Signalerna från sensorerna, och gps-modulen om den är inkopplad, bearbetas av ett autopilotprogram som är installerat på mikrokontrollern och möjliggör autonom styrning och balansering av drönaren. Det finns även stöd för anslutning av fler moduler såsom vindmätare och ultraljudssensor.

Den öppna källkoden gör det möjligt att bygga helt egna program för styrning av egendesignade flygfarkoster, som till exempel quadcopters. I detta projekt har valdes att utgå från den färdiga mjukvaran PX4. Denna kommer med stöd för simulinkpaketet Pixhawk PX4 Support Package. Detta verktyg gör att egendesignade styrsystem i Simulink automatiskt kan översättas till källkod som körs i Pixhawken. Det är alltså möjligt att testa styrsystem direkt i hårdvara utan att behöva sätta sig in i avancerad hårdvaruprogrammering. Paketet kommer med ett färdigt bibliotek av simulinkblock för sensorer, insignal från radiosändare och utsignal till motorer. Detta förklaras mer i avsnitt 5.4 om implementering av styrsystem.

5.2.2 Motorer

Fyra borstlösa motorer används för att driva propellrarna. De klarar av en ström på 29A/485W och är på 2600 KV. KV är ett standardmått för borstlösa motorer och definieras som motorns varvtal per minut vid en volts belastning. Två av motorerna roterar medurs, och två roterar medurs, för att vridmomenten ska balanseras. Motoraxlarna är gängade för montering av propellrarna, och gängriktningen är tvärtemot rotationsriktningen. Detta är för att propellrarna ej skall lossna under flygning utan istället skruvas in av vridmomentet.

5.2.3 Propellrar

Propellrar skapar dragkraft genom att rotera och förflytta luft. Den skapade kraften beror på varvtal, propellerns storlek och dess stigning. Vid val av propeller innebär större diameter och större stigning mer lyftkraft, men också högre strömförbrukning. För att testa olika körfall har två olika propellertyper inhandlats. Båda har 5 tums diameter och 4 respektive 4.5 tums stigning. Två propellrar är gjorda för att skapa lyftkraft medurs och de andra två moturs.

5.2.4 Fartreglage

Fartreglagen kontrollerar motorernas med strömförsörjning, och styrs av flygdatorn genom pulsviddsmodulering. För att förhindra överhettning och hög påfrestning är dessa designade för att klara av högre ström än motorerna, 35A.

5.2.5 Batteri

Ett litiumpolymerbatteri med fyra celler används som kraftkälla till hela systemet. Kapaciteten är 1000 mAh och möjliggör 10 minuters körning.

5.2.6 Power Distribution Board

Denna komponent fördelar strömmen till hela konstruktionen. Batteriet är kopplat till denna som i sin tur förser Pixhawk med 5V och fartreglagen samt motorerna med ström.

5.2.7 Sändare och mottagare

En spakradio med radiosändare används för att skicka manuella styrsignaler till drönaren via 2.4GHz-bandet. Mottagaren sitter monterad på farkosten och för vidare signalerna till Pixhawk via s.bus-protokollet.

5.2.8 Flygram

Flygramen är drönarens skelett, till vilket alla delar är monterade. Här används en kolfiberram, för sin styvhet, låga vikt och skadetålighet, med 250 mm hjulbas. Det finns plats för montering av mer mätutrustning om så behövs.

5.3 Komponenttester

För att simulationen i kapitel 4 ska kunna jämföras med tester på den verkliga drönaren har tester utförts på drönarkomponenterna, så att simuleringarna körs med rätt värden. Den data som uppmätts är komponenternas vikter och dimensioner, och propellernas dragkraft i förhållande till motorernas varvtal.

5.3.1 Mätutrustning

För mätningar av varvtal, lyftkraft och strömförbrukning används Turnigy Thrust Stand, se figur 5.2. Det är en ställning där motor och propeller monteras till en våg som kan mäta dragkraften. Fartreglaget kopplas till en servotestare som i sin tur är kopplad till en multimeter och varvtalsmätare.



Figur 5.2: Mätning med Thrust Stand.

5.3.2 Mätresultat

Ström, spänning, varvtal och lyftkraft har mätts genom att ökas i 23 intervall. Resultatet kan ses i figur 5.3 nedan där ett andragradspolynom kurvanpassats till mätpunkterna. Medelvärdet av dessa har använts för att bestämma värden på koefficienten för dragkraft



Figur 5.3: Mätdata: dragkraft för en propeller i förhållande till varvtalet.

$$k_T = \frac{1}{n} \sum_n \frac{T_{Pn}}{\omega_{Pn}^2} = 1.2058 \cdot 10^{-8}.$$
 (5.1)

Koefficienten för vridmoment har inte kunnat mätas, på grund av risken att förstöra motorerna, och approximeras därför istället utifrån koefficienten för dragkraft, vilken vanligtvis är en storleksordning större

$$k_Q \approx \frac{k_T}{10} = 1.2058 \cdot 10^{-9}.$$
 (5.2)

Mätning av massorna anpassades efter simuleringsprogrammet. Där anges separata massor för motorer, propellrar, ram och en centermodul med elektronik och annan utrustning, som till exempel batteri och flygdator. De dimensioner hos drönaren som efterfrågas av simuleringsprogrammet uppmättes också. Massorna och dimensionerna ses i tabell 5.2.

Tabell 5.2: Komponenternas massor och dimensioner. Centermodulen förkortas härmed CM.

Komponent	Massa [kg]	Dimension	Längd [m]
Motor	0.03	Ramlängd	0.25
Propeller	0.012	CM: x-längd	0.12
Ram	0.167	CM: y-bredd	0.054
CM	0.402	CM: z-höjd	0.033

5.4 Implementering av styrsystem

Implementering av styrsystem i Pixhawk görs med hjälp av Pixhawk PX4 Support Package, förkortat PSP. Det är ett verktyg som laddas ner från Mathworks hemsida och används för att koda om simulinkmodeller till källkod som kan köras på Pixhawken. Detta görs med en usb-anslutning från datorn till Pixhawken. För att kunna använda PSP behövs MATLAB och Simulink coders och Embedded coder [17].

5.4.1 Installation av Simulink PSP

Vid installationen av PSP uppstod problem, eftersom Simulink PSP för tillfället inte fungerar med operativsystemet Windows, och enbart med en särskild version av MATLAB. Detta är bekräftat av Mathworks som erbjuder produkten och de arbetar med att anpassa PSP för senare versioner av MATLAB samt att laga installationen för Windows.

Efter omfattande försök med olika programversioner och på ett annat operativsystem kunde PSP till sist installeras. Det som krävs för att installationen ska lyckas är specifika versioner av operativsystem, MATLAB och paket. I tabell 5.3 listas den mjukvara som användes för att få verktyget att fungera. Resten av installationsstegen kan göras med hjälp av den officiella installationsguiden: [17].

Program/paket	Beskrivning	Version	Kommentar
Ubuntu	Operativsystem	16.04.4 LTS	Senare versioner har ej stöd för paket som behövs
MATLAB		R2016b	R2016a sägs fungera också, ej bekräftat
CMake		3.5.1	
Python		2.7.12	
python-tk		2.7.12-1	
GCC-ARM	gcc ARM korskompilator	4.9.3	Fungerar ej med nyare Ubuntu
wget		1.17.1	
clang		3.5	Fungerar ej med nyare Ubuntu
lldb		3.5	Fungerar ej med nyare Ubuntu

 Tabell 5.3:
 Program och versioner

5.4.2 Design av system i Simulink

Pixhawk PSP kommer med ett bibliotek av förprogrammerade simulinkblock som kan ses i figur 5.4. Dessa kan kombineras med andra simulinkblock för att bygga egna system. Det finns block för batteri, sensorer, gps-modul, radiokontroller, direkt attityd, högtalare och LED-lampa på Pixhawken, samt motorer.



Figur 5.4: Simulinkblock i PSP-biblioteket.

I figur 5.5 visas ett exempelprojekt i PSP, vilket utifrån signaler från radio blinkar Pixhawkens lampa. För att installera programmet kopplas Pixhawken först in via usb till datorn. Sedan trycks build-knappen längst upp till höger för att lägga in systemet som källkod på Pixhawken. Detta har framgångsrikt genomförts, liksom avläsning av sensorer.



Figur 5.5: Exempel på simulinkprojekt. Programmet installeras på en usb-ansluten Pixhawk genom att trycka på den utmarkerade build-knappen.

5.4.3 Installation av reglersystemet på drönaren

De regulatorer som designats i projektet kunde inte implementeras i Pixhawken på den riktiga drönaren på grund av tidsbrist. Detta berodde delvis på problemen med att installera PSP, som krävs för att implementera kod i Pixhawken. En annan bidragande orsak är att den telemetrisändare som var tänkt att användas för att styra drönaren, tillsammans med en Raspberry Pi, kortslöts på grund av en defekt usbhubb. För att testa om drönaren kunde flyga med original-PX4-mjukvaran inköptes därför en radiosändare och -mottagare. Testflygningen visade att original-mjukvaran i alla fall fungerade.

5.5 Verkligt test

Eftersom de regulatorer som designats i projektet inte kunde implementeras i drönaren kunde inget verkligt test genomföras. Därför kunde inte heller simuleringsprogrammet jämföras med verkligheten.

5.5.1 Sammanfattning av drönarbygget

En quadcopter har byggts från inköpta komponenter. Komponenterna har mätts och vägts, och dragkraftstest har utförts på propellrarna för att ge värden som

kan användas i simuleringsprogrammet. Drönaren har framgångsrikt testflugits med PX4 firmware, men på grund av problem med installation av PSP, det verktyg som krävs för att lägga in kod i flygdatorn Pixhawk som användes i projektet, kunde inte projektets regulatorer implementeras i drönaren. Därför har simuleringsprogrammet inte kunnat jämföras med verkligheten, och dess giltighet kan inte bekräftas.

5. Den verkliga drönaren

6

Sammanfattning och diskussion

I detta kapitel sammanfattas först projektets resultat, varpå resultaten och projektets etiska aspekter diskuteras.

6.1 Sammanfattning

Projektets främsta resultat är ett fungerande simuleringsprogram för quadcopterdrönare. Delresultat i utvecklingsprocessen är modellerna som beskriver quadcoptern och regulatorer för att reglera den. Med hjälp av simuleringsprogrammet kunde regulatorerna parametriseras för att ge en stabil drönare med ett fullt godtagbart beteende, i simuleringen.

En verklig drönare byggdes från inköpta delar, och mätningar på komponenter gav värden som kunde användas för regulatorparametriseringen i simuleringsprogrammet. På grund av tidsbrist kunde regulatorerna däremot inte implementeras i den verkliga drönaren, och därför inte testas. Alltså kunde inte simuleringsprogrammet jämföras med verkligheten.

6.2 Diskussion

Först diskuteras huruvida projektets syfte uppnåtts, kort kallat måluppfyllnad. Sedan diskuteras simuleringsprogrammets giltighet utifrån de förenklingar som gjordes i modellerna. Projektets resultat återkopplas här också till den tekniska och samhälleliga nyttan som beskrevs i inledningen. Slutligen diskuteras nyttan med projektet och projektets etiska aspekter.

6.2.1 Diskussion kring måluppfyllnad

Projektets syfte var att utveckla ett simuleringsprogram för quadcopter-drönare, där drönarkonstruktioner och regulatorer kan testas och utvärderas. Syftet var också att programmet ska vara utformat som ett ramverk för att användarna också ska kunna ändra och utöka det för att förbättra modellerna och funktionaliteten.

Ett simuleringsprogram för quadcopter-drönare har utvecklats, och det går att testa och utvärdera drönarkonstruktioner och regulatorer. Programmet har också utvecklats med avsikten att vara så lätt som möjligt för kommande användare att ändra och utöka. En diskussion kring vilka konstruktioner och regulatorer som kan testas,

och möjligheterna att ändra programmet följer nedan, men först diskuteras programmets giltighet.

6.2.1.1 Simuleringsprogrammets giltighet

Simuleringsprogrammet bygger på modeller av drönarens mekanik och aerodynamik för att beskriva drönarens beteende. Precis som andra modeller är dessa matematiska tolkningar av verkligheten, och stämmer bättre eller sämre överens med den. På grund av detta behöver programmet jämföras med verkligheten, för att verifiera att det simulerar verkligheten tillräckligt väl för att kunna användas som ett hjälpmedel.

Avsikten var att göra en sådan jämförelse genom att implementera regulatorer designade i simuleringsprogrammet i en verklig drönare, och jämföra sensordata från drönaren med simuleringsresultat för några körfall. På grund av tidsbrist och oförutsedda svårigheter kunde dock inte regulatorerna implementeras, och därför kunde inte heller några tester genomföras. Alltså kan inte simuleringsprogrammets giltighet bekräftas definitivt i detta projekt. En diskussion om förenklingarna i modeller kommer i följande avsnitt.

6.2.1.2 Möjlighet att testa olika konstruktioner

Ett av de menade användningsområdena för programmet var att testa olika konstruktioner av drönare. Eftersom quadcopters för det mesta är väldigt lika till konstruktionen, så upplevdes den funktionen inte vara så viktig under arbetets gång. Därför inte programmet utvecklats särskilt för att vara generellt för olika konstruktioner, utan är bara gjort för konstruktioner där propellrarna är placerade som i ett kors, och sitter i kroppsramens xy-plan. De delar av programmet som inte är generella är beräkningen av tröghetstensorn, beräkningen av dragkraft (thrust) och moment (torque), och animeringen av drönaren.

Alltså går det att testa olika konstruktioner där drönarens propellrar är placerade som i ett kors och i kroppsramens xy-plan, men andra konstruktioner kommer inte simuleras rätt.

6.2.1.3 Möjlighet att testa olika regulatorer

Simuleringsprogrammets kanske främsta användningsområde är testning av regulatorer. I projektet användes PID-regulatorer, vilka implementerades i programmet för att testas. PID-regulatorerna kunde sedan testas och med hjälp av utvärdering i programmet parametriseras. Alltså är PID-regulatorer redan implementerade i programmet och går att testa och utvärdera. Det ses heller inte några problem med att testa andra regulatorer, eller andra reglerstrategier än den valda, men användaren måste då implementera dessa själv.
Det finns alltså fulla möjligheter att testa olika regulatorer i programmet, men om annan typ av regulatorer än PID ska testas behöver dessa implementeras först.

6.2.1.4 Möjlighet att ändra och utöka simuleringsprogrammet

Meningen var att simuleringprogrammet skulle vara utformat som ett ramverk, det vill säga att det skulle ha en grundläggande struktur som kan användas, ändras och utökas av användaren. Koden är skriven i MATLAB, och så länge användaren har tillgång till en MATLAB-licens så finns fulla möjligheter till att använda, ändra och utöka programmet. För att underlätta för användaren att ändra och lägga funktionalitet till har programmet utvecklats med en så modulär struktur som möjligt, genom att dela upp koden i funktioner. Koden är också välkommenterad och variabler och funktioner är logiskt namngivna.

6.2.2 Modellförenklingarnas påverkan på simuleringsprogrammets giltighet

I avsaknad av den tänkta jämförelsen mellan simuleringsprogram och verklighet kan det diskuteras kortfattat hur förenklingarna av de ingående modellerna påverkat hur väl programmet överensstämmer med verkligheten. Första förenklingen som görs är att bortse från jordens krökning i inertialramen. Eftersom det möjliga flygavståndet med en quadcopter är mycket begränsade i jämförelse till jordens storlek, bland annat på grund av batteritiden, har förenklingen försumbar inverkan på programmets giltighet.

Den centrala delen av programmet är mekaniken. Hos den anses kinematiken gälla naturligt, eftersom den bygger på direkta geometriska iakttaganden, och inte har förenklats. I Newtons ekvationer i dynamiken antas drönaren vara en stel kropp, en förenkling som också anses ha försumbar påverkan. Detta beror på att quadcoptern byggs för att vara så styv som möjligt, just för att undvika inre dynamik, och de krafter som i normala fall verkar på den är små i jämförelse med styvheten.

De förenklingar som kan har större påverkan inträder först med de krafter och moment som som utesluts. De uteslutna storheterna är propellrarnas navkrafter, böjmoment från propellrarna, moment från luftmotstånd och gyroskopiskt moment (precession). Det är inte känt hur stor påverkan uteslutandet av dessa krafter och moment har på simuleringsprogrammet, men det antas att den inte är försumbar.

Approximationen av drönarkroppen som uppbyggd av enklare delgeometrier vid beräkningen av tröghetstensorn är ytterligare en förenkling som kan ha viss påverkan. Approximationen bedöms dock vara så god att påverkan kan försummas.

De aerodynamiska modellerna innehåller också förenklingar som kan ha en större påverkan på programmets giltighet. Modellen för luftmotstånd anses stämma väl, men drönarkroppens luftmotståndskoefficient c_D approximeras grovt med c_D för en cylinder. Vidare grundar sig modellen för propellrarnas dragkraft (thrust) och vridmoment (torque) på utnyttjande av rent experimentella data, och tar inte hänsyn till attackvinkel, markeffekt, eller självsvängning i propellerbladen (blade flapping). Både luftmotstånd och attackvinkel har inte någon påverkan vid stationära och vindstilla förhållanden, men under dynamiska förhållanden och i vind kan inte modellfelen antas vara försumbara. Markeffekten kan också påverka resultatet nämnvärt, dock enbart vid flygning nära marken. Effekterna av blade flapping är inte kända, men förutsätts vara små.

Det som, slutligen, kan ha nämnvärd påverkan på programmets giltighet är den omodellerade processdynamiken, i det här fallet den elektriska dynamiken i motorn. I nuläget antas propellrarna instantant anta det önskade varvtalet. I verkligheten har de en finit vinkelacceleration som beror på motorns egenskaper, vilken spänning batteriet kan förse motorerna med och de moment som propellern belastar motorn med.

Individuellt kanske påverkan från dessa förenklingar och modellfel har en försumbar påverkan, men tillsammans kan de bilda ett signifikant fel. Trots detta anses simuleringsprogrammet vara tillräckligt bra för att användas till att testa regulatorer. Däremot bör simuleringsresultaten tolkas kritiskt, och regulatorerna testas i verkligheten innan de tas i bruk på riktigt.

6.2.3 Teknisk och samhällelig nytta

Den tekniska nyttan med projektet sades i inledningen vara att erbjuda ett simuleringsverktyg som kan användas i projekt för att utveckla nya drönarkonstruktioner och regulatorer, för att spara tid och resurser i dessa projekt. Det simuleringsprogram som utvecklats kan verkligen användas för att testa regulatorer och vissa drönarkonstruktioner, fast fysisk testning, som påpekats i föregående avsnitt, inte kan uteslutas. Det anses att de modeller som används är mestadels beskriver verkligheten väl, men att vissa modeller behöver vidareutvecklas, eller läggas till, för att simuleringarna från programmet ska vara fullgoda representationer av verkligheten. Framförallt är möjligheterna att testa olika drönarkonstruktioner begränsade, särskilt andra drönartyper än quadcopters. Därför anses programmet inte vara riktigt moget än för att vara till nytta, annat än i projekt på låg nivå. Programmet behöver alltså vidareutvecklas för att uppfylla den önskade tekniska nyttan.

Den samhälleliga nyttan som nämndes var att möjliggöra för fler nyttiga civila tillämpningar, och leda till billigare och mer lättillgängliga drönare. Detta är förhoppningsvis effekter av den tids- och resursbesparing som hoppas uppnås i den tekniska nyttan. Eftersom programmet inte anses vara moget än för att helt uppfylla den tekniska nyttan kan inte heller den samhälleliga nyttan uppfyllas förrän programmet utvecklats vidare.

6.2.4 Diskussion av etiska aspekter

Här diskuteras projektets etiska aspekter, först de kopplade till projektets genomförande och sedan de som har med projektets resultat att göra.

6.2.4.1 Etiska aspekter hos genomförandet

Större delen av projektet har varit av sådan karaktär att genomförandet inte kunnat påverka andra människor eller djur, vare sig negativt eller positivt, och det finns där inga etiska betänkligheter. Det som kan nämnas om den delen av projektet är att god forskningssed tillämpats. Projektets praktiska delar, testerna på en verklig drönare, innefattade experiment som skulle kunna störa och skada andra människor. Det enda test som utfördes genomfördes därför under kontrollerade omständigheter på skolområdet utan andra människor närvarande, och under begränsad tid.

6.2.4.2 Etiska aspekter hos resultatet

Projektets främsta resultat är simuleringsprogrammet, vilket inte direkt kan användas till att göra skada. Om systemnivån i analysen höjs kan simuleringsprogrammet förbättra tillgängligheten till quadcopter-drönare. Detta kan ha nyttiga effekter i form av större användning i civila applikationer för att hjälpa och rädda människor, bidra till forskning, och i kommersiella sammanhang. Det kan också leda till ökad användning inom smuggling, spioneri och integritetskränkande övervakning samt terrorism. Det anses otroligt att det leder till ändrad användning i krig, eftersom utvecklingen redan ligger så långt fram där.

Projektet har ingen möjlighet att påverka effekterna av ökad tillgänglighet, men anser att de nyttiga användningsområdena väger upp de skadliga, och att det därför var rätt att genomföra projektet. 7

Slutsatser och framtida arbete

Här presenteras de slutsatser som dragits från projektets resultat, och förslag till fortsatt arbete och vidareutveckling av simuleringsprogrammet.

7.1 Slutsatser

Projektet har producerat ett simuleringsprogram för quadcopters, som kan användas för att testa och utvärdera PID-regulatorer. Även andra typer av regulatorer kan testas, men måste då implementeras först. De modeller som programmet är baserat på innehåller förenklingar, och framförallt har vissa modeller uteslutits, vilket påverkar simuleringarnas giltighet. Hur mycket giltigheten påverkas har inte kunnat verifieras, men den bör ändå vara tillräckligt god för att simuleringsresultaten kan användas om regulatorerna testas i verkligheten innan de tas i bruk på riktigt.

Simuleringsprogrammet fungerar alltså, men vissa delar av quadcoptern är inte modellerade, eller innehåller approximationer som påverkar resultatet, och det går inte att använda för andra drönartyper än quadcopter. För att simuleringsprogrammet ska vara till verklig nytta behöver det därför utvecklas vidare inom dessa områden. Förslag till detta följer i nästa avsnitt

7.2 Fortsatt arbete och utvecklingsförslag

Här följer rekommendationer för fortsatt arbete och utvecklingsförslag till simule-ringsprogrammet.

Först och främst behöver ett styrsystem i simuleringsprogrammet implementeras i en verklig drönare för att jämföra simuleringsresultat med verkliga testresultat och sensordata. För att verkligen bekräfta programmets giltighet behöver jämförelsen genomföras för flera olika körfall, och gärna olika drönare och styrsystem. I kapitel 5 finns en guide till hur man implementerar styrsystem i en drönare med Pixhawkmicrodator, eftersom det är en komplicerad process.

Vidare vore det av intresse att förbättra och utöka befintliga modeller inom främst a
erodynamiken, men även inom mekaniken. För att förbättra simuleringar med höga hastigheter eller vind behöver modellen för luftmotstånd förbättras. Här rekommenderas att utföra tester för att bestämma bättre värden på luftmotståndskoefficienten c_D . En modell för de moment som bildas av luftmotståndet på kroppen bör också

läggas till.

Vad gäller de krafter och moment som propellrarna genererar bör beroende på attackvinkel läggas till, för att förbättra simuleringen av dynamiska förhållanden och vid vind. Modeller bör också läggas till för propellrarnas navkrafter och böjmoment, samt markeffekt och blade flapping. Särskilt markeffekt är viktig vid start från marken och landning.

Bland de mekaniska modellerna behöver precession från propellrarna läggas till. En bättre metod för att beräkna tröghetstensorn rekommenderas också. Den viktigaste delen som saknas är däremot motordynamiken, och bör därför prioriteras.

För att underlätta för testning av regulatorer bör andra regulatortyper än PID implementeras. Det rekommenderas också att möjliggöra testning av andra drönartyper. En god början är alla sorter av quadrotors, och sedan andra multirotor-drönare, som hexacoptern och octocoptern.

Litteraturförteckning

- [1] M. Bangura, М. Melega, R. Naldi, R. Mahony, "Aerodynamics of Rotor Blades for Quadrotors," 2016. [Online]. Tillgänglig: https://arxiv.org/pdf/1601.00733.pdf, hämtad: 2018-09-01.
- [2] R. W. Beard, T. W. McLain, Small Unmanned Aircraft: Theory and Practice, Princeton, NJ, USA: Princeton University Press, 2012. [Online]. Tillgänglig: https://https://www.degruyter.com/viewbooktoc/product/459139, hämtad: 2018-04-10.
- [3] E. Biever, "Controlling of an Single Drone: Hovering the drone during flight modes", Department of Mechanical Engineering, Eindhoven University of Technology, Eindhoven, Nederländerna, 2015. [Online]. Tillgänglig: http://se.wtb.tue.nl/ lefeber/do_download_pdf.php?id=159, hämtad: 2018-02-22.
- [4] A. Boström, "Rigid body dynamics", privat kommunikation, okt. 2016.
- [5] S. Bouabdallah, "Design and control of quadrotors with application to autonomous flying," doktorsavhandling, Section de Microtechnique, École Polytechnique Fédérale de Lausanne, Lausanne, Schweiz, 2007. [PDF]. Tillgänglig: https://infoscience.epfl.ch/record/95939/files/EPFL_TH3727.pdf, hämtad: 2018-05-12.
- [6] S. Bouabdallah, R. Siegwart, "Full Control of a Quadrotor," i 2007 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, San Diego, CA, USA, 2007, ss. 153-158. DOI: 10.1109/IROS.2007.4399042, [Online]. Tillgänglig: https://ieeexplore.ieee.org/document/4399042/, hämtad: 2018-04-10.
- [7] T. Bresciani, "Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter," masteruppsats, Institutionen för reglerteknik, Lunds tekniska högskola, Lund, Sverige, 2008. [Online]. Tillgänglig: http://lup.lub.lu.se/studentpapers/record/8847641, hämtad: 2018-05-07.
- [8] L. R. G. Carrillo, A. E. D. López, R. Lozano, C. Pégard, Quad Rotorcraft Control: Vision-Based Hovering and Navigation, Advances in Industrial Control, London, Storbrittanien: Springer, 2013. DOI: 10.1007/978-1-4471-4399-4, [Online]. Tillgänglig: https://link.springer.com/book/10.1007%2F978-1-4471-

4399-4, hämtad: 2018-04-23.

- "А [9] D. Frisk, of Chalmers University Technology Mas-LAT_FX," ter's thesis template for 2016.[Online]. Tillgänglig: https://www.sharelatex.com/templates/thesis/chalmers-university-oftechnology-master's-thesis, hämtad: 2018-02-09
- [10] A. Gibiansky, "Quadcopter Dynamics and Simulation," 2012. [Online]. Tillgänglig: http://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/, hämtad: 2018-02-20.
- [11] C. Hajiyev, H. E. Soken, S. Y. Vural, State Estimation and Control for Low-cost Unmanned Aerial Vehicles, Springer International Publishing, 2015. DOI: 10.1007/978-3-319-16417-5, [Online]. Tillgänglig: https://link.springer.com/content/pdf/bfm%3A978-3-319-16417-5%2F1.pdf, hämtad: 2018-04-05.
- [12] M. M. Japp, "Formelsamling i mekanik," Institutionen för mekanik och maritima vetenskaper, Chalmers, Göteborg, Sverige, 2003.
- [13] D. Kotarski, Z. Benić, M. Krznar, "Control Design for Unmanned Aerial Vehicles with Four Rotors," *Interdisciplinary Description of Complex Systems*, vol. 14(2), ss. 236-245, mars 2016. DOI: 10.7906/indecs.14.2.12, [Online]. Tillgänglig: https://hrcak.srce.hr/file/227612, hämtad: 2018-04-29.
- [14] B. Lennartson, Reglerteknikens grunder, uppl. 4:9, Lund, Sverige: Studentlitteratur, 2002.
- [15] Y. Naidoo, R. Stopforth, G. Bright, "Quad-Rotor Unmanned Aerial Vehicle Helicopter Modelling & Control," *International Journal of Advanced Robotic* Systems, vol. 8, nr. 4, ss. 139-149, sep. 2011. DOI: 10.5772/45710, [Online]. Tillgänglig: http://journals.sagepub.com/doi/full/10.5772/45710, hämtad: 2018-04-07.
- [16] M. Numan, "Controller Design for Attitude and Position Control of Quadrotor," masteruppsats, Department of Electrical Engineering, Capital University of Science and Technology, Islamabad, Pakistan, 2017. [PDF]. Tillgänglig: https://www.cust.edu.pk/ms_thesis/UploadedFiles/MT133038.pdf, hämtad: 2018-04-29.
- [17] MathWorks, "Pixhawk PX4 Support from Embedded Coder Hardware Support - MATLAB & Simulink," 2018. [Online]. Tillgänglig: https://se.mathworks.com/hardware-support/pixhawk.html, hämtad: 2018-04-10.
- [18] P. Pounds, R. Mahony, J. Gresham, "Towards Dynamically-Favourable Quad-Rotor Aerial Robots," i *Proceedings of the 2004 Australasian Conference*

on Robotics & Automation, Canberra, Australien, 2004. [Online]. Tillgänglig: https://core.ac.uk/download/pdf/10898523.pdf, hämtad: 2018-04-10.

- [19] Dronecode Project, "Open Source for Drones PX4 Open Source Autopilot," 2017. [Online]. Tillgänglig: http://px4.io/, hämtad: 2018-04-10.
- [20] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 8 uppl. i SI-enheter, New York, NY, USA: McGraw-Hill Education, 2016.

Appendix A

A.1 Beräkning av drönarens tröghetstensor

Eftersom drönaren betraktas som symmetrisk kring sina axlar är tröghetstensorn diagonal, och består endast av tröghetsmomenten kring x-, y- och z-axeln. För att förenkla uträkningen av dessa tröghetsmoment delas drönarkroppen in i enklare delgeometrier:

- Ramen approximeras med ett kors av smala raka stänger med längd L och massa $\frac{m_f}{2}$
- Centermodulen med elektronik, batteri med mera approximeras med ett rätblock med dimensioner w_x, w_y, h i x, y, och z-led, och massa m_e
- Motorer och propellrar approximeras med punktmassor med massa m_m

Delgeometrierna egna tröghetsmoment genom masscentrum har hämtats från Formelsamling i mekanik [12].

Tröghetsmomenten för en smal rak stång med z-axeln längs med stångens längd är

$$\overline{J}_{f} = \overline{J}_{x,f} = \overline{J}_{y,f} = \frac{1}{12} \frac{m_{f}}{2} L^{2} = \frac{1}{24} m_{f} L^{2}$$

$$\overline{J}_{z,f} = 0.$$
(A.1)

Tröghetsmomenten för rätblocket är

$$\overline{J}_{x,e} = \frac{1}{12}m(w_y^2 + h^2)$$

$$\overline{J}_{y,e} = \frac{1}{12}m(w_x^2 + h^2)$$

$$\overline{J}_{z,e} = \frac{1}{12}m(w_x^2 + w_y^2).$$

(A.2)

En punktmassa har inget tröghetsmoment kring sitt eget masscentrum eftersom den saknar utbredning. Däremot ger den upphov till tröghetsmoment kring andra axlar genom Steiners sats, ekvation 2.30. Med det vinkelräta avståndet $\frac{L}{2}$ till de axlarna tröghetsmomentet beräknas kring fås

$$J_m = J_{x,m} = J_{y,m} = J_{z,m} = \frac{1}{2}m_m L^2.$$
 (A.3)

Drönarens totala tröghetsmoment kan nu beräknas som summan av bidragen. I xoch y-led blir det bidrag från två motorer, en av stängerna från ramen och centermodulen, eftersom motorerna och stången som ligger på axeln inte har något avstånd till den. I z-led däremot ger alla motorer och båda stängerna bidrag, förutom centermodulen, eftersom z-axeln är vinkelrät mot planet motorerna och stängerna ligger i. Det tillkommer inga termer för parallellförflyttning av stängerna och centermodulen, eftersom dessa har samma masscentrum som drönaren. Drönarens tröghetsmoment ges alltså av

$$J_{xx} = 2J_m + \overline{J}_f + \overline{J}_{x,e}$$

$$J_{yy} = 2J_m + \overline{J}_f + \overline{J}_{y,e}$$

$$J_{zz} = 4J_m + 2\overline{J}_f + \overline{J}_{z,e}.$$
(A.4)

В

Appendix B

Här finns de de konstanter och koefficienter som uppmättes från drönaren och användes i simuleringarna. I tabell B.1 ses massor och dimensioner. Koefficienten för dragkraft uppmättes till

$$k_T = 1.2058 \cdot 10^{-8}.$$

Koefficienten för vridmoment kunde inte uppmätas. Den approximerades istället med

$$k_Q \approx 0.1 k_T = 1.2058 \cdot 10^{-9}.$$

Tabell B.1: Komponenternas massor och dimensioner. Centermodulen är den elektronik och utrustning drönaren bär, till exempel batteri och microdator, och förkortas här med CM.

Komponent	Massa [kg]	Dimension	Längd [m]
Motor	0.03	Ramlängd	0.25
Propeller	0.012	CM: x-längd	0.12
Ram	0.167	CM: y-bredd	0.054
CM	0.402	CM: z-höjd	0.033

C Appendix C

Nedan finns ytterligare grafer från simuleringarna i kapitel 4.

C.1 Stegsvar

I figur C.1 ses stegsvaret i x-led när drönaren utsätts för störningar i hastighet med magnituden 0.1m/s.



Figur C.1: Stegsvar i x-led med hastighetsstörningar.

I figur C.2 ses stegsvaret i x-led med störningar i attityd med magnituden $1^\circ g.$



Figur C.2: Stegsvar i x-led med attitydstörningar.





Figur C.3: Position och referensposition för spiralkörfallet.

C.2 Körfall

Här är ytterligare grafer från de mer komplicerade körfall som gjordes för att jämföra simuleringsprogrammet med verkligheten.

C.2.1 Spiralkörfall

I figur C.4 ses drönarens position och referensposition för spiralkörfallet, och i figur C.5 ses motorvarvtalen.



Figur C.4: Position och referensposition för spiralkörfallet.



Figur C.5: Motorvarvtalen för spiralkörfallet.

C.2.2 Kubkörfall

I figur C.6 ses drönarens position och referen
sposition för kubkörfallet, och i figur C.7 ses motorvarvtalen.



Figur C.6: Position och referensposition för kubkörfallet.



Figur C.7: Motorvarvtalen för kubkörfallet.