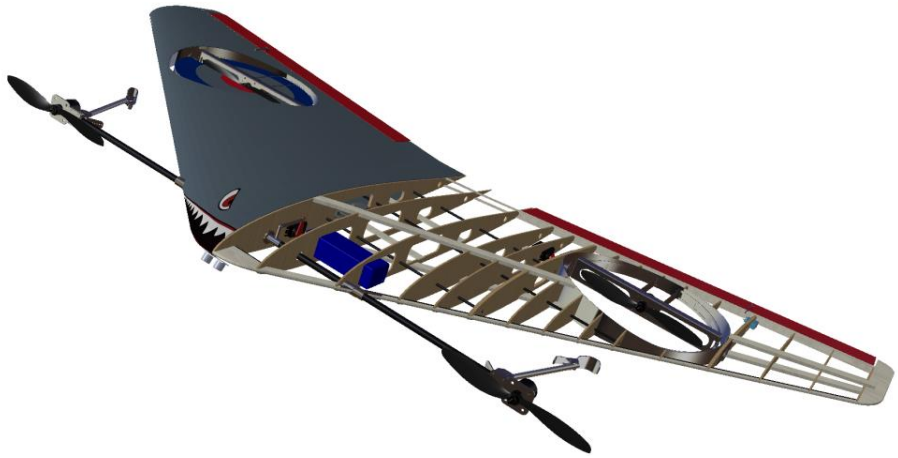
CHALMERS

KANDIDATARBETESRAPPORT



Drönare för långdistansuppdrag

JOHAN ASKLUND
OLIVER LINDBERG
ERIK LÜSCH
TOMASZ PROCZKOWSKI
MARTIN RASMUSSON

Forskargrupp
Institutionen för signaler och system
Chalmers tekniska högskola
Göteborg, 2015 SSYX02-15-24

Sammandrag

Följande rapport beskriver utvecklingen av en autonom drönare med kapacitet att lyfta och landa i vertikalt läge samt som är effektiv vid långdistansflygning. Utvecklingen av en sådan drönare sker för att utöka mängden och variationen av arbetsuppgifter som den kan hantera jämfört med ordinära drönare. Projektet resulterade i en prototyp med dessa egenskaper och som även har utvecklingspotential i att kunna skifta mellan copter- och flygplansläge under flygning.

Stort fokus har legat på utvecklingsprocessen där samtliga tester av den fysiska protoypen varit väsentliga. Analyser kring aerodynamik, hållfasthet, reglering, styrning och kraftförsörjning har utförts vilka presenteras i rapporten. En testmodell konstruerades för att tidigt kunna testa och utveckla mjukvaran utan att riskera att skada den slutgiltiga prototypen. När mjukvaran fungerade pålitligt flyttades samtliga komponenter över till prototypen som slutligen kunde testas och utvärderas.

Slutligen presenteras möjligheter till vidare utveckling och rekommendationer till kommande projekt inom samma område.

Abstract

The following report describes the development of an autonomous drone with capacity for vertical take off and landing and energy efficient long distant flightmode. The development of such a drone is performed with the intention to increase the amount of tasks it can be assigned compared to ordinary drones. The project resulted in a prototype with these properties which also has potential to shift between copter- and airplanemode during flight.

Main focus has been on the developmentprocess where every test of the prototype has been essential. Analyses on aerodynamics, strength, control, steering and powersupply have been performed and are presented in the report. A testmodel was constructed to enable early testing and improvements of the software without the risk of damaging the final prototype. When the software worked reliably all components were transferred to the prototype which finally could be tested and evaluated.

Lastly, possibilities of further development and recommendations to future projects within the same field are presented.

Förord

Följande personer och föreningar har varit till stor hjälp under projektet och bidragit till goda resultat. Därför vill vi rikta ett extra stort tack till dem.

Först vill vi tacka vår handledare Jonas Sjöberg och examinator Nikolce Murgovski för att ha tillhandahållit viktig information samt gett oss konstruktiv kritik på de skriftliga delarna.

Ett stort tack till Mikael Tulldahl för alla goda råd, hjälp samt utlåning av komponenter.

Vi vill även tacka Chalmers Robot Förening (CRF) för att ha gett tillgång till deras lokaler, verktyg och material. Detta har varit till stor hjälp, speciellt i slutet av tillverkningsprocessen.

Slutligen vill vi rikta ett stort tack till all personal i prototyplaboratoriet för deras hjälp kring tillverkningen av prototypen.

Ordlista

Abrasiv - Abrasiv nötning (repande) används bland annat i vattenskärning då ett pulver blästrar sönder ytan i ett snitt [1]

CES EduPack 14 - Benämns i rapporten CES och är en Materialdata- och tillverkningsbas med flertalet urvalsmöjligheter utifrån ställda krav

Copter - Förkortning av multicopter eller quadracopter

CRF - Chalmers Robot Förening

Drönare - Obemannad flygfarkost

Epoxi - Typ av härdplast

Flygande vinge - Flygplansutformning där vingarna och kroppen smälter ihop till en enhet

GUI - ”Graphical User Interface” - Grafiskt användargränssnitt

Hovra - Stå stilla på samma punkt i luften

Medelkorda - Medeldjupet på en vinge

Mikrokontroller - Dator i liten skala, används i detta projekt för att styra samtliga elektriska komponenter och benämns även som **styrenhet**, **flightcontroller** och **styrkontroll**

Multicopter - Flygfarkost med flera rotorer som förser lyftkraft

Pitch - En flygfarkosts nosläge mot horisonten. Positiv pitch betyder att nosen pekar ovanför horisonten

PPM - Pulse position modulation, ett signalmodulering liknande PWM där intensiteten styrs med tidsåtgången mellan två signaler istället

PWM - Puls width modulation, pulsbreddsmodulering, är ett signalmodulering som används för att styra elektriska komponenter genom att ändra pulslängden på insignalen

Quadrocopter - Flygfarkost med fyra rotorer som förser lyftkraft

Roll - En flygfarkosts lutning kring längdaxlen

Spryglar - ”Tvärgående konstruktionsdetaljerna i flygplans vinge som tjänar till fäste för vingens klädsel samt ger vingen den profil som är bäst lämpad med hänsyn till luftmotstånd och lyftkraft” [2]

Styryta - Ytor som används för att omdirigera luftströmmen kring farkosten för att få farkosten att ändra riktning

UAV - Unmanned aerial vehicle, obemannad flygfarkost

VTOL - ”Vertical take-off and landing”, vertikal start och landning. Används för att beskriva att farkosten har förmågan att lyfta och landa vertikalt

Yaw - En flygfarkosts rotation kring den vertikala axeln

Innehåll

1 Inledning **1**
- 1.1 Syfte och problemformulering . . . 1
- 1.2 Förutsättningar och avgränsningar . . . 2
  - 1.2.1 Förutsättningar . . . 2
  - 1.2.2 Avgränsningar . . . 2
- 1.3 Delmål . . . 2
- 1.4 Kravspecifikation . . . 3

2 Teori och tekniska förutsättningar **4**
- 2.1 Styrning och kontroll . . . 4
  - 2.1.1 Flygplan . . . 4
  - 2.1.2 Multicopter . . . 5
- 2.2 Matematisk modellering av quadrocopter . . . 5
- 2.3 Mekanisk stabilitet . . . 7
  - 2.3.1 Multicoptermodell . . . 7
  - 2.3.2 Flygplansmodell . . . 7
- 2.4 Utvärdering av generell design vid kombination av quadcopter och flygplansmodell . 9

3 Produktutveckling och genomförande **10**
- 3.1 Funktionell modell . . . 10
- 3.2 Konceptförslag . . . 11
  - 3.2.1 Beskrivning av valt koncept . . . 11
- 3.3 Vidareutveckling av konceptet . . . 11
  - 3.3.1 Vingprofil . . . 12
  - 3.3.2 Materialval . . . 12
- 3.4 Modellering och hållfasthetsberäkningar . . . 13
  - 3.4.1 Hållfasthetsberäkningar i ANSYS . . . 13
  - 3.4.2 Rimlighetskontroll . . . 13
  - 3.4.3 Slutgiltig CAD-modell . . . 14
- 3.5 Beräkning av tyngdpunkt . . . 16
- 3.6 Val och dimensionering av elektriska komponenter . . . 18
  - 3.6.1 Dimensionering av motor, propeller och fartreglage . . . 18
  - 3.6.2 Dimensionering av batteri . . . 19
  - 3.6.3 Styrenhet . . . 19
  - 3.6.4 Övriga elektriska komponenter . . . 20
  - 3.6.5 Koppling . . . 20
- 3.7 Uppskattning av maximal hastighet i flygplansläge . . . 21
  - 3.7.1 Maximal hastighet med hänsyn till luftmotstånd . . . 21
  - 3.7.2 Maximal luftström genom propellrarna . . . 22
- 3.8 Simulering . . . 23
  - 3.8.1 Utförande av simulering . . . 23
  - 3.8.2 Resultat av simuleringen . . . 26
- 3.9 Testmodell . . . 28
  - 3.9.1 Konstruktion . . . 28
  - 3.9.2 Test av testmodellen . . . 29
- 3.10 Prototyp . . . 30
  - 3.10.1 Prototypens konstruktion . . . 30
  - 3.10.2 Hårdvara och mjukvara . . . 32
  - 3.10.3 Implmentering av reglering . . . 34
  - 3.10.4 Test och efterjusteringar av prototypen . . . 34

4 Resultat **39**
- 4.1 Dimensioner och egenskaper . . . 39
- 4.2 Elektriska Komponenter . . . 39
- 4.3 Kontroll . . . 40
- 4.4 Kontrollbeskrivning . . . 40

4.5 Styrsystem 40
4.6 Resultatet av de utvärderade kraven och önskemålen 42

5 Diskussion **43**
5.1 Mjukvara 43
5.2 Hårdvara 43
5.2.1 Hållfasthetsberäkningar 44
5.3 Miljö och hållbarhetsperspektiv 45
5.4 Budget 45
5.5 Vidareutveckling och rekommendationer 45

6 Slutsats **46**

7 Referenser **47**

8 Bilagor **49**

1 Inledning

Övervakning och undersökning från luften är ett smidigt sätt att exempelvis utföra kontroller av stora arealer, service av höga konstruktioner eller inspektion av ogästvänliga miljöer och har hittills genomförts till stor del med hjälp av till exempel luftballonger, flygplan eller helikoptrar. Det ger goda resultat men har en stor nackdel, det är extremt resurskrävande. Att köpa eller hyra in bemannade luftfarkoster kan kosta mycket att använda (cirka 6000 kr/timme för tre passagerare [3]) och har även en stor negativ påverkan på naturen i form av utsläpp både under tillverkning och användning.

Idag finns en annan lösning som kostar betydligt mindre och ger både småföretag och privatpersoner möjlighet att arbeta från luften. De kallas ofta UAV:s eller drönare. De två vanligaste typerna av drönare är multicopters och obemannade flygplan. De kan styras enligt en förprogrammerad bana med hjälp av GPS eller via radiolänk [4]. Coptrarna har fördelen att de kan hovra och precisionsflyga i trånga utrymmen och används ofta till att fotografera och filma eller granska svåråtkomliga miljöer från luften. De förarlösa planen används istället för att täcka stora arealer snabbt. Problemet är att det inte är effektivt om ens möjligt att växla användningsområde mellan de båda typerna på grund av deras design.

Om dessa egenskaper kombineras genom att ändra designen skulle detta underlätta diverse arbete för både privatpersoner, företag och statliga organisationer. Att enbart behöva införskaffa en typ av drönare vore fördelaktigt. Det kan minska både tid- och resursåtgången. Istället för att använda bemannade helikoptrar och flygplan för olika uppdrag skickas en förarlös drönare som förmodligen kan vara i luften snabbare än sina konkurrenter. Detta frigör arbetskraft till andra uppgifter.

På samhällsnivå kan en sådan drönare kallas in vid naturkatastrofer eller andra extrema händelser. En överblick av situationen tillhandahålls snabbt och utvalda områden kan granskas på nära håll utan att riskera människoliv.

Idag undersöker det svenska sjöräddningssällskapet hur drönare kan nyttjas för att underlätta deras arbete till havs. Det görs bland annat genom kandidatprojektet [5] ”Design av avfyrningshus till drönare för sjöräddning” som utvecklar ett avfyrningshus till en drönare, vilken ska skjutas iväg ifrån båten. Drönaren åker iväg på sitt uppdrag och återvänder sedan för att landa i båtens kringliggande vatten, då den inte har möjlighet att landa vertikalt.

En drönare med kapacitet att lyfta vertikalt , därefter övergå i effektivt långdistansläge och slutligen inta copterläge väl infunnen på bestämd obeservationsplats vore i detta fall att föredra. Speciellt vid dåliga väderförhållanden. Drönare som besitter nämda egenskaper skulle minska risken för olyckor och även påskynda operationerna.

Även den svenska polisen utvärderar nu multicoptrar för övervakningsarbete [6]. En drönare som kan lyfta och landa vertikalt, flyga långa sträckor snabbt och effektivt skulle däremot ge polisen fler möjligheter. Det minskar manuella transportsträckor och fler polisdistrikt skulle kunna använda sig av drönarna ifall de placerades och styrdes från centrala punkter i landet.

1.1 Syfte och problemformulering

Projektet syftar till att konstruera en UAV-prototyp som kombinerar copterns manövreringsförmåga med flygplansmodellernas energieffektivitet vid långdistansflygning. Vad som i detta fallet menas med manövreringsförmåga och energieffektivitet förklaras nedan.

- Manövreringsförmåga - Att drönaren ska ha en copters manövreringsförmåga innebär främst att den ska kunna lyfta och landa vertikalt utan behov av landningsbana. Den ska även kunna hovra, det vill säga sväva över en viss punkt på marken. Dessutom ska den själv kunna reglera bort mindre störningar som till exempel vindstötar.
- Energieffektivitet vid långdistansflygning - Att drönaren ska vara energieffektiv vid långdistansflygning innebär att den ska kunna flyga en längre sträcka än en coptermodell med samma batterikapacitet.

1.2 Förutsättningar och avgränsningar

Nedan beskrivs vilka förutsättningar och avgränsningar som kandidatarbetet kommer att förhålla sig till. Förutsättningar är olika riktlinjer och begränsningar som aktörer utanför projektgruppen har fastslagit som exempelvis budget och tidsram medan avgränsningar är val som kandidatgruppen själva fastslagit för att definiera projektet och fortfarande kunna tillfredsställa de krav som ställs.

1.2.1 Förutsättningar

Här presenteras samtliga förutsättningar som projektet förhåller sig till.

- Projektet startar 2015-01-20 och avslutas 2015-05-29. Projektet måste utföras inom dessa tidsramar.
- Den preliminära budgeten för projektet är 5000 kr från institutionen och ytterligare 2000 kr för material tillgängliga på prototyplabbet. Ifall bifall ges från examinator kan budgeten utökas. Det material som inte finns tillgängligt i prototyplabbet måste köpas med de pengar som erhålls av institutionen.
- Resurser i form av maskiner och verktyg som finns att tillgå är de som finns i Prototyplaboratoriets, PPU:s, RAM-labbets och CRF:s lokaler.
- Chalmers regler begränsar materialvalet. Det krävs till exempel genomförd utbildning vid akademihälsan för att hantera kolfiberförstärkt epoxi. Det finns inte heller lokaler som har utrustning att hantera materialet på skolan.
- Vid testflygning av drönaren krävs att den uppfyller transportstyrelsens regler [7]. Dessa sätter en maxgräns på UAV:ns vikt och rörelseenergi. Drönaren ska även flygas under översyn av en fysiskt närvarande person inom avgränsat område.

1.2.2 Avgränsningar

Projektet inriktar sig på att framställa en prototyp, vilken kommer bestå av lättillgängliga och lättbearbetade material. Utöver det kommer det fysiska styrsystemet och drivningen av drönaren att sammanställas av färdiga elektroniska komponenter. Mjukvaran för systemet kommer till stor del anpassas utifrån öppen källkod och simuleringar som utförs sker på enstaka förenklade delsystem.

1.3 Delmål

Nedan listas de delmål som gruppen kommit fram till. När ett delmål är uppnått inleds arbetet för att uppnå nästa delmål.

1. Drönaren ska kunna lyfta vertikalt.
2. Drönaren ska kunna hovra.
3. Drönaren ska i hovringsläge långsamt kunna förflytta sig via manuell styrning.
4. Drönaren ska kunna flyga i flygplansläge.
5. Drönaren ska kunna övergå från copterläge till flygplansläge.
6. Drönaren ska kunna följa förprogrammerade GPS-koordinater.

1.4 Kravspecifikation

I Figur 1 presenteras kravspecifikationen för prototypen. I villkoren ingår både krav och önskemål vilka är indelade efter respektive kategori, till exempel 1 - Prestanda. Kraven är märkta med K och önskemålen märkta med Ö. Ju högre siffra som efterföljer Ö:et ju viktigare anses önskemålet vara. Numreringen av de olika kraven och önskemålen har inget samband med numreringen av de olika avsnitten i rapporten utan används för att underlätta vid referering i texten.

CHALMERS	**Kravspecifikation:** Drönare för långdistansuppdrag:	
Utfärdare: Johan Asklund, Oliver Lindberg, Erik Lüsch, Tomasz Prockowski och Martin Rasmusson		
		K/Ö 1-5
1 - Prestanda		
1.1	Flyger efter angivna GPS koordinater med en noggranhet på 10 meter.	K
1.2	Flyger efter angivna GPS koordinater med en noggranhet på 2 meter.	Ö - 4
1.3	Sväva stabilt där den ej avviker från sin position med mer än 2 meter i vindar upp till 1 m/s.	K
1.4	Flyger 30% längre sträcka än en likvärdig drönare av copter modell i blandat flygläge.	Ö - 5
1.5	Flyger med 30% högre hastighet än en drönare av coptermodell	Ö - 5
1.6	Drönaren bör kunna lyfta utrustning och materiell som väger 10% utöver sin egen vikt.	Ö - 4
1.7	Kunna landa på ojämn terräng med en sluttning på 10 grader	Ö - 4
1.8	Användas i temperaturer på 10+/-20 grader celsius	Ö - 3
1.9	Styras manuellt	K
1.10	Ska kunna hovra i minst 10 minuter	K
1.11	Möjlighet att accelerera vertikalt i minst 2 m/s^2	K
2 - Konstruktion		
2.1	Ska efter avslutat uppdrag kunna återanvändas.	Ö - 3
2.2	Estetiskt tilltalande design	Ö - 1
3 - Utförande		
3.1	Genomföra projektet inom given tidsram	K
4 - Miljö		
4.1	Vara utsläppsfri	Ö - 4
5 - Ekonomi		
5.1	De totala utgifter ska ligga inom erhållen budget	K
6 - Säkerhet		
6.1	Manuel avstäningsfunktion vid GPS styrd flygning (nödstopp)	K
6.2	Följa IP11 standard	Ö - 3
6.3	Designen ska minimera person- och materialskaderisk	Ö - 2
7 - Övrigt		
7.1	Uppfylla för dagsläget gällande lagar och föreskrifter	K

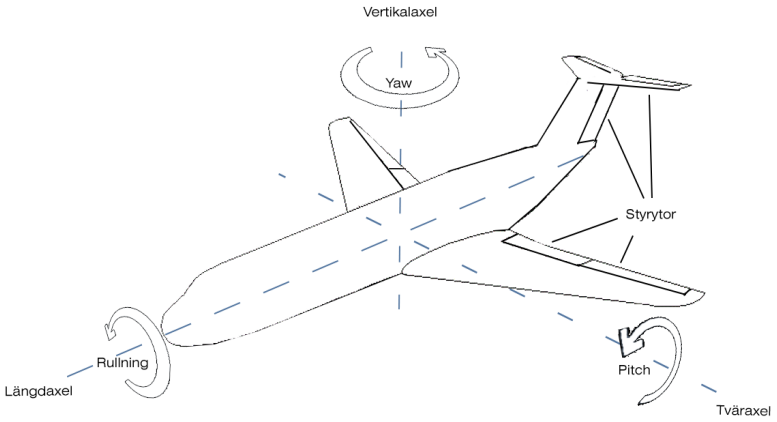
Figur 1: Kravspecifikation

2 Teori och tekniska förutsättningar

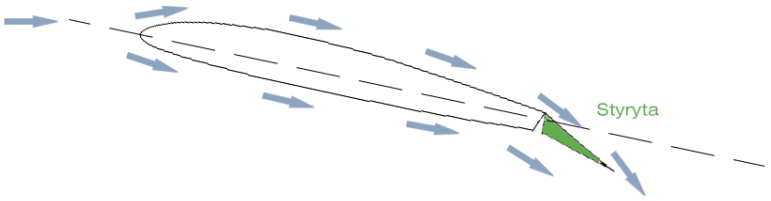
2.1 Styrning och kontroll

2.1.1 Flygplan

Ett flygplan styrs [8] med strategiskt utplacerade styrytor monterade på flygplanskroppen. När ett roder vinklas pressas den förbiflödande luften åt det håll rodret är vinklat och en resulterande kraft trycker denna del av flygplanet åt motsatt håll. Längst bak på flygplanskroppen sitter höjdrodret vilket påverkar flygplanets rörelse kring tväraxeln. Vinklas höjdrodret nedåt minskar flygplanets pitch vilket leder till att flygplanet sjunker och hastigheten ökar. Vinklas rodret uppåt sker motsatsen. På bakkanten av vingen sitter skevrodren vilka kontrollerar flygplanets rörelse runt längdaxeln. Genom att vinkla rodren åt motsatta håll ökar lyftkraften på ena sidan av vingen och minskar på den andra. Detta resulterar i att ett moment kring längdaxeln skapas och flygplanet börjar rotera kring denna axel. På bakkanten av fenan sitter sidrodret. Detta styr flygplanets rotation kring höjdaxeln. För att svänga planet lutas planet med hjälp av skevrodren. Lyftkraften vingarna skapar riktas då åt den sida planet lutas och flygplanet börjar svänga åt detta håll. Höjdroder används under svängen för att behålla önskad pitch och sidroder används för att motverka att flygplanet börjar kana i sidled.



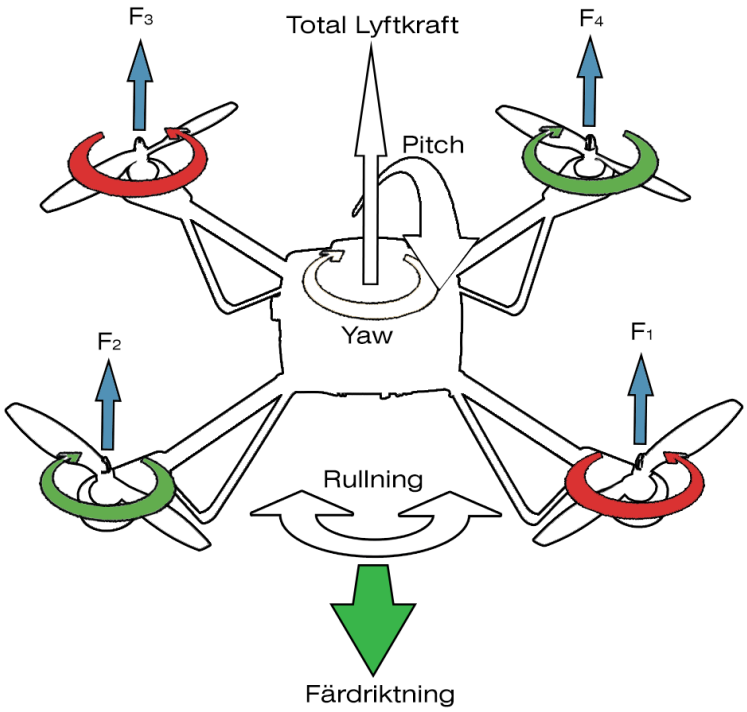
Figur 2: Styrning av flygplan



Figur 3: Styryta på vinge som reglerar luftflödet för att återvända till horisontalläge

2.1.2 Multicopter

Kontrollen av en Multicopter [9] sker i de flesta fall genom att justera kraften motorerna producerar. I exemplet nedan beaktas en quadrocopter.



Figur 4: Styrning av quadrocopter

Vid stillastående ges lika mycket kraft från alla fyra motorer. Små justeringar görs med hjälp av en en styrenhet för att kompensera för störningar. För att inte skapa ett moment kring vertikalaxeln snurrar två av motorerna medurs och de två andra moturs. De med samma rotation sitter diagonalt.

För att flyga i en bestämd riktning justeras vanligtvis quadcopterns lutning genom att variera kraften till de olika motorerna. Exempelvis kan kraften till motor 1 och 2 i figur 4 minskas för att luta drönaren i färdriktningen.

Rotation kring vertikalaxeln (yaw) åstadkoms med minskat varvtal på två av motorerna som snurrar åt samma håll respektive ökat varvtalet på de två andra. Kraftsumman motorerna genererar och moment kring tyngdpunkten förblir oförändrad. Resultatet blir att ett moment skapas kring vertikalaxeln på grund av motorernas rotation.

2.2 Matematisk modellering av quadrocopter

Den matematiska modelleringen baseras på Newtons andra lag och Eulers rörelseekvationer [10] enligt

$$\mathbf{F} = m\mathbf{a}$$

$$\mathbf{M} = \omega \times \mathbf{I}\omega + \mathbf{I}\dot{\omega}$$

där $\mathbf{F}$ är den resulterande kraften, m är drönarens massa, $\mathbf{a}$ är drönarens acceleration, $\mathbf{M}$ är det resulterande momentet på drönaren, ω är vinkelhastighetsvektorn och $\mathbf{I}$ är tröghetsmatrisen.

För att beskriva drönarens exakta läge måste dess lokala koordinatsystem kunna relateras till ett inertialt koordinatsystem (x,y,z). Genom att införa vinklarna (α,β,γ) som motsvarar vinklarna för roll, pitch och yaw respektive kan följande rotationsmatriser införas [10].

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

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

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

Genom att multiplicera dessa fås den totala rotationsmatrisen som senare kan användas för att rotera lyftkrafterna från motorerna till det inertiala koordinatsystemet. Utskriven blir rotationsmatrisen

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} cos(\phi)cos(\theta)cos(\psi) - sin(\phi)sin(\psi) & sin(\phi)cos(\theta)cos(\psi) + cos(\phi)sin(\psi) & -sin(\theta)cos(\psi) \\ -cos(\phi)cos(\theta)sin(\psi) - sin(\phi)cos(\psi) & cos(\alpha)cos(\gamma) - sin(\phi)cos(\theta)sin(\psi) & sin(\phi)sin(\theta) \\ cos(\phi)sin(\theta) & sin(\theta)sin(\psi) & cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Newtons andra lag kan i detta fall då skrivas enligt

$$F = m\ddot{\mathbf{x}} = m\mathbf{g} + \mathbf{RF_L}$$

där $\ddot{\mathbf{x}} = [\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$ och $\mathbf{g} = [0, 0, -g]^T$ är acceleration- och gravitationsvektorn i det inertiala koordinatsystemet och $\mathbf{F_L} = [0, 0, \Sigma F]^T$ är lyftkraftvektorn uttryckt i det lokala koordinatsystemet. $\Sigma F = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$ där F_1, F_2, F_3 och F_4 är lyftkrafterna som varje motor ger upphov till.

2.3 Mekanisk stabilitet

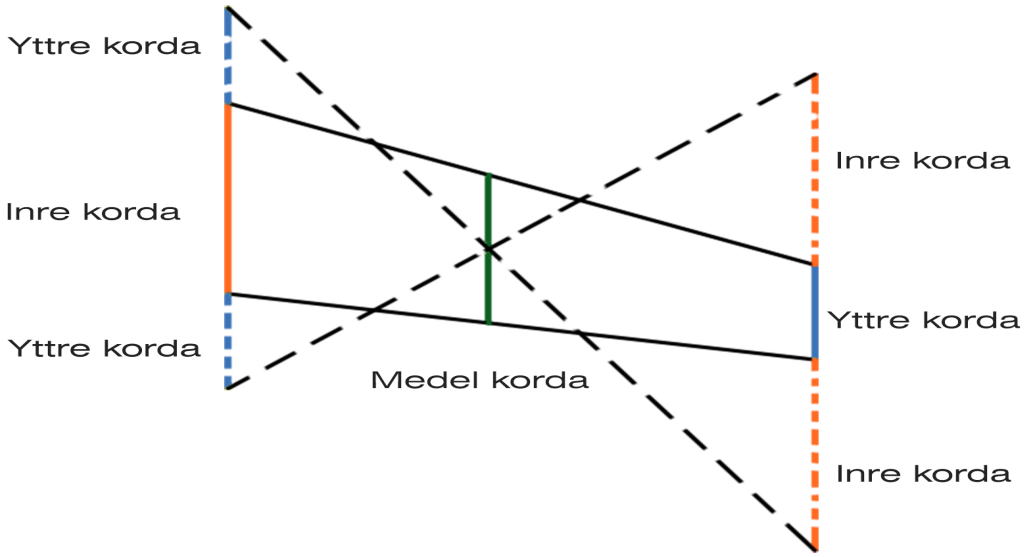
2.3.1 Multicoptermodell

En drönare av multicoptertyp med fixerade propellerblad har ingen mekanisk självstabilisering [9] utan kräver ett avancerat reglersystem. Det finns dock åtgärder som kan vidtagas för att underlätta regleringen. Tyngdpunkten placeras med fördel i mitten av farkosten mellan rotorerna för att ge alla rotorer lika lång hävarm för styrande moment och för att fördela arbetsbördan jämt mellan motorerna.

För att ge korrekt sensoravläsning är det viktigt att vibrationerna i strukturen hålls låga. Det kan åstadkommas med lämpligt materialval och konstruktion. Även vibrationsdämpande isolering kring vitala komponenter och balansering av propellrar kan reducera vibrationerna. Propellrarnas attackvinkel kan hållas låg för att minska turbulens och oönskade svängningar.

2.3.2 Flygplansmodell

Då en flygplansmodell beaktas ger vingarna en uppåtriktad lyftkraft genom tryckskillnaden mellan över och undersidan som uppstår när luften passerar snabbare över den längre ovansidan. Lyftkraften kan antas som en punktkraft vid vingens aerodynamiska center som i de flesta fall är lokaliserad till 1/4 av medelkordans längd räknat från vingprofilens nos[11]. Medelkordans position för en svept vinge kan räknas ut grafiskt på följande vis [12]:

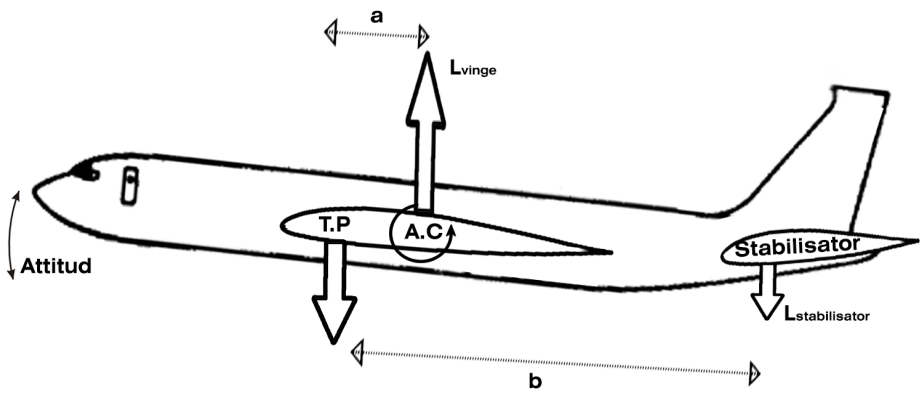


Figur 5: Medelkordan för en vinge

$$\text{Längden av medelkordan är} = \text{inre korda} \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{1+t+t^2}{1+t}$$

$$\text{där } t = \text{Ratio mellan inre och yttre korda} = \frac{\text{Yttre korda}}{\text{Inre korda}}$$

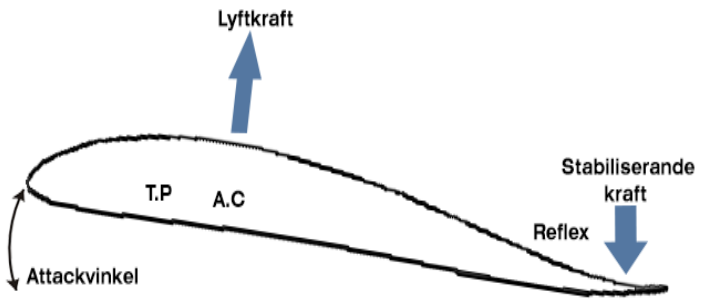
Storleken av lyftkraften beror på vingprofilens attackvinkel, relativa hastighet och inducerat luftmotstånd. För att åstadkomma stabilitet vid flygning flyttas hela flygkroppens tyngdpunkt framför det aerodynamiska centrat [11] . Placering alltför långt fram leder dock till överstabilisering vilket kan ge upphov till oscillationer och kontrollsvårigheter. För att skapa ett stabiliserande moment kring tyngdpunkten kan vingprofilen utfärdas med en uppåtgående svans på slutet, även kallat reflex. Ett annat alternativ är att använda extra stabiliserade vingplan.



Figur 6: Stabilitet runt tväraxeln

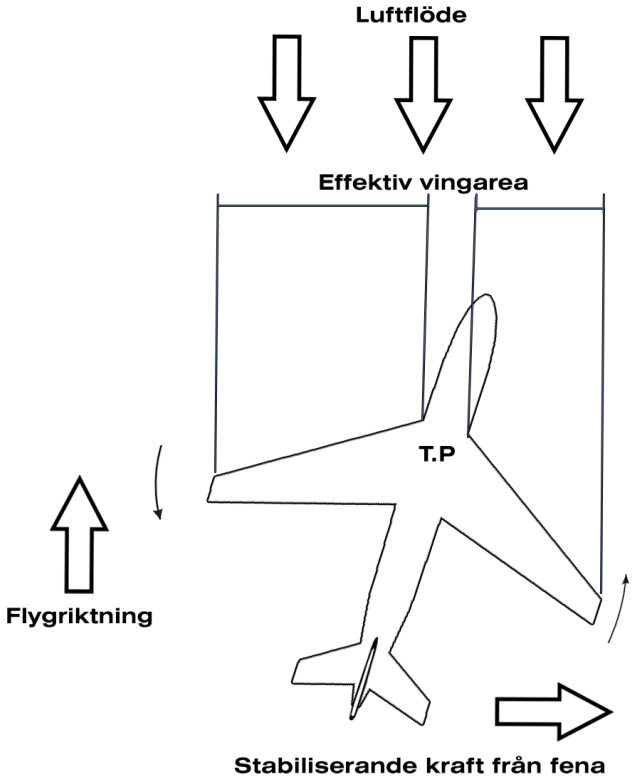
Momentjämvikt kring tyngdpunkten

$$L_{vinge} \cdot a + M_{A.C} = L_{stabilisator} \cdot b$$



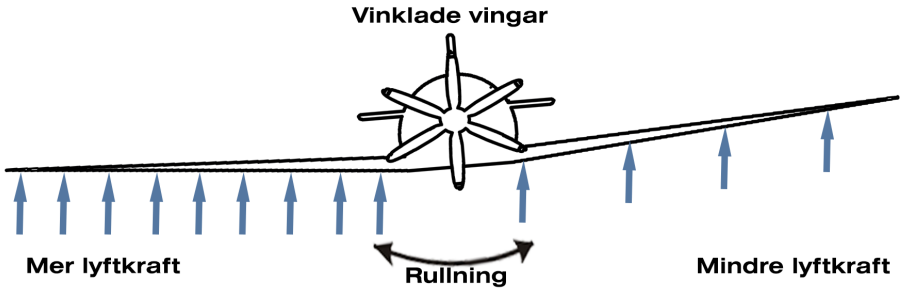
Figur 7: Vingprofil med reflex

För att ge flygplanet stabilitet mot kursavvikelse kan en vertikal fena belägen bakom tyngdpunkten implementeras för att vrida tillbaka planet i rätt riktning [13]. Vingarna kan även svepas bakåt för att på så vis öka den effektiva vingarean och luftmotståndet [13] på den del av flygplanet som är mest exponerad mot luftströmmen. Skillnaden i luftmotstånd leder till att den lägre vingen vinklas uppåt och skapar ett återförande rullmoment kring den längsgående axeln.



Figur 8: Stabilitet runt vertikalaxeln

För att förhindra oavsiktlig rullning kan vingarna sammanfogas i v-formation [13]. Vid rullning kommer därmed den fallande vingen att skapa högre lyftkraft och återföra flygplanet till dess forna bana. En låg tyngdpunkt bidrar även den till rullstabilitet då hävarmen från lyftkraften runt tyngdpunkten blir längre. Bakåtsvepta vingar ökar rullstabiliteten om än inte till lika hög grad som de två ovan nämnda alternativen.



Figur 9: Rullstabilitet kring den längsgående axeln

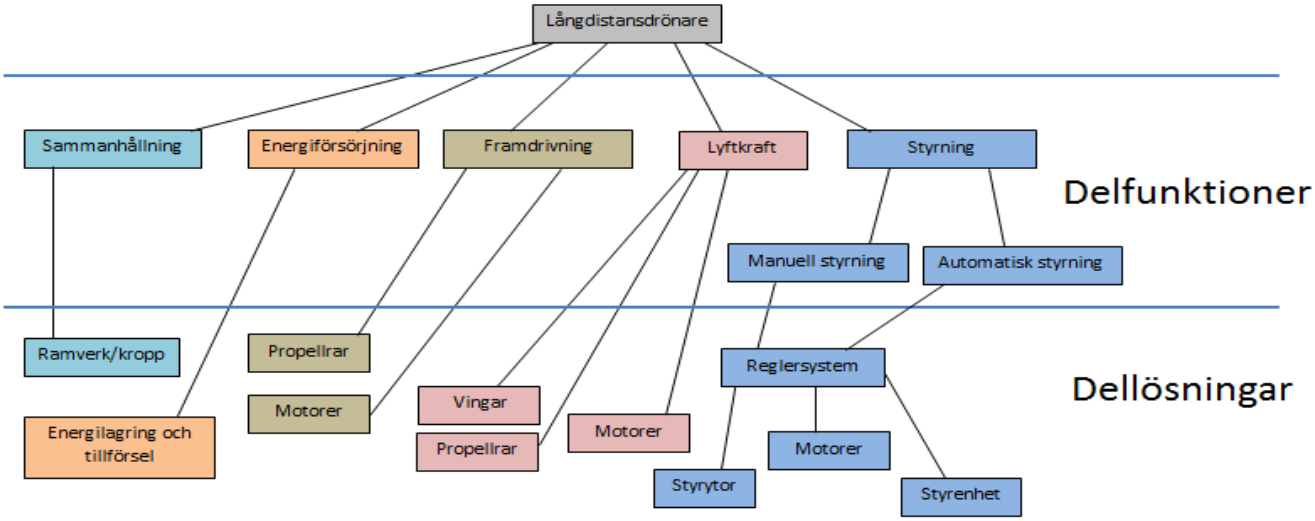
2.4 Utvärdering av generell design vid kombination av quadcopter och flygplansmodell

En optimal avvägning mellan aerodynamik, manövrerbarhet och stabilitet fås då flygplanskroppen designas som en bakåtsvept flygande vinge där hela kroppen bidrar till lyftkraften [14]. För att kombinera detta med fyra rotorer krävs att vingens tyngdpunkt för god stabilitet sammanfaller med mittpunkten mellan rotorerna.

3 Produktutveckling och genomförande

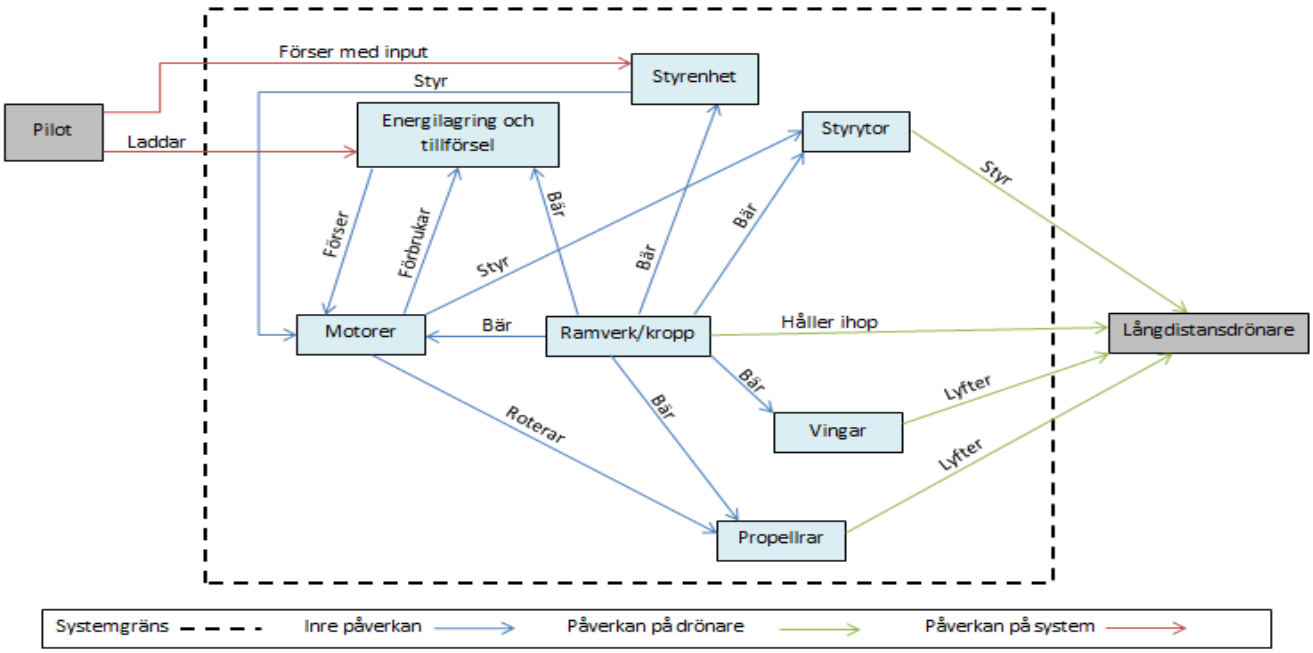
3.1 Funktionell modell

I detta avsnitt skapas en funktionell modell för att ge en överblick över vilka delsystem prototypen ska bestå av. Den funktionella modellen visar på ett tydligt sätt hur önskade delfunktioner realiseras med olika dellösningar. Detta underlättar vid framtagning av konceptförslag.



Figur 10: Delfunktioner och dellösningar

Relationen mellan dellösningarna kartläggs för att visa hur de samverkar och för att underlätta eventuell omkonstruktion eller modifikation av lösningarna.



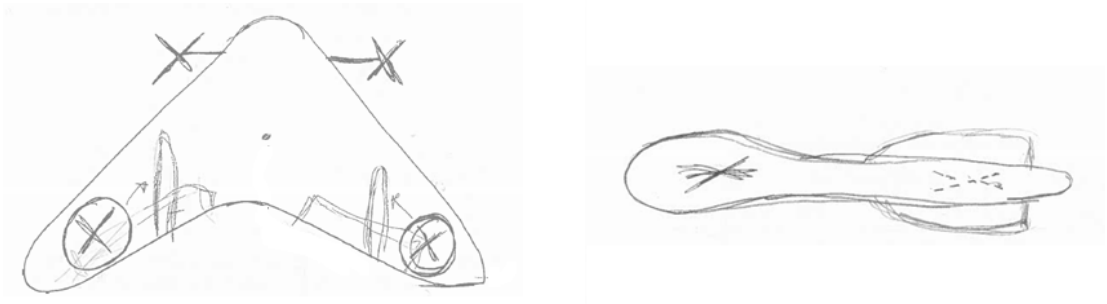
Figur 11: Delsystemens påverkan på varandra

3.2 Konceptförslag

Med den funktionella modellen i förgående kapitel som underlag tas ett antal konceptförslag fram som utvärderas och jämförs mot varandra. Samtliga förslag återfinns i bilaga A.

3.2.1 Beskrivning av valt koncept

Det valda konceptet består av en kropp utformad som en bakåtsvept flygande vinge med fyra motorer placerade i symmetri runt vingens optimala tyngdpunkt för god stabilitet och lyftkraft . Motorerna kan roteras med tre servon för transition mellan ett quadcopter och ett flygplansläge. De bakre motorerna roteras individuellt för att även bidra till styrningen. Nödvändig elektronik och reglersystem inhyses i flygkroppen för att bibehålla vingens aerodynamik samt skydda de känsliga systemen. För att skapa en lättreglerad och trovärdig prototyp konstrueras en så stor drönare som möjligt, vilken kan rymmas inom den givna budgeten och de tillverkningsmöjligheter som finns att tillgå. En uppskattning på vad som anses vara rimliga dimensioner är en bredd på cirka två meter och en längd på cirka en meter. Kroppen konstrueras med längsgående spryglar för att realisera vingprofilen och tvärgående balkar för att förstärka skelettet mot de krafter och moment som bildas av motorerna. Skelettet sveps i ett solitt material för att ge vingen lyftkraft.



(a) Toppvy

(b) Sidovy

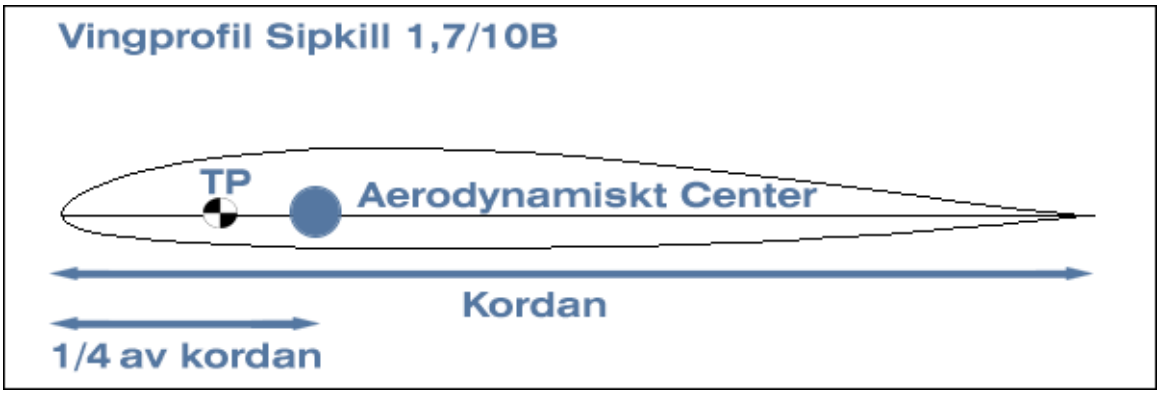
Figur 12: Valt koncept

3.3 Vidareutveckling av konceptet

Här beskrivs utvecklingsprocessen för konceptet. Flera av stegen sker parallellt och är beroende av varandra men i rapporten presenteras de var för sig. Från och med nu kommer det valda konceptet att benämnas som prototypen.

3.3.1 Vingprofil

Den valda vingprofilen SipKill rekommenderas för bakåtsvepta flygande stridsvingar [15]. Den är 10 % tjockare än brukligt och därmed tåligare, vilket ger utrymme för stora batterier. Profilen har även en svag reflex på svansen för ökad stabilitet. Detta medför att önskemålet 1.4 och 2.1 från kravspecifikationen i Figur 1 är teoretiskt uppfyllda.



Figur 13: Vingprofil Sipkill 1,7/10B

3.3.2 Materialval

Här presenteras materialval för kritiska komponenter i konstruktionen. Utvärderingen utförs med hjälp utav materialdatabasen CES EduPack 14 som kan ranka material efter pris, densitet och hållfasthet i enlighet med kraven och önskemålen 1.3, 1.6, 1.10, 1.11, 2.1, 3.1, 5.1 och 6.2 från kravspecifikationen.

Spryglar

För de längsgående spryglarna prioriterades en låg densitet, enkel bearbetning och ett lågt pris. De tre material som stod högst i databasen var:

- Kolfiber
- Kevlar
- Balsaträ

Kolfiber och kevlar uteslöts på grund utav svårhanterbarhet. Utifrån den volym som krävs var kolfiber och kevlar ej heller ekonomiskt gångbara alternativ. Därför ligger balsaträ till grund för spryglarna som bär upp vingen.

Förstärkningar

För att konstruktionen ska uthärda böjmomenten som uppstår vid vertikal acceleration krävs tvärgående förstärkningar i skelettet. CES visar att kolfiber är ett mycket böjstyvt och därmed lämpligt materialval. Eftersom förstärkningarna volymmässigt utgör en väldigt liten del av konstruktionen tillåts en hög densitet. Furu användas också för tvärgående förstärkningar efter rekommendationer från handledarna i prototyplabbet.

Skal

Skalet försörjer prototypen med lyftkraft. Det kommer dock inte att utsättas för några större belastningar vid flygning. Önskvärt är ett material med slät yta samt vind och vattenbeständighet. Det som prioriterades utöver detta var densitet, pris och lättbearbetlighet. Depron uppfyller dessa kriterier. Dessvärre är depron sprött men vid eventuella skador är det emellertid enkelt att reparera.

Axlar och motorfästen

För den främre axeln väjs kolfiber eftersom den utsätts för de kraftigaste böjspänningarna i konstruktionen. Dessutom är den främre axeln extremt exponerad vid eventuella krascher. Motorfästena är mer komplexa i uppbyggnaden och kräver ett styvt material för att ta upp böjmoment och vibrationer. För enkel tillverkning byggs motorfästena i aluminium.

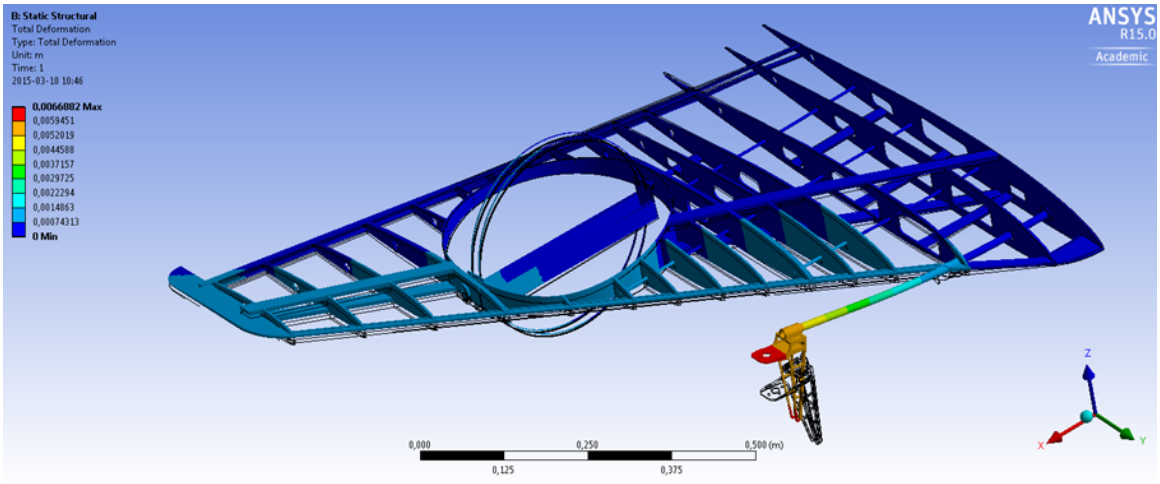
3.4 Modellering och hållfasthetsberäkningar

Detta avsnitt beskriver hur konstruktionen utvecklats och analyserats för att uppfylla krav och önskemål från ”1 - Prestanda” och önskemål 2.1.

3.4.1 Hållfasthetsberäkningar i ANSYS

Konstruktionen utförs i första hand i CATIA V5 som är ett CAD-program. För att styrka dimensionerna och designen görs finita element metods analyser på CAD-modellen i ANSYS Workbench 15. Allt eftersom konstruktionen modifieras utförs analyser för att kontrollera om strukturen klarar de mekaniska lasterna som uppstår vid hovring och under acceleration på 2 m/s^2. Analyserna utvärderar spänningen i konstruktionen (Von Mises) och den totala deformationen. Analyserna utförs endast på halva modellen på grund av dess symmetriska utformning. Två krafter som representerar motorerna placeras på motorernas plats i modellen och även gravitationen tas i beaktning i analysen. För att simulera både hovring och acceleration beräknas två olika motorkrafter som appliceras i simuleringen. Den understa sidan på mitten sprygeln sätts som fast inspänd för att erhålla en rimlig utböjning. För utförliga kraftberäkningarna, se bilaga B.

De slutgiltiga resultaten från ANSYS-analysen gav en maximal utböjning på 6,7 mm och på 5,1 mm för accelerations- respektive hovringsfasen och det skedde på framaxeln som de främre motorerna är placerade på, se figur 14. De svarta konturerna visar strukturen i odeformerat tillstånd. En maximal spänning på 124,9 MPa och 96,8 MPa erhölls under accelerations- respektive hovringsfasen. Resterande bilder från ANSYS-resultaten återfinns i bilaga C.



Figur 14: Utböjning vid vertikal acceleration med 2 m/s^2

3.4.2 Rimlighetskontroll

För att verifiera rimligheten i resultatet från ANSYS-analysen görs enklare beräkningar manuellt. Framaxeln utsätts för störst utböjning och spänning vilket är anledningen till att rimlighetskontrollen utförs på den. Framaxeln approximeras som ett fast inspänt rör med konstant böjstyvhet. Spänningar och utböjning beräknas vid hovringsläge. Samtliga beräkningar återfinns i bilaga B.

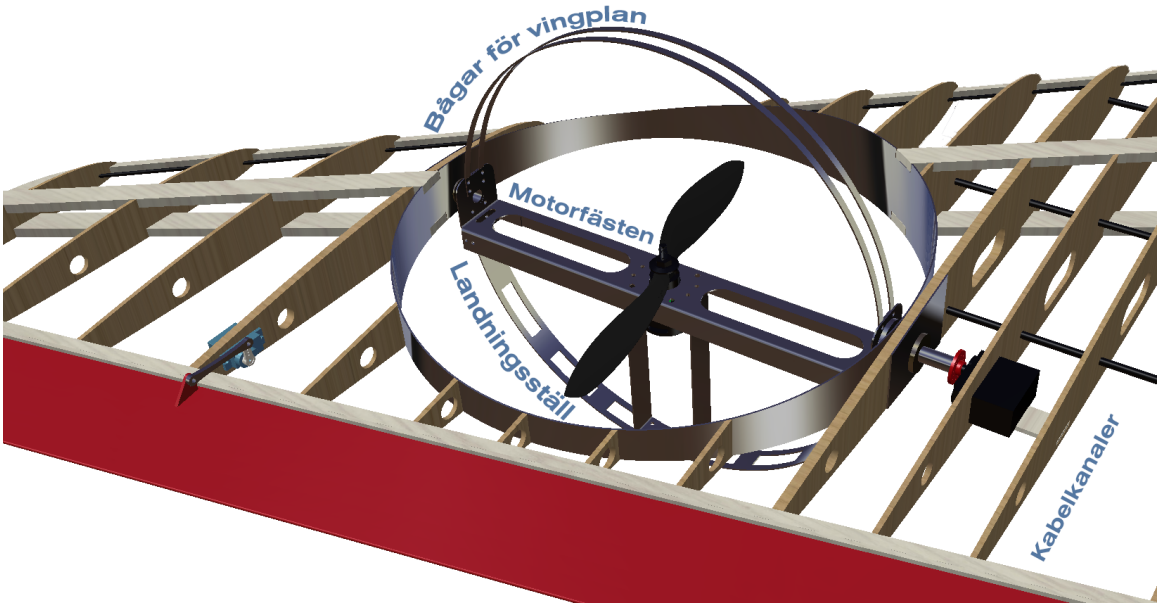
Resultatet gav en maximal utböjning på 7,4 mm och 8.9 mm för accelerations- respektive hovringsfasen. Maximal spänning blev 32,3 MPa och 38,9 MPa för accelerations- respektive hovringsfasen.

3.4.3 Slutgiltig CAD-modell

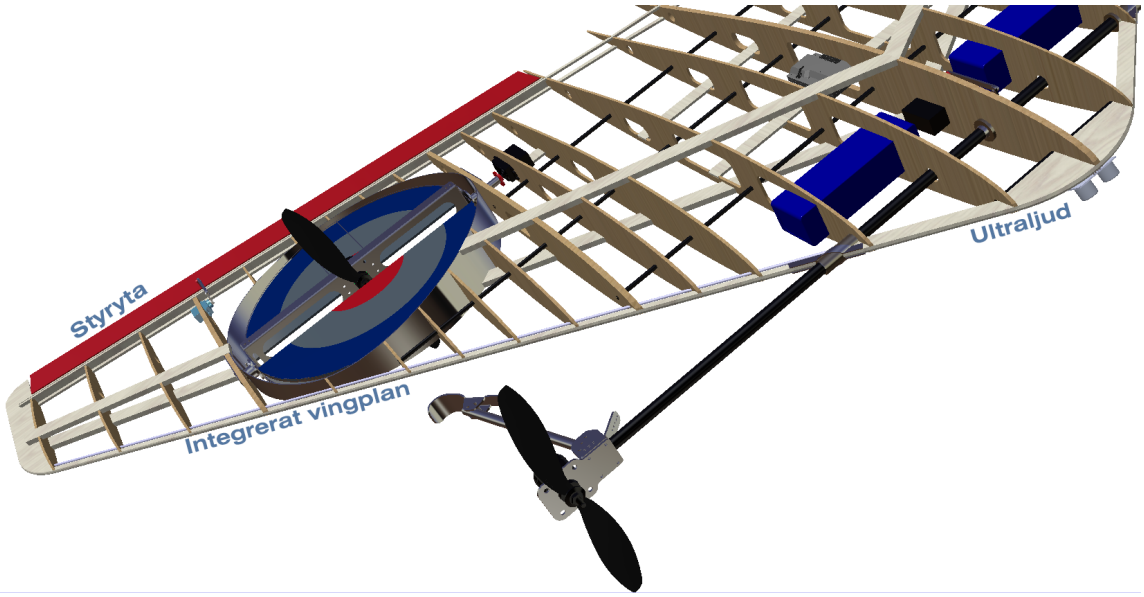
Nedan syns den slutgiltiga CAD-modellen som resultat av konceptval och hållfasthetsberäkningar i förgående steg. Avgörande för designen är rotordimensionerna vilka dimensionerats efter uppskattade vikter på förenklade CAD-modeller. Placeringen av den önskade tyngdpunkten har också varit beroende av tester på tidigare CAD-modeller.



Figur 15: Slutlig CAD-modell

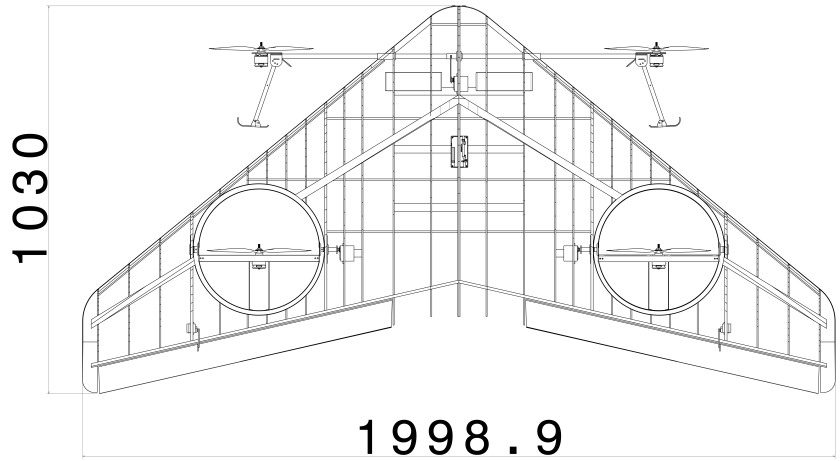


Figur 16: Bakre motorfäste

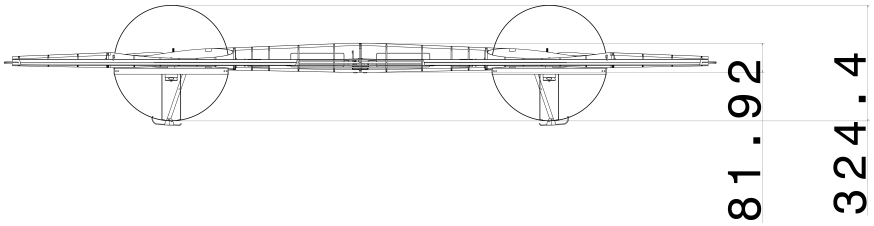


Figur 17: Vinghalva

Designen är baserad på ett lätt och stabilt skelett som bär alla komponenter enligt krav och önskemål 1.3, 1.4, 1.5, 1.8, 2.1, 2.2 och 6.2. Skelettet sveps i ett tunt skikt depron för att åstadkomma lyftkraft. Vingprofilen SipKill realiseras med spryglar av balsaträ. Dessa utformas så att tvärgående förstärkningar av kolfiber, furu och balsa kan hålla skelettet samman. Den bakre kanten förstärks med tre tvärgående balkar för att kunna fästa styrytorna. Urholkningar för servon, batterier, kablage och andra komponenter är gjorda i spryglarna. Ytterligare förstärkningar av skelettet görs i aluminium där höga spänningskoncentrationer uppstår. För att minska friktionen mellan motorfästenas axlar och kroppen används glidlager i form av mässingsbussningar mot aluminium vilket är billigare än kullager i enlighet med krav 5.1. Kraftöverföringen mellan servon, axlar och styrytor sker om möjligt direkt och om omöjligt indirekt med länkarmar för att minska kostnader enligt krav 5.1. De bakre motorfästena har förstärkningar i form av aluminiumringar runt sig. Dessa förstärkningar agerar dels som hållare för extra vingplan, vilka bibehåller vingens integritet vid flygning, de kan även tjäna som styrytor och landningsställ. De främre motorfästena fungerar även som landningsställ. Dessa är däremot fjädrade för att dels ge en mjukare landning men också för att kunna dra tillbaka landningsställen bakom motorfästena vid drift för att på så vis minska luftmotståndet.



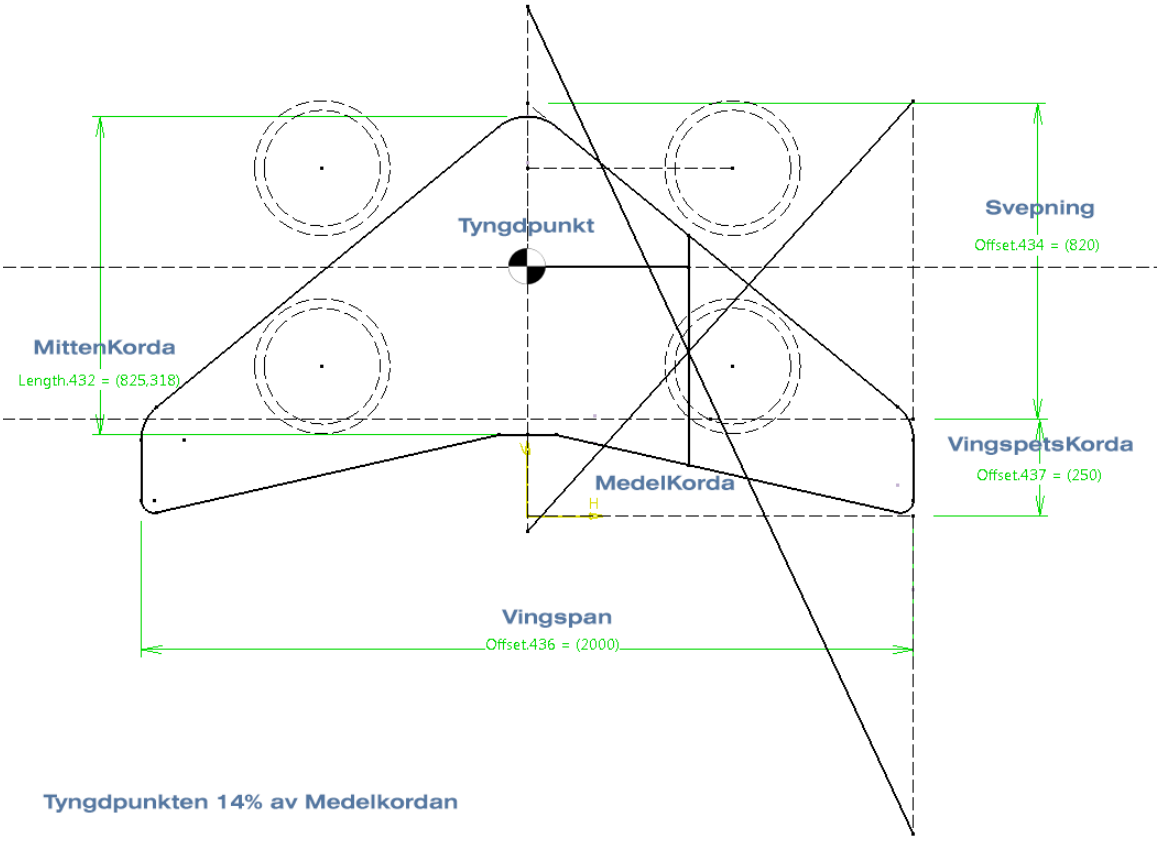
Figur 18: Total längd och vingspann på prototypen



Figur 19: Total tjocklek, dels i quadcopteläge, dels i flygplansläge

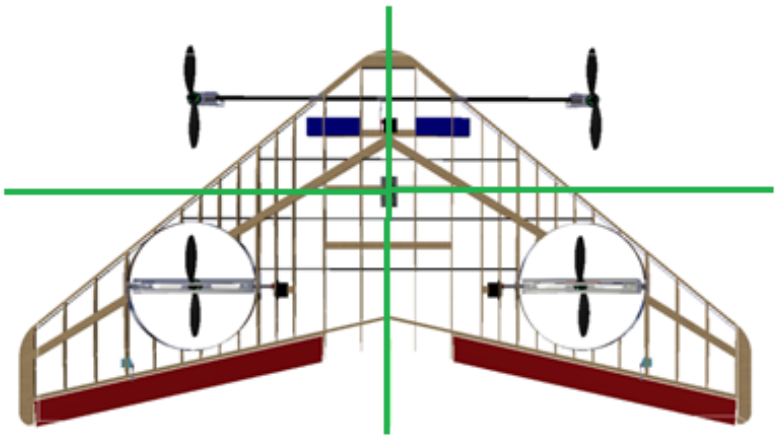
3.5 Beräkning av tyngdpunkt

Tyngdpunkten bör placeras framför medelkordans aerodynamiska center [11] detta för att ge hög stabilitet och för att uppfylla kravet 1.3. Tyngdpunkten kan komma att justeras med hjälp av placering av komponenter och sätts preliminärt till 14 procent från medelkordans framkant. Bilden nedan visar hur medelkordan kan beräknas geometriskt [12]. Detta görs genom att addera längden av vingspetskordan till mittenkordans bak- och framkant samt addera mittenkordans längd till vingspetskordans bak- och framkant. Därefter dras två diagonala linjer som sammanbinder de nyligen konstruerade kordorna enligt bilden nedan. Skärningspunkten mellan dessa linjer visar medelkordans position längs vingen. Alternativt beräknas medelkordan med hjälp av formeln som presenterades i 2.3.2. Tyngdpunkten placeras alltså i detta fall 14 procent av medelkordans längd från framkant av vingen. Måtten är uppmätta från CAD-modellen.



Figur 20: Beräknad tyngdpunkt

Den faktiska tyngdpunkten beräknades i CAD-modellen och presenteras nedan. Vid jämförelse ligger den faktiska tyngdpunkten på ungefär samma koordinater som den teoretiskt optimala.



Figur 21: Mätning av tyngdpunkt och vikt

3.6 Val och dimensionering av elektriska komponenter

En uppskattning av drönarens vikt kan göras i den slutgiltiga CAD-modellen med infört material och ungefärliga komponentvikter. Detta lägger en grund för dimensionering och noggrannare beräkningar på de elektriska komponenterna. Nedan presenteras listan över valda komponenter och dess vikt i Figur 22. Samtliga dimensioneringar och beräkningar presenteras i kommande kapitel och görs för att prototypen ska uppfylla kraven och önskemålen 1.1, 1.3, 1.9, 3.1, 5.1, 6.1 och 7.1.

Del av prototyp	**Modellnamn**	**Antal**	**Total vikt [gram]**
Konstruktion	-	1	1500
Stora servos	Towarpro MG996R	3	165
Små servos	Towerpro SG90	2	18
Arduino	3DR APM2.6 Ardupilot Flight Controller	1	50
Motorer	Sunnysky X2814 1000KV	4	600
Propellrar	APC 11x5.5	4	40
Batteri	Turnigy 5000mAh 4S 14.8v	2	1056
Fartreglage	Hobbywing XRotor 40A	4	160
UBEC	Turnigy 15A	1	15
Ultraljudsensor	Ultrasonic Module HC SR04	4	44
Förlängningssladdar	Ultrasonic Module HC SR04	5	25
Totalt			**3673**

Figur 22: Valda komponenter

3.6.1 Dimensionering av motor, propeller och fartreglage

För att åstadkomma en vertikal acceleration på 2 m/s^2 enligt krav 1.11 bör varje motor kunna leverera en minimal lyftkraft på 10,84 N enligt bilaga B, vilket motsvarar en lyftkraft på ca 1,1 kg per motor. Enligt rekommendationer från tidigare projekt bör motorerna klara att lyfta prototypens dubbla vikt vilken är 7.346 kg [16], vilket i sin tur medför att varje motor bör lyfta 1.84 kg. Detta kan åstadkommas med vald motor/propeller konfiguration som åskådliggörs i Figur 23. De blå markerade raderna är det intervall som motorerna kommer att operera i under startfasen.

Ström [A]	Lyftkraft [g]	Effekt [W]
4,5	500	66,6
7,7	750	113,96
11,5	1000	170,2
15,7	1250	232,36
19,7	1500	291,56
24,9	1750	368,52
31,2	2000	461,76
38,9	2330	575,72

Figur 23: Motordata för Sunnysky

Strömförsörjning till motorn sker via ett fartreglage ”Hobbywing XRotor 40A” som kontinuerligt kan leverera 40A och temporärt 60A i 10 sekunders intervall. Motorn kommer under normal drift maximalt att dra 38.9A varför detta fartreglage anses lämpligt. En propeller med dimensionerna 11” x 5.5” som motortillverkaren testat i tabell 5 kommer att användas för att leverera krävd lyftkraft.

3.6.2 Dimensionering av batteri

Vid hovring lyfter varje motor en fjärdedel av prototypens vikt vilket motsvarar

$$\frac{3.673}{4} \approx 0.918\ kg$$

Interpolation i tabell 5 ovan ger en strömförbrukning per motor enligt nedan.

$$I = 7.7 + \frac{0.918 - 0.750}{1 - 0.750} \cdot (11.5 - 7.7) \approx 10.25\ A$$

Batteriet behöver alltså under hovring leverera 41 A till fyra motorer under tio minuter enligt krav 1.10. För att åstadkomma detta krävs ett batteri med en minsta kapacitet på 6 836 mAh.

$$Batterikappacitet = \frac{41 \cdot 10}{60} \approx 6.836\ Ah = 6836\ mAh$$

I budgeten ryms två stycken 5 000 mAh batterier, vilka medför att hovring kan ske i 14.6 minuter.

$$\frac{10}{41} \cdot 60 \approx 14.6\ min$$

Detta anses vara tillräckligt för att kunna genomföra projektets syfte. Batterierna kan leverera 200 A vilket också uppfyller kravet på minst 41 A vid hovring och 155.6 A vid maximal belastning.

3.6.3 Styrenhet

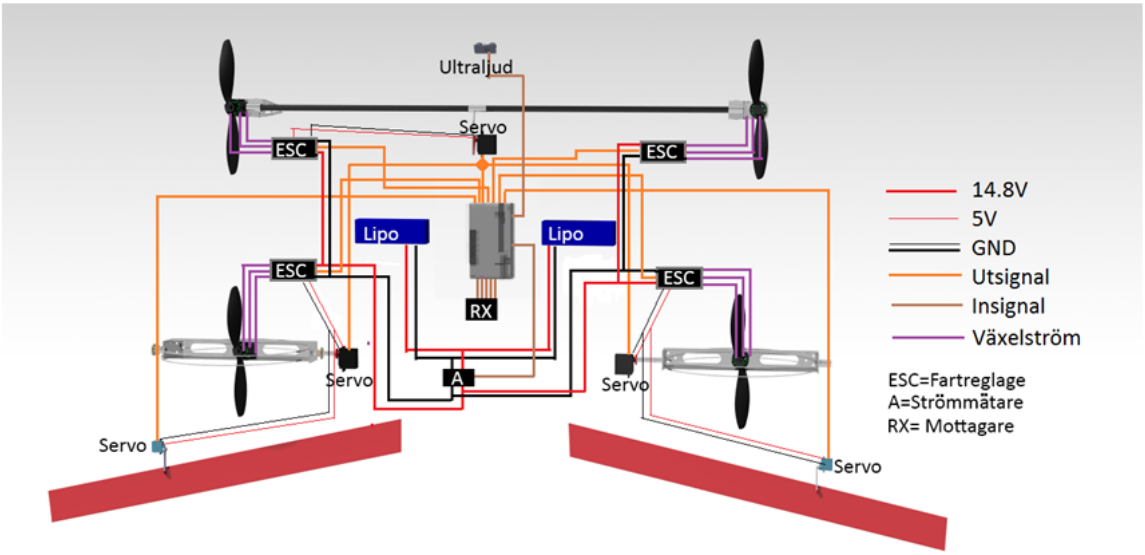
En ombyggd Arduino Mega 2560 kallad ArduPilot väljs att kontrollera prototypen för att uppfylla krav och önskemål 1.1, 1.2 och 1.3. Enheten är anpassad för användning i autonoma fordon och har en inbyggd barometer, accelerometer, gyroskop och GPS för att få nödvändig indata. Baserat på tillgängliga uppgifter om kontrollenheten [17] [16] och dess användningsområden estimeras ArduPilot innehava tillräcklig processorhastighet för att tillgodose multicopterns behov. Till kontrollenheten medföljer en sändare för datorkommunikation på 433Mhz bandet, detta möjliggör statusövervakning gällande position, höjd, vinklar och kvarvarande batterikapacitet. Färdplaner kan även kommuniceras via datalänken.

3.6.4 Övriga elektriska komponenter

För att vinkla motorerna och samtidigt uppfylla krav och önskemål 1.1, 1.2 och 1.3 krävs ett starkt servo som kan vinkla motorerna även när de levererar maximal acceleration. Tre stycken “Towarpro MG996R” med 1Nm vridmoment anses klara detta. För att vinkla styrytorna kommer två stycken ”Towerpro SG90” med vridmoment på 0.2 Nm att användas då dessa ej utsätts för så stora krafter. För att förse kritiska komponenter såsom GPS och radiokontroll med en jämn spänning enligt krav och önskemål 1.1, 1.2 och 1.3 krävs en omvandlare som konverterar de 14.8V som batteriet lämnar till 5V. En “Hobbywing 3A UBEC” kommer att användas för detta.

3.6.5 Koppling

I figur 24 presenteras en principskiss över kopplingen av elektroniken. De två batterierna parallellkopplas och en spännings/strömmätare avgör hur mycket energi som kvarstår. Strömmätaren förser arduinon med den spänning den behöver. Servon kommer till skillnad från arduinon att få sitt strömbehov tillgodosett direkt från fartreglagens inbyggda spänningsomvandlare, då deras krav på spänningskvalitet ej är så hög.



Figur 24: Kopplingsschema

3.7 Uppskattning av maximal hastighet i flygplansläge

I det här avsnittet uppskattas den hastighet drönaren kan uppnå i flyplansläge. Nedan beräknas den hastighet som är möjlig att uppnå med den motorkraft som finns tillgänglig genom att uppskatta luftmotståndet. Dock skulle motorernas varvtal kunna utgöra en begränsande faktor eftersom luftströmmen genom propellrarna inte kan vara hur stor som helst. Detta undersöks i 2.4.2.

3.7.1 Maximal hastighet med hänsyn till luftmotstånd

Luftmotståndet beräknas enligt [18]

$$F_{drag} = \frac{1}{2} C_D \rho V^2 A_p$$

där C_D är strömningsmotståndskoefficienten som beror av vingprofilens lutning α och Reynoldstalet $R_e = \frac{V c_m}{\nu}$. ρ är luftens densitet, ν är luftens kinematiska viskositet, V är drönarens hastighet och c_m är längden på drönarens medelkorda. A_p beräknas enligt

$$A_p = \int_0^B c \, db$$

där c är kordlängden som varierar över vingens bredd b. B är vingens totala bredd och b är koordinaten från vingens yttre korda till vingens inre korda. c och c_m kan beräknas enligt

$$c(b) = c_{yttre} + \frac{c_{inre} - c_{yttre}}{B} b$$

$$c_m = c_{inre} \cdot \frac{2}{3} \cdot \frac{1 + t + t^2}{1 + t}, \text{ där } t = \frac{c_{yttre}}{c_{inre}}$$

där c_{yttre} och c_{inre} definieras i figur 5.

Att uppskatta maxhastigheten blir en iterativ process genom att först gissa på maxhastigheten och beräkna Reynoldstalet. Därefter hämtas C_D med hjälp av Reynoldstalet och lutningen på vingen från tabellverk för aktuell vingprofil. Då kan luftmotståndet F_{drag} beräknas. Detta ska bli lika stort som den drivande kraften från motorerna. Är den inte det görs en ny gissning på hastigheten och börjar om på samma sätt tills kraftekvationen blir balanserad.

Iterationerna gav slutligen en hastighet på ca 418 km/h med följande värden.

Variabel	Värde
C_D	0.01
α	9°
ρ	1.25 kg/m^3
c_{yttre}	0.25 m
c_{inre}	0.825 m
B	1 m
A_p	0.5375 m^2
c_m	0.5888 m

Figur 25: Använda värden

3.7.2 Maximal luftström genom propellrarna

Den maximala hastigheten för luften motorerna flyttar är begränsad av det maximala varvtalet och pitchen på proppellrarna som används. Den maximala hastigheten för drönaren kommer därför även att begränsas av dessa parametrar.

Den maximala hastigheten propellern kan producera beräknas enligt

$$V_{max} = RPM_{max} \cdot propellerpitch$$

Pitchen för våra propellrar är 5.5 inches/varv och RPM_{max} beräknas genom formeln

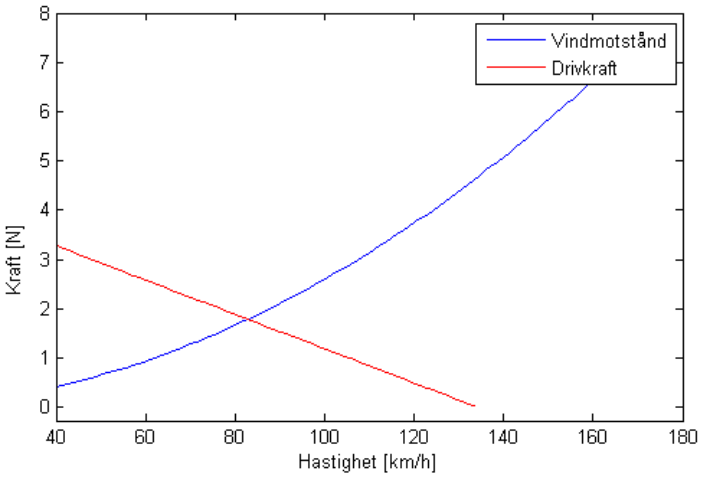
$$RPM_{max} = KV_{motor} \cdot spänning = 1000KV \cdot 16V$$

Enheten blir inches/minut och för att få km/h multipliceras utrycket med 0.001524. Den maximala hastigheten blir alltså

$$V_{max} = 5.5 \cdot 1000 \cdot 16 \cdot 0,001524 = 134.1\ km/h$$

Den teoretiska hastigheten propellrarna kan producera är alltså 134.1 km/h. Denna hastighet är betydligt lägre än den som beräknades i 3.7.1 och blir därför den begränsande faktorn. Hastigheten kan dock endast uppnås utan luftmotstånd eftersom propellern inte genererar någon kraft vid maximalt luftflöde. Den maximala hastigheten blir i realiteten lägre.

Antag att kraften motorn kan generera avtar linjärt med hastigheten. Antag dessutom att R_e, α och C_D är konstanta. Då kan följande plot tas fram.



Figur 26: Plot för att avläsa drönarens maximala hastighet

Skärningspunkten mellan de två linjerna motsvarar den maximala hastigheten som drönaren kan uppnå med hänsyn till luftmotstånd vilket är cirka 83 km/h.

Drönarens lyftkraft under dessa förhållanden kan beräknas med följande formel

$$F_{lyft} = \frac{1}{2} C_L \rho V^2 A_p$$

där C_L hämtas från diagram för aktuell vingprofil. I detta fall sätts den till 0.8 vilket genererar en lyftkraft på 288 N eller 29 kg. Detta är betydligt mer än vad drönaren väger så för att flyga på konstant höjd i flygplansläge behövs hastigheten och vinkeln α minskas. Om α minskas till 2° blir $C_L = 0.2$ och om hastigheten dessutom minskas till 72 km/h blir lyftkraften lika med tyngden av drönaren. Horisontell flygning är därmed möjlig under dessa förhållanden.

3.8 Simulering

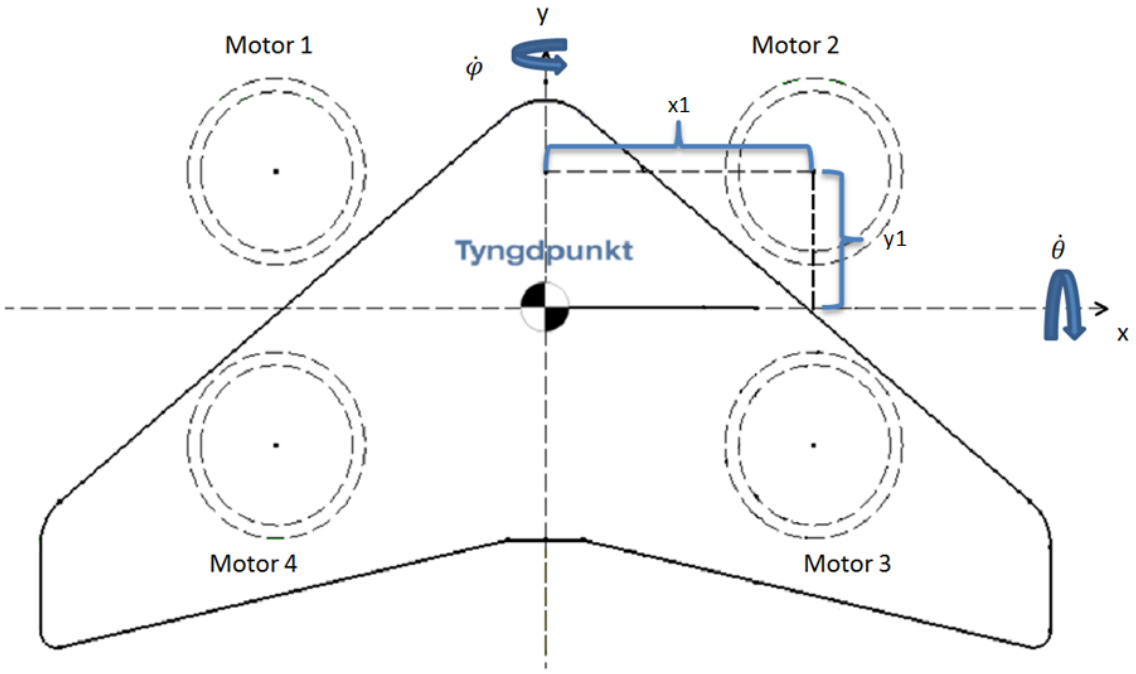
Syftet med simuleringen är att undersöka drönarens stabilitet i svävande läge och hur den kan förbättras enligt kriterierna 1.1, 1.2 och 1.3 i kravspecifikationen. Stabiliteten beror på hur snabbt avvikelser i position till följd av störningar som exempelvis sidovind kan regleras bort.

3.8.1 Utförande av simulering

Simulationen för drönarens stabilitet utförs i simulink, vilket är ett grafiskt program för att ställa upp och utvärdera fysikaliska modeller. I simuleringen undersöks stabiliteten och kompensations förmågan för störningar vid svävande quadcopterläge.

Variationer i antalet motorer och avståndet mellan dem undersöks även för att se vilken inverkan det ger på farkostens stabilitet.

GPS:ens noggrannhet är ej adekvat för att märka små ändringar i positionen. Därför integreras positionen fram från accelerationerna som mäts med sensorer och uttrycks i drönarens lokala koordinatsystem. Detta koordinatsystem förhåller sig till rummets koordinatsystem och beror på farkostens lutning som uppmäts med gyrometern och anges av farkostens pitch (ϕ, lutning framåt) och roll (θ, lutning åt sidan).



Figur 27: Modellskiss

Girning implementeras inte i simulinkmodellen, varför yaw (ψ) kan sättas till 0 i rotationsmatrisen $\mathbf{R}$ som togs fram i den matematiska modelleringen. Då kvarstår:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} cos(\phi)cos(\theta) & sin(\phi)cos(\theta) & -sin(\theta) \\ -sin(\phi) & cos(\phi) & sin(\phi)sin(\theta) \\ cos(\phi)sin(\theta) & 0 & cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Genom att införa drönarens acceleration uttryckt i dess kroppsfasta koordinatsystem $[\ddot{x}_d, \ddot{y}_d, \ddot{z}_d]^T$ kan den översättas till det jordfasta koordinatsystemet $[\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}]^T$ med hjälp av $\mathbf{R}$.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \mathbf{R} \begin{bmatrix} \ddot{x_d} \\ \ddot{y_d} \\ \ddot{z_d} \end{bmatrix}$$

Kraftjämvikt på drönaren med massan m och med lyftkraften ΣF från samtliga motorer under pitch med vinkeln ϕ och roll med vinkeln θ leder till följande.

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}_d \\ \ddot{y}_d \\ \ddot{z}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} gsin(\phi) \\ -gsin(\theta) \\ \frac{\Sigma F}{m} - gcos(\phi)cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Sammanfattningsvis erhålles accelerationerna i det inertiala koordinatsystemet som

$$\begin{bmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} cos(\phi)cos(\theta) & sin(\phi)cos(\theta) & -sin(\theta) \\ -sin(\phi) & cos(\phi) & sin(\phi)sin(\theta) \\ cos(\phi)sin(\theta) & 0 & cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} gsin(\phi) \\ -gsin(\theta) \\ \frac{\Sigma F}{m} - gcos(\phi)cos(\theta) \end{bmatrix}$$

Vinklarna beräknas via momentjämvikter runt drönarens kroppsfasta koordinataxlar. Först införs enhetsvektorerna $e_x = [1\ 0]^T, e_y = [0\ 1]^T$ samt beteckningar för motorernas positioner enligt figuren ovan.

$$Position\ för\ motor\ 1: \ P_1 = \begin{bmatrix} -x_1 \\ y_1 \end{bmatrix}$$

$$Position\ för\ motor\ 2: \ P_2 = \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \end{bmatrix}$$

$$Position\ för\ motor\ 3: \ P_3 = \begin{bmatrix} x_1 \\ -y_1 \end{bmatrix}$$

$$Position\ för\ motor\ 4: \ P_4 = \begin{bmatrix} -x_1 \\ -y_1 \end{bmatrix}$$

Momentjämvikterna kan skrivas på följande sätt.

$$I_y\ddot{\phi} = \sum M_y = \sum_{i=1}^{4} F_i(\mathbf{P_i} \cdot \mathbf{e_x})$$

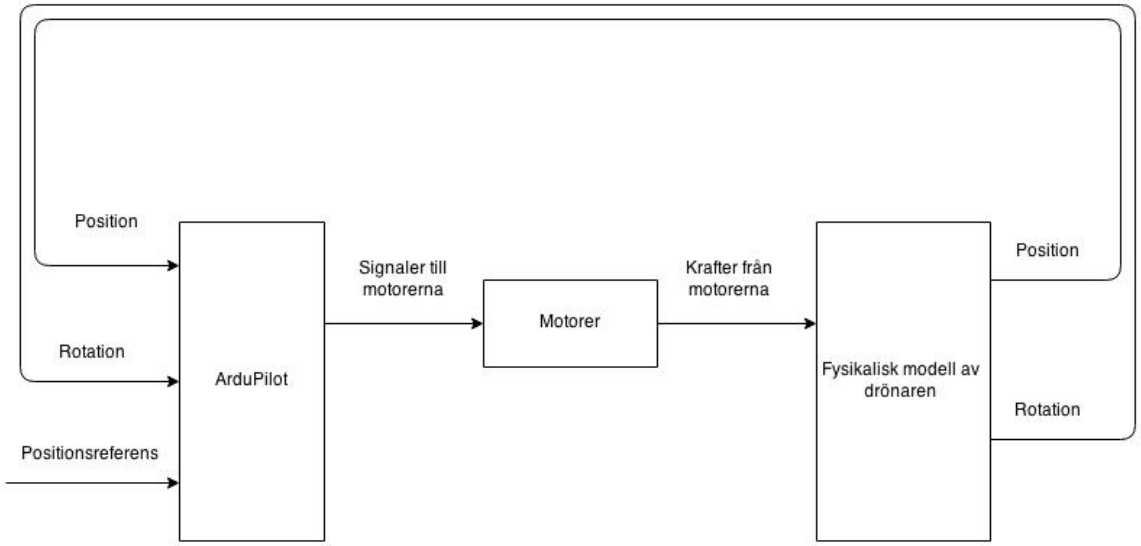
$$I_x\ddot{\theta} = \sum M_x = \sum_{i=1}^{4} F_i(\mathbf{P_i} \cdot \mathbf{e_y})$$

Genom att dividera med I_x respektive I_y och därefter integrera två gånger erhålls de eftersökta vinklarna. Vidare kan accelerationerna omvandlas till hastighet och position genom integration en respektive två gånger.

Simulinkmodellen består huvudsakligen av 3 delar. Den första delen representerar styrsystemet i mikrokontrollen (ArduPilot), den andra delen representerar motorerna och den tredje består av den fysikaliska modellen av drönaren. Mikrokontrollern kommer vid hovring huvudsakligen använda sig

av gyrometern för informationsinhämtning av aktuella värden på lutning, samt accelerometern för uppmätning av accelerationsvärden och förflyttning. Dessa återfinns som insignaler i modellen. För simuleringarna sätts en signal med position som referenssignal.

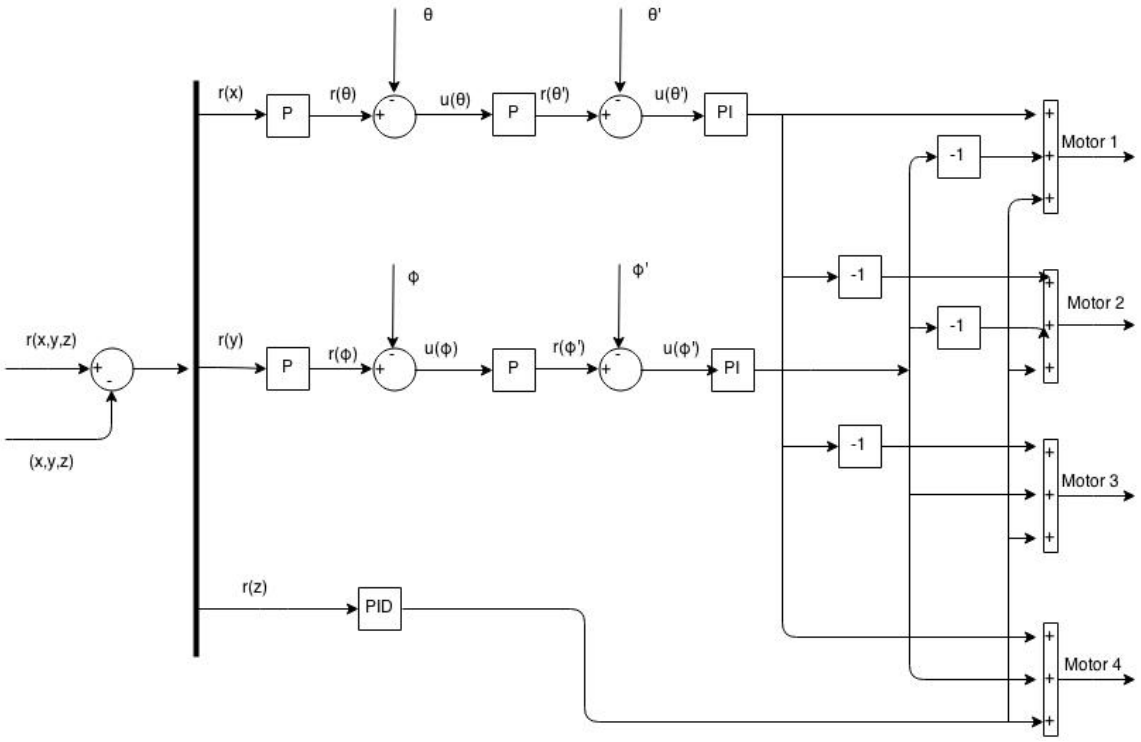
Då det inte finns en specifikation för motorns och propellerns dragkraft som funktion av en insignal i form av ett pulståg, definieras utsignalen från styrsystemet som en kraft istället. På så sätt regleras kraften direkt.



Figur 28: Principskiss över Simulinkmodellen

Den viktigaste delen i modellen är själva styrsystemet som översätts till programkod och integreras med mikrokontrollern. En förenklad principskiss över styrsystemets design återfinns i Figur 29. Funktionen består i korta drag av en kaskadregulator och fungerar på följande sätt:

Från GPS:ens insignaler beräknas nuvarande position. Den jämförs med en positionsreferens och skillnaden blir reglerfelet som skickas in i första P regulatorn. Utsignalen från denna blir en vinkelreferens som avgränsas till en maximal utslag (i detta fall på 45 grader) jämförs med nuvarande pitch- och roll-vinkel. Detta blir reglerfelet som efter en P regulator omvandlas till vinkelhastighetsreferens. Från denna subtraheras drönarens nuvarande vinkelhastighet och skillnaden regleras av en PI regulator som i sin tur skickar signaler till motorn så att reglerfelet motverkas.



Figur 29: Principskiss över styrsystemet

3.8.2 Resultat av simuleringen

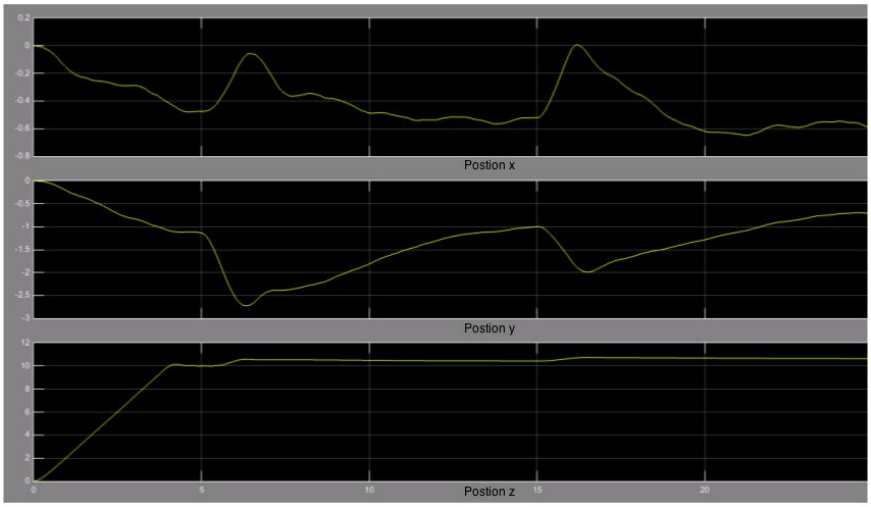
Genom att jämföra beteendet vid referensändring samt störningar för olika design på drönaren har följande iakttagelser gjorts.

- Simuleringarna visade tydligt att en konstruktion med 4 motorer är stabilare än med 3 motorer.
- Simuleringarna visade också att regulatorn tidigare presenterad i kapitel 3.8.1 fungerade som förväntat och att den med fördel kunde implementeras i kontrollern.

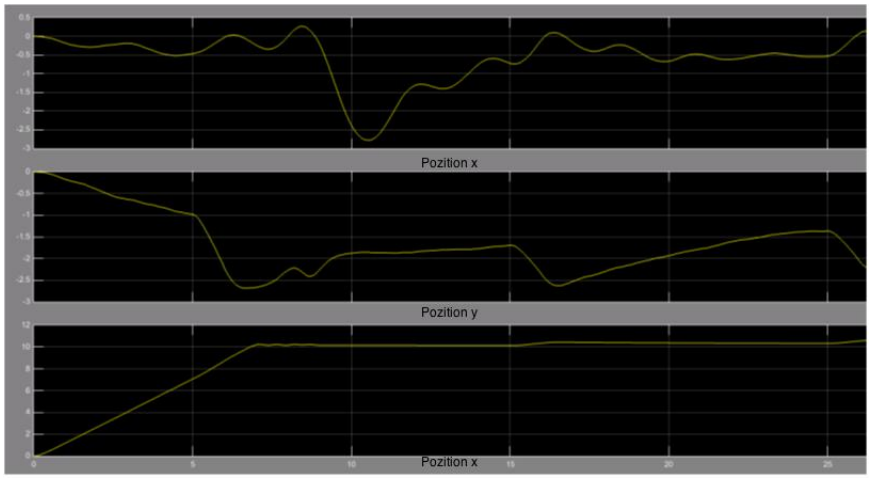
I figur 30 och 31, redovisas grafer på kompensationsförmågan vid störningar för olika antal motorer. De kvarstående felen på x och y positionen beror av simulerad vind samt ingen integrerande verkan i positionsregulatorn. Toppar och dalar i x och y position beror på vindbyar från motsatt håll. Från graferna framgår det tydligt att störningarna reglerades bort. Höjdreferensen på 10 meter nåddes efter 4 sekunder.

I fallet med 3 motorer syns det tydligt att kompenseringsförmågan för störningar var mycket sämre. Det förekommer också oscillationer vilket pekar på ett mindre stabilt system. Samma höjdreferens nåddes efter 7 sekunder istället för 4 sekunder med 4 motorer.

Konstruktionen med 4 motorer visade sig alltså kunna snabbare följa referensändringar och reglera bort störsignaler än en konstruktion med 3 motorer.



Figur 30: Fall med 4 motorer



Figur 31: Fall med 3 motorer

Vid ojämn placering av tyngdpunkten mellan motorerna konstaterades kraftig försämring av prestandan. En långsammare insvängningstid uppstod och även oscillationer. Vid jämn placering jobbade alla motorer lika mycket när drönaren stod stilla i luften.

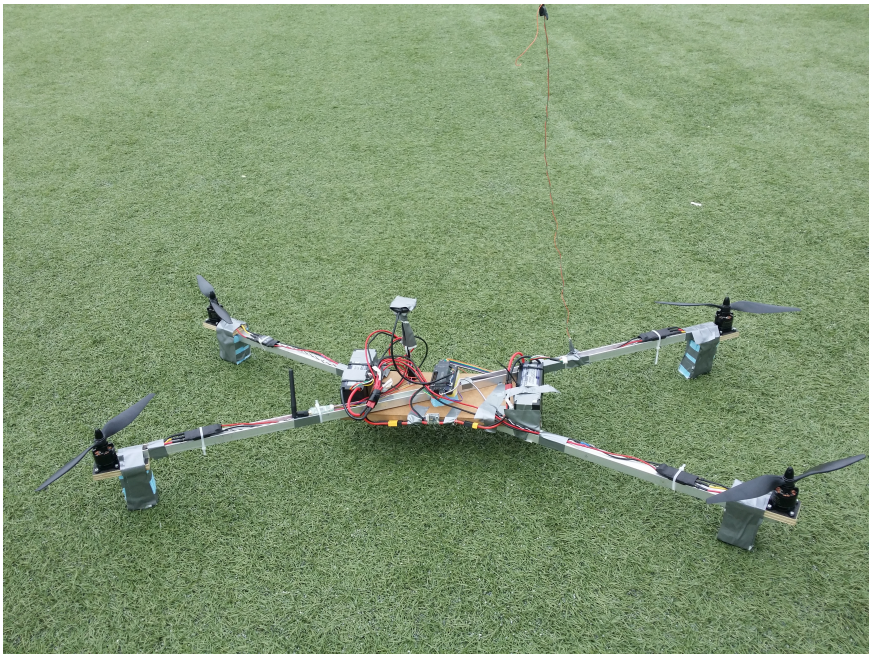
Det har även visat sig vara enklare att designa reglersystemet för en multicopter med fyra motorer än en med tre motorer. Vid jämförelse av olika motorplaceringar har en symmetrisk placering med avseende på tyngdpunkten gett bäst resultat. Alla motorer arbetar då lika mycket när multicoptern står stilla i svävande läge. För grafiskt resultat, se bilaga F.

3.9 Testmodell

Här presenteras framtagning och tester av testmodellen och dess komponenter. En testmodell byggs för att kunna utföra tidiga tester i quadrocopterläge utan att riskera att prototypen går sönder vid en eventuell krasch.

3.9.1 Konstruktion

Testmodellen konstruerades utifrån de mått som prototypen enligt CAD-modellen innehaver. Motorernas placering, modellens vikt och dess tyngpunkt är därmed förutbestämda. Modellskelettet består av två aluminium u-profiler som monteras i centrum av en rektangulär spånskiva med tvärgående skruvar. Motorerna monteras i ändarna av aluminiumprofilerna och landningsställ av polysteren monteras direkt under motorerna. Samtliga komponenter monteras på testmodellen med hjälp av lim, tejp, bultband och skruv. I likhet med CAD-modellen har testmodellen en vikt på 3,7 kg.



Figur 32: Testmodell med elektroniken inkopplad

3.9.2 Test av testmodellen

Utförda tester och modifikationer som har utförts på den framtagna testmodellen och dess komponenter presenteras här för att verifiera de krav som ställs på drönaren.

Test av enskilda komponenter

Kontroll av samtliga komponenter gjordes för att säkerställa korrekt funktionalitet. Motorernas lyftkapacitet och rotation säkerställdes med fartreglage som samtidigt kalibrerades för att deras reaktion ska vara densamma vid lika signaler.

För att verifiera kontrollenhetens funktion testades den med tillhörande GPS-mottagare och kompass. Arducopter programvara [19] ska grafiskt presentera sensordata från kontrollern i pc-terminalen.

Inhämtad information från testet påvisade att kommunikation mellan dator och flygkontroller upprättats, trots detta konstaterades en avsaknad av sensoriska värden. Avsaknad av sensordata antas vara till följd av felaktighet på kortet.

Efterjustering efter test av komponenter

När pinnarna på flightkontrollern för spänningsförsörjning undersöktes upptäcktes att slingan som ska försörja sensorer med 3.3V gav 5V.

En spänningsregulator på kortet antogs vara felaktig och byttes ut. Felet kvarstod dock trots ny spänningsregulator.

Efter ytterligare undersökning av kortet hittades en komponent med 2 ben vilka var sammankopplade med lödtenn. Lödtennet avlägsnades och efter detta fungerade samtliga sensorer på korrekt sätt.

Optimering av PID-regulatorer

För att senare kunna implementera autonom styrning i prototypen och för att uppfylla kraven om stabilitet och styrbarhet (krav 1.1, 1.3, 1.9) behöver regulatorer för rotation kring pitch-, roll- och yaw-axeln optimeras. Parametrarna ändrades för att få snabbast möjliga stegsvar utan för stor översläng och oscillation. Data-länk mellan drönare och dator underlättade detta test då testriggen endast behövde landa under tiden nya parametrar överfördes trådlöst.

För att analysera drönarens beteende hölls testmodellen hovrande på jämn höjd för att sedan lutas fram och tillbaka runt axeln som behövde optimeras. Genom att visuellt analysera testmodellens svar på insignaler från pilotens radiosändare ändrades regulatorernas PID-parametrar.

Efter avslutat test svarade testmodellen på insignaler som önskat och inga övriga anmärkningar gjordes. Kravet 1.9 om manuell kontroll ansågs vara uppfyllt.

Implementeringen av autonoma system hos testmodellen

För att uppfylla krav 1.1 och 1.2 om autonom funktion hos drönaren gjordes flygningar baserade på GPS koordinater.

För att verifiera att GPS-positionen under flygning var korrekt analyserades dess GPS-position i realtid genom data-länken. Positionsangivelsen var mycket exakt och fortsatta tester med GPS-styrda funktioner kunde utföras.

Funktionen för autonom landning testades. Testriggen startades manuellt och hovrade sedan på angiven position. När läget för automatisk landning aktiverades genom radiosändaren steg testmodellen till angiven säker höjd för att sedan återvända till startpositionen. Landningen gjordes därefter med inställd sjunkhastighet. Avståndet mellan landningsplatsen och startpositionen uppmättes till ett avstånd på 0.8 meter.

För att verifiera att alla funktioner baserade på GPS fungerade korrekt programmerades testmodellen till att flyga en förprogrammerad sekvens med start, tre positionsangivelser och därefter landning. Start skulle ske vertikalt till angiven höjd och flygning horisontellt skulle göras på konstant höjd med inprogrammerad hastighet. Landning skulle ske på samma position där den startade och sjunkhastigheten skulle vara den som förprogrammerats.

Testet lyckades och farkosten utförde uppgifterna problemfritt. Avståndet mellan start- och landningspositionen uppmättes till 0,6 meter. Kraven om GPS-flygning (1.1 och 1.2) ansågs därför uppfyllda för testmodellen.

Övergång till manuell styrning testades under en autonom rutt. Övergången fungerade och kravet om manuell avstängningsfunktion (krav 6.1) uppfylldes.

Flygning vid svåra väderförhållanden med testmodellen

För att verifiera kraven avseende funktion i olika väderförhållanden (krav 1.3, 6.2) testades testmodellens prestanda vid flygning i byig vind och lätt regn. Vindhastigheten uppmättes till mellan 0 och 7 m/s.

För att verifiera drönarens förmåga att klara dessa förhållanden utfördes en förprogrammerad sekvens med start, flygning till tre förprogrammerade positioner och slutligen landning.

Landningen skedde 1.5 meter från startpositionen i vindriktningen. Testmodellen betedde sig i övrigt som förväntat och inga efterjusteringar ansågs nödvändiga.

3.10 Prototyp

Detta avsnitt beskriver tillverknings- och testprocessen av prototypen och de största svårigheterna som uppstod vid tillverkningen och testningen, hur dessa svårigheter överbryggades samt vilka konsekvenser de fick.

3.10.1 Prototypens konstruktion

Prototypen bygger på flertalet spryglar vilka måste ha exakta proportioner för att erhålla den vingprofil som valts och indirekt de flygegenskaper som eftersträvas. Undersökningar kring användandet av laserskärare gjordes men det alternativet uteslöts på grund av ekonomiska skäl. Efter diskussioner med Reine Nohlborg från Prototyplaboratoriet kring tillverkningen med hjälp av en vattenskärare gjordes tester på tre millimeters balsaträskivor. Undersökning ansågs essentiell för materialvalet då det var viktigt att inhämta information kring träskivornas hållbarhet vid bearbetning. Intressant vid utredningen var även resultatet för huruvida balsaträt skulle absorbera vatten och om så var fallet hur form och egenskaper skulle påverkas. Testerna gav positiva resultat och alla spryglar tillverkades med hjälp av vattenskäraren i Prototyplaboratoriet. Samtliga aluminiumdelar till prototypen i form av motorfästen, motorskydd och servonförstärkningar skars även ut med hjälp av vattenskäraren, för att uppnå ett så exakt resultat som möjligt samt minimera tidsåtgången. Vattenskäraren, en WJS NC 1010 S, är en skärmaskin som använder sig av abrasiv högtrycksskärning med vattenstråle som rör sig enligt ett förprogrammerat mönster och skär både genom metall och trä. Det förprogrammerade mönstret bestod i detta fallet av tvådimensionella ritningar från CAD-modellen, dxf-filer, av spryglarna sett från sidan.



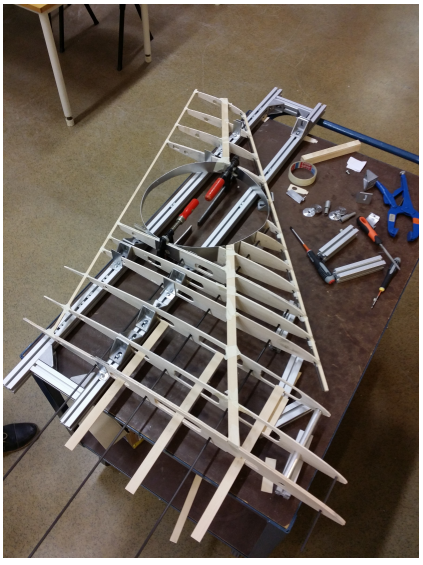
Figur 33: Utskurna spryglar

Klämmor för att fästa motorfästen i den främre kolfiberaxeln är tillverkade i ABS plast. Transmissionen mellan bakaxlarna och servon är gjorda i PLA plast. Samtliga delar tillverkades med 3D-skrivare utifrån stl cad filer konverterade till gkod och materialet valdes efter tillgänglighet.

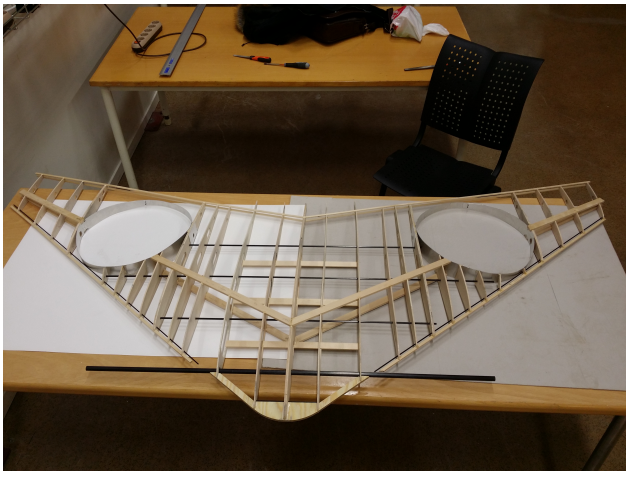
Resterande delar har tillverkats och färdigställts för hand, både CRF:s lokaler och prototylaboratoriet har tagits i besittning för detta ändamål.

Skelettet för prototypen byggdes i två omgångar. Spryglarna fixerades i rätt positioner med en fixtur av flexlink, balkar och vinklar. De tvärgående kolfiberstängerna och träreglarna fästes med hjälp av lim. Det innebar att prototypen blev näst intill symmetrisk och att prototypen slipper reglera bort störningar som härstammar ifrån ojämnt placerade motorer.

De elektriska komponenterna lödgades om med nya kontakter för sammankoppling, varefter de monterades på skelettet med glasfibertejp, dubbelhäftandetejp eller lim. Styrenheten monterades på dämpande skumgummi för att minimera vibrationer ifrån skelettet vilka skulle kunna ge upphov till störningar hos sensorer i flygkontrollen.



(a) Monteringsställning



(b) Färdigt vingskelett

Figur 34: Prototypen

3.10.2 Hårdvara och mjukvara

Open-source-mjukavaran ”ArduPilot” [19] som användes är framtagen för att vara kompatibel med utvald mikrokontroll. ”ArduPilot” -biblioteket innehaver även färdiga program för autonom styrning av multicopters och flygplan. Vidare medföljer det till programvaran grafiskt användargränssnitt för pc som kombinerat med given datalänk kan brukas vid tillfällen då uppdateringar bör ske i realtid. Med nämnda verktyg kan inställningar hos regulatorparametrar omedelbart ändras likväl som färdriktning för multicoptern. Via datalänken kan även information om flygmaskinens status inhämtas vilket innebegriper: batteristatus, position och altitud.

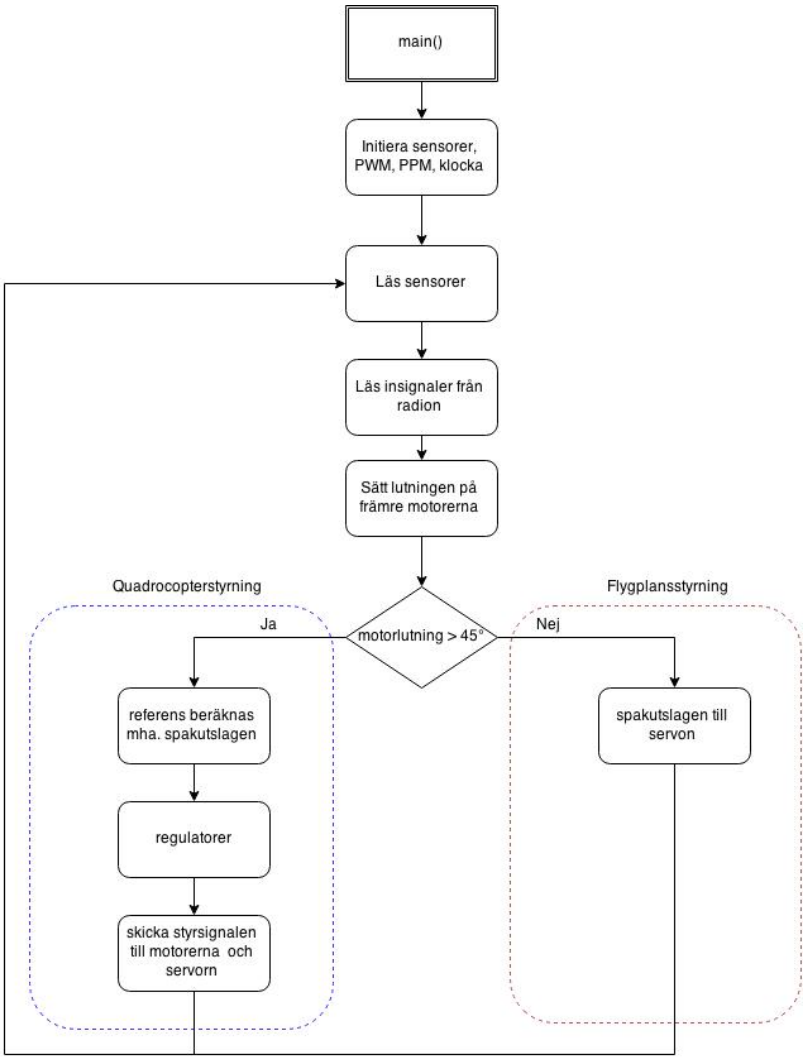
Till följd av otillräcklig minneskapacitet hos ”ArduPilot” kortet skedde en övergång från detta till ett STM32-kort. Till detta kort medföljer det drivrutiner för samtliga komponenter på kortet. Processorkraft och minneskapacitet uppfyller bättre projektets behov än det tidigare nämnda ”ArduPilot” kortet då detta saknade utrymme för implementering av flygläge.

Vid utveckling av funktioner för flygläget användes ArduPilot-kortet och STM32-kortet parallellt. Reglering av pitch och roll styrdes vid quadrocopterläget styrdes av ArduPilot-kortet. STM32-kortet styrde vinkling av motorer.

Den slutgiltiga mjukvaran tillhörande STM32 kortet innehåller flera rutiner som möjliggör styrning av drönaren.

En del av rutinerna anropas med en given frekvens av interruptsen och körs oberoende av andra rutiner. De rutinerna uppdaterar bland annat klockan, uppdaterar globala variabler med PPM-insignaler från radiomottagaren, skickar PWM-utsignaler till pinsen och hämtar datan från gyron och accelerometern. Deras oberoende från andra rutiner tillåter exakt tidsstyrning då de inte kan stoppas eller störas av övriga programmet. Detta är viktigt vid avläsning av PPM-insignaler och modulering av PWM-utsignalen då dessa grundar sig på tidsberoende signaler med en given frekvens och styrbar pulslängd.Vissa säkerhetsrutiner som motorernas armerings- och desarmeringsrutin anropas av dessa, och fungerar även om huvudloopen skulle stanna.

Drönarens styrningen körs i main-rutinen där klock-, sensor- och pins-rutinerna initieras och kontrolloopen finns. Kontrolloopen körs med en frekvens på 500Hz. Varje gång loopen körs avläses datan från sensorerna och sändaren, den tolkas, omvandlas och skickas in i regulatorerna. Därefter skrivs utdatan från regulatorerna till pinsen som styr servorna och motorerna.



Figur 35: Principskiss över mainrutinen

3.10.3 Implmentering av reglering

Implementeringen av reglersystemet sker samtidigt som testerna görs. Efter att en ny reglerrutin implementerats testas denna för att verifiera dess funktion. Dessa tester presenteras under ”3.10.4 - Test och efterjusteringar av prototypen”.

Yaw-kontrollen implementeras först. De bakre motorerna vinklas åt olika håll för att skapa ett moment kring den vertikala axeln. En PD-regulator styr vinkelhastigheten kring yaw-axeln genom att vinkla motorerna. Piloten styr vinkelhastigheten med radiosändaren. Optimerade värden för regulatorn fås genom flygtester.

ArduPilot-kortet kopplades ut och en PI-regulator för pitch och roll implementerades i STM32-kortet. PI-regulatorn reglerar vinkelhastigheten runt dessa axlar med pilotens input på radiosändaren som referens. Optimerade värden för regulatorn erhålles genom flygtester.

Pitch- och rollregleringen utvecklades ytterligare genom en kaskadreglering som styr vinkeln av planet kring axlarna. Kaskadregleringen är av typen P-PI. Vinkelreferensen begränsas till 45 grader vilket betyder att pilotens input maximalt ger roll och pitch på $\pm$ 45 grader.

Ett flygläge för flygplanstyrning implementeras där kontroll av styrytor sker direkt från pilotens radiosändare genom en mixer där de olika vinklarna summeras.

Vinklarna på motorerna styrs genom en ratt på pilotens radiosändare. Överstiger vinkeln för motorerna relativt horisonten 45 grader är drönaren i ”quadrocopterläge” och styrs som en quadrocopter, understiger referensvärdet 45 grader går styrningen över i ”flygplansstyrning” och pilotens inputs översätts direkt genom en mixer till vinklar på styrytorna, i detta fall motorerna . För att styra roll vinklas de bakre motorerna åt motsatt håll och för styrning av pitch vinklas de åt samma vid pilotens inputs.

För den slutgiltiga implementeringen av regulatorerna se kontrolloopen i Bilaga E.

3.10.4 Test och efterjusteringar av prototypen

Här presenteras samtliga tester och efterjusteringar som utförs på prototypen. Viktökning relativt CAD-modell avser viktskillnaden mellan prototypen utan depronskal och CAD-modellens uppskattade vikt.

Hållfasthetstest

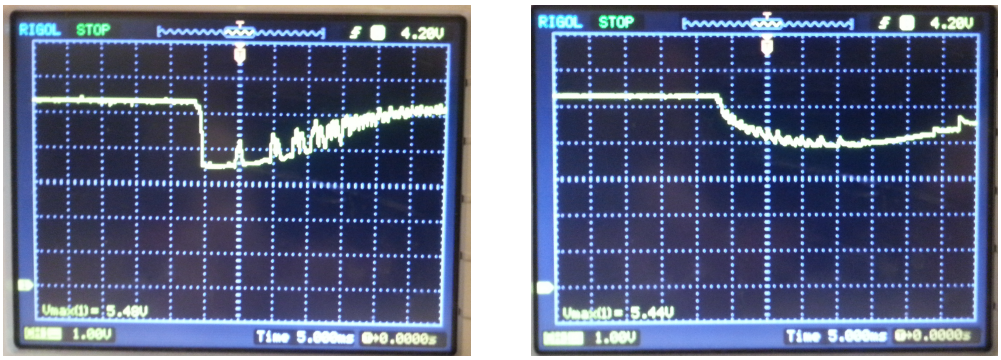
För att utvärdera den slutgiltiga prototypens hållfasthet, indirekt dess möjlighet att uppfylla krav och önskemål 1.1, 1.2, 1.3, 1.4, 1.5, 1.6 1.7, 1.9, 1.10, 1.11 och 2.1 utfördes tester för att simulera motorernas påverkan av konstruktionen. En dynamometer monterades i respektive motorfäste och påverkade prototypen med motsvarande motsvarande motorkraft i höjdled. Strukturen var fastspänd under testet för att kunna efterlikna analyserna i avsnitt 3.4.

Test av komponenter

Alla komponenter monterades i prototypen. För att kontrollera att komponenterna var korrekt kopplade och ordentligt fastsatta testades prototypen fastbunden i marken. Korrekt rotation kontrollerades för motorer och servon genom att ge signaler från radiosändaren.

Vid test av vinkling av motorer slutar flygkontrollen fungera för att sedan återstartas. Spänningen UBEC-en levererar mäts med oscilloskop vid motorvinklingen och ett spänningsfall ner till 3V noteras. Vid denna spänning slutar flygkontrollen fungera.

Vid motorkörning upptäckes en felkonstruktion i frampartiet av prototypen. Den klarade inte de vridande asymmetriska belastningar som uppstår vid körning av två diagonalt placerade motorer.



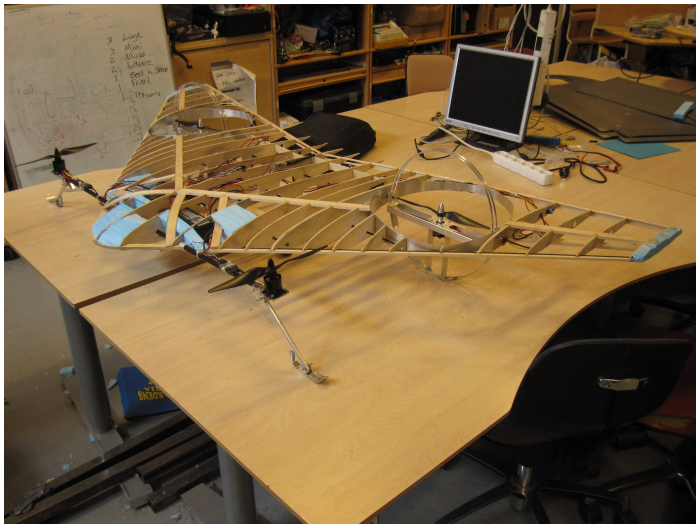
(a) Utan kondensator (b) Med kondensator

Figur 36: Spänningsfall vid motorvinkling

Efterjustering 1

En kondensator paralellkopplas till utgången på UBEC-en men problemet med spänningsfall kvarstår. En separat spänningsförsörjning för flygkontrollen monteras vilket eliminerar problemet. Nospartiet förstärktes med polystyren och björk för att ta upp de vridande krafterna som motorerna förväntades att ge under flygning. För att behålla vingprofilsformen böjdes de berörda björkstagen genom behandling av kokande vatten, på så sätt erhölls rätt profil utan att öka spänningen i skelettet.

- Ny totalvikt: 4.07 kg
- Viktökning relativt CAD-modell: 0.6 kg



Figur 37: Efterjustering 1

Test av PID-regulator

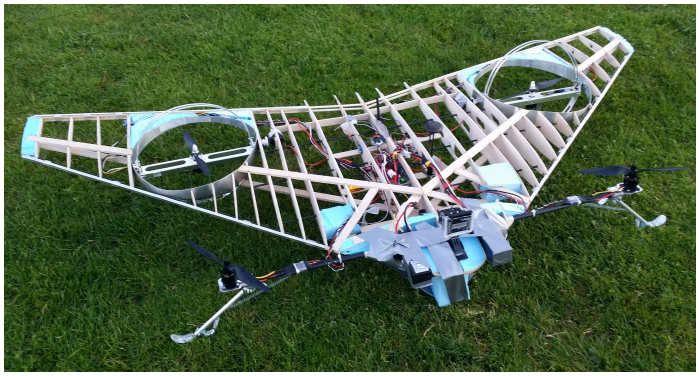
För att testa att de PID-parametrar som använts till testmodellen fungerar görs ett flygtest för att undersöka huruvida responsen vid operatörens styrsignaler är oförändrad. Detta för att bekräfta att kraven om stabilitet och styrbarhet (krav 1.1, 1.2, 1.9) fortfarande är uppfyllda. Efter att drönaren lättat från underlaget börjar flygplanskroppen att självsvänga vilket riskerar att knäcka konstruktionen. Tester av reglersystemet går inte att genomföra.

Efterjustering 2

För att motverka instabiliteten och självsvängningarna som framgick ur testet förstärktes det bakre partiet av vingarna med polystyren och aluminiumprofiler monterades längs kanterna på vingen. Ett

extra stöd av polystyren monterades i nosen för att minska belastningen på de främre stödbenen och indirekt servomoton som vinklar den främre axeln. Batterierna flyttades längre fram för att bibehålla tyngdpunkten på dess korrekta plats.

- Ny totalvikt: 4.48 kg
- Viktökning relativt CAD-modell: 0.81 kg



Figur 38: Efterjustering 2

Optimering av PID-regulatorer

Prototypen testas i quadrocopterläget för att undersöka stabiliteten och styrförmågan (krav 1.1, 1.2, 1.9). Tester av parametrarna görs genom att vid hovring på säker höjd rotera drönaren fram och tillbaka runt vald axel. Servon för vinkling av motorer styrs nu separat med STM32-processorn. Prototypen hovras på säker höjd och roteras fram och tillbaka kring de axlar som ska testas. Respons analyseras och förändringar av parametrar görs. De regulatorparametrar som använts på testmodellen testas på prototypen och behöver endast justeras för pitchkontrollen. En påtaglig självsvängning genom flygplanskroppen noterades vid hovring och det noterades att servona som vinklar de främre och bakre motorerna inte är tillräckligt starka för att hålla kvar vinkeln på landningsställen om prototypen rör sig horisontellt på marken.

Efterjustering 3

Nya landingsställ av polystyren skars ut och monterades på undersidan av prototypen med hjälp av vävtejp. De främre landingställen togs bort och nu förväntades prototypen inte ha några problem med vinkel ändring av motorerna vid start och landning.

- Ny totalvikt: 4.68 kg
- Viktökning relativt CAD-modell: 1.01 kg

Test med nya landningsställ

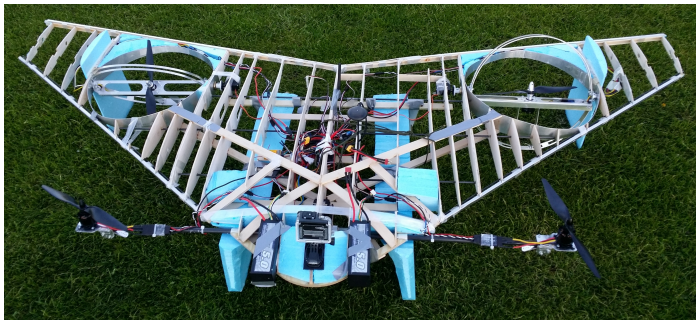
För att verifiera att konstruktionen klarade att lyfta de nya tyngre landningsställen testades start och hovring på bestämd höjd. Prototypen klarade av hovring och problemet med självsvängningar kvarstod ej. Yaw-rotation testades vid hovring på fyra meter varvid prototypen tappade lyftkraft med en kontrollerad kraschlandning som följd. Skador på vänster vingen uppkom i kraschen då denna knäcktes på grund av den kraftiga stöten mot underlaget.

Efterjustering 4

Efter kraschen i test ”Test av nya landningsställ” genomfördes en större omkonstruktion. Samtliga spryglar som gått sönder lagades och förstärktes med hjälp av glasfibertejp för att sedan monteras på nytt i ramen. För att stärka konstruktionen fästes aluminiumringarna vid de bakre motorerna i de tvärgående björkstagen med hjälp av fibertejp. Nospartiet styvades upp med hjälp av tvärgående glasfibertejp runt nospartiet. Den bakre delen av ramen fästes i mittensprygeln med hjälp av en aluminiumprofil och glasfibertejp. De tvärgående björkstagen i ytterkanterna på vingarna togs bort eftersom att de nya aluminiumprofilerna bidrog med tillräcklig styvhet. Landningsställen flyttades

och ett tvärgående furustag monterades på undersidan för att fördela nerslagskraften vid landning bättre. Ytterligare polystyren stöd monterades i vingen för att förbättra flygstabiliteten och minimera risken för att vingen knäcks igen vid eventuella hårda landningar.

- Ny totalvikt: 5.13 kg
- Viktökning relativt CAD-modell: 1.44 kg



Figur 39: Efterjustering 4

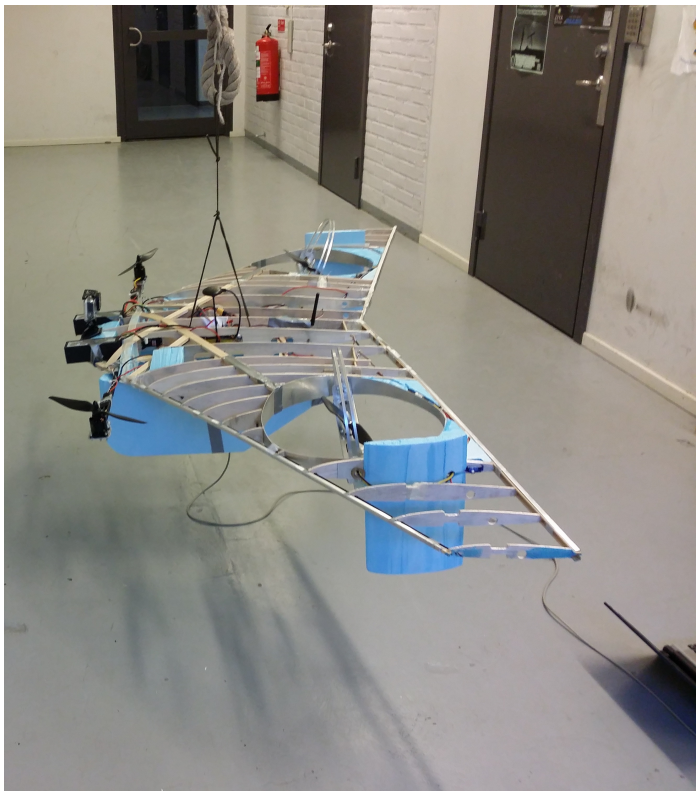
Optimering av ny yaw-funktion

För att optimera värden på PD-kontrollen av yaw-funktionen samt uppfylla kraven om manuell styrning (krav 1.9) hängdes prototypen upp i masscentrum där den kunde rotera fritt kring den vertikala axeln. Testning skedde genom att vid hovringsvarvtal på motorerna rotera prototypen kring vertikalaxeln. Efter optimeringen av regulatorerna testades funktionen vid fri hovring och justerades ytterligare.

Optimering av ny pitch- och rollreglering

Optimering av regleringen för den implementerade kaskadregulatorn utfördes. Denna var nödvändig för att uppfylla kravet om manuell styrning (1.9). Drönaren hängdes upp i masscentrum vilket ger den möjlighet att vridas fritt runt alla axlar. Den inre PI-regulatorn optimerades först för att ge snabbast möjliga stegsvar vid ändring av vinkelhastighetreferens. Detta gjordes för att inte blanda ihop inverkan av den yttre P-regulatorn.

Flygtester vid fritt hovrande visade att inga vidare justeringar av parametrar var nödvändiga.



Figur 40: Optimering av yaw-funktion, pitch- och rollreglering

Efterjustering 5

Samtliga komponenter som tillhörde den gamla styrenheten kopplades ur då de inte längre stod i bruk. Depronskalet monterades för att möjliggöra test av flygplansläget.

- Ny totalvikt utan skal: 5.0 kg
- Ny totalvikt med skal: 5.33 kg
- Viktökning relativt CAD-modell: 1.33 kg

Flygtest för verifikation av krav och önskemål

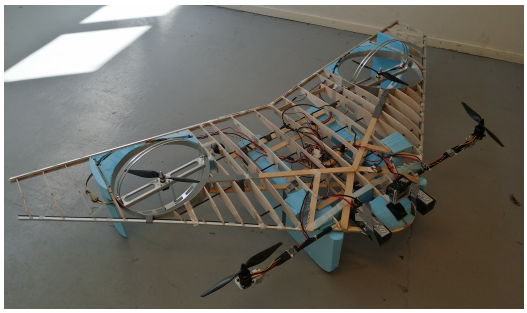
Ett flygtest där hovring sker med depronskalet monterat utfördes. Start och landning sker på sluttande underlag för att verifiera krav om landning på ojämn terräng. Drönaren lyfter och kan hovra en meter över marken. Kraften motorerna ger orkade inte lyfta den högre och test av flygläget kan inte genomföras på grund av den låga höjden. Spänningen över batterierna analyserades och vid maximal effekt mäts spänningen till 12.5 volt. Spänningsfallet över batterierna är för stort för att maximal kraft ska kunna ges av alla motorerna samtidigt. För att åtgärda detta skulle nya batterier med lägre inre resistans vid högt effektuttag behöva monteras vilket inte ryms inom budgeten. Prototypen klarar trots detta att uppfylla kravet om manuell styrning (1.9), kravet för stabil hovring (1.3), kravet om återanvändning (2.1) och kravet om landning i ojämn terräng (1.7). Gruppen anser att önskemålet om estetiskt tilltalande design (2.2) är uppfyllt. Krav som inte uppfylls är de avseende GPS (1.1, 1.2 och 6.1) på grund av ej implementerad GPS-funktion. Drönaren klarar inte önskemålet om att lyfta mer än sin egen vikt (1.6), dock kan den lyfta 30 ”%mer än den teoretiska vikten. Kravet om minimering av skaderisk vid användning (6.3) uppfylls inte pga de främre motorernas positionering.

4 Resultat

Projektet utfördes som en produktutvecklingsprocess och de flesta resultaten genererades under utvecklingsarbetet som noggrannt beskrevs i förgående avsnitt. I detta avsnitt sammanfattas de viktigaste resultaten.



(a) Prototyp med depronskal



(b) Prototyp utan depronskal

Figur 41: Prototypskelettet

4.1 Dimensioner och egenskaper

- Längd: 0.98 m
- Bredd: 2 m
- Maximal tjocklek: 0.14 m
- Vikt: 5.0 kg utan skal, 5.33 kg med skal
- Battertid:
  - Hovring: 7 minuter
  - Flygplansläge: Ej testat
- Teoretisk högsta hastighet i flyplansläge: 83 km/h
- Utböjning vid vingspets under accelerationsfasen från hållfasthetstest: 5 mm

4.2 Elektriska Komponenter

- 4 st motorer Sunnysky X2814 KV1000
  - Effekt: 575 W
  - Maxvarvtal: 16 000 RPM
  - Maximal kraft: 22.9 N
- 4 st Fartreglage Hobbywing XRotor
  - Maximal kontinuerlig strömförsörjning: 40 A
  - Maximal strömförsörjning under 10 sekunders period: 60 A
- 3 st servon Towarpro MG996R
  - Maxmimalt Vridmoment: 1 Nm.
- 2 st ej implementerade Towerpro SG9
  - Maximal vridmoment: 0.2 Nm

- 2 st batterier Turnigy 5000 mAh 4S 14.8 V
  - Total batterikapacitet: 10 000 mAh
  - Maximalt strömuttag: 300 A
- 1 st kontrollkort av STM32 arkitektur
  - Processor: STM32F405
  - Processorhastighet: 168 MHz
- 1 st radiomottagare Turnigy 2.4 GHZ
  - Antal kanaler: 9 st
- 4 st propellrar APC 11x5.5
- 1 st UBEC Turnigy 5A
- 1 st UBEC Turnigy 3A

4.3 Kontroll

- Kontroll: Manuell med radiosändare
- Kontrolltyp hovring: Manuell stabiliserad
- Kontrolltyp flygplansläge: Manuell ostabiliserad

4.4 Kontrollbeskrivning

Kontroll av prototypen sker manuellt via radiolänk med en styrkontroller. Gasreglage används för att öka och sänka styrkan på motorerna. Stabiliseringsläge vid hovring kan sedan väljas till Acro eller Stabilize. Vid Acro-läget anges vinkelhastighetsreferensen kring pitch- och rollaxeln med pilotens styrspak. Vid Stabilize sätts vinkelreferensen i pitch och roll med pilotens styrspak. Vinkelreferensen är här begränsad till 45 grader. Pilotens yaw-input adderas på nuvarande vinkelreferens med 200 grader per sekund och anger på så sätt en vinkelhastighet på yaw-rotationen.

För att övergå till flygplansläge vinklas propellrarna steglöst framåt genom en ratt på radiosändaren. När motorerna är vinklade mindre än 45 grader mot horisonten byter kontrollen läge till flygplansläge och kontroll av vinkelhastighet kring pitch- och rollaxel styrs ostabiliserat genom att vinkla de bakre motorerna. Hastigheten styrs genom att ändra gasreglaget. Kraften motorerna ger är propertionell mot gasreferensen.

För att återgå till hovringsläge vinklas motorerna tillbaka till 90 grader med radiosändaren och kontrolläge återgår automatiskt till valt stabiliseringsläge för hovring.

4.5 Styrsystem

Hovringsläge: Kontroll kring pitch- och rollaxel samt styrs med en kaskad PPI-regulator (presenterat nedan i figur 42) genom att ändra varvtalet på motorerna. Erhållna parametrar är:

För pitch:

- P(vinkel) = 1
- P(vinkelhastighet)= 0.01
- I(vinkelhastighet) = 0.0001

För roll:

- P(vinkel)= 1

- P(vinkelhastighet) = 0.004

- I(vinkelhastighet) = 0.0001

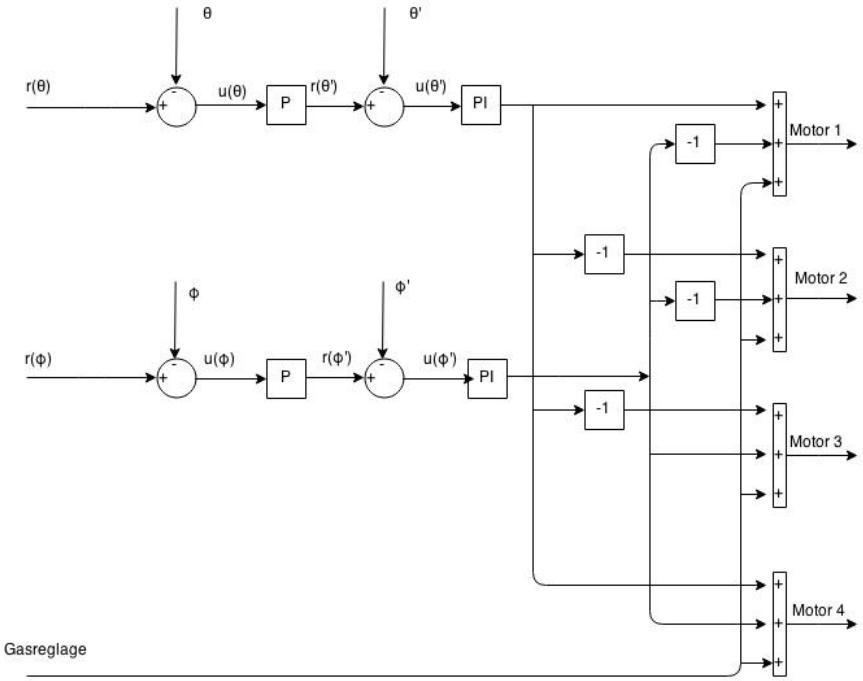
Styrning kring yaw-axel sker med en PD-regulator som reglerar enligt en angiven vinkelreferens. Vinkelfel åtgärdas genom vinkling av de bakre motorerna. Bild av PD-regulatorns uppbyggnad återfinns nedan i figur 43. Erhållna P och D värden presenteras nedan.

- P(Vinkel) = 0.001

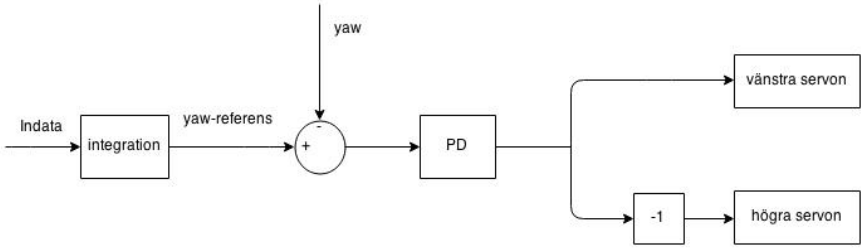
- D(vinkel) = 0.005

Flygplansläge: Hastighet styrs genom att ändra varvtal på motorer. Roll och pitch styrs manuellt genom att vinkla de bakre motorerna.

Den slutgiltiga koden för kontroll av farkosten finns i Bilaga E.



Figur 42: Principskiss över farkostens reglering i quadrocopterläget



Figur 43: Principskiss över yaw reglering i quadrocopterläget

4.6 Resultatet av de utvärderade kraven och önskemålen

Nedan presenteras resultatet av hur väl kravspecifikationen har uppfyllts. Detta diskuteras vidare i nästa avsnitt ”Diskussion”.

CHALMERS	**Kravspecifikation:** Drönare för långdistansuppdrag:				
Utfärdare: Johan Asklund, Oliver Lindberg, Erik Lüsch, Tomasz Prockowski och Martin Rasmusson					
		K/Ö 1-5	**Godkänt**	**Ej godkänt**	**Ej verifierat**
1 - Prestanda					
	1.1 Flyger efter angivna GPS koordinater med en noggranhet på 10 meter.	K		x	
	1.2 Flyger efter angivna GPS koordinater med en noggranhet på 2 meter.	Ö - 4		x	
	1.3 Sväva stabilt där den ej avviker från sin position med mer än 2 meter i vindar upp till 1 m/s.	K	x		
	1.4 Flyger 30% längre sträcka än en likvärdig drönare av copter modell i blandat flygläge.	Ö - 5			x
	1.5 Flyger med 30% högre hastighet än en drönare av coptermodell	Ö - 5			x
	1.6 Drönaren bör kunna lyfta utrustning och materiell som väger 10% utöver sin egen vikt.	Ö - 4		x	
	1.7 Kunna landa på ojämn terräng med en sluttning på 10 grader	Ö - 4	x		
	1.8 Användas i temperaturer på 10+/-20 grader celsius	Ö - 3			x
	1.9 Styras manuellt	K	x		
	1.10 Ska kunna hovra i minst 10 minuter	K		x	
	1.11 Möjlighet att accelerera vertikalt i minst 2 m/s^2	K			x
2 - Konstruktion					
	2.1 Ska efter avslutat uppdrag kunna återanvändas.	Ö - 3	x		
	2.2 Estetiskt tilltalande design	Ö - 1	x		
3 - Utförande					
	3.1 Genomföra projektet inom given tidsram	K	x		
4 - Miljö					
	4.1 Vara utsläppsfri	Ö - 4	x		
5 - Ekonomi					
	5.1 De totala utgifter ska ligga inom erhållen budget	K		x	
6 - Säkerhet					
	6.1 Manuel avstäningsfunktion vid GPS styrd flygning (nödstopp)	K		x	
	6.2 Följa IP11 standard	Ö - 3	x		
	6.3 Designen ska minimera person- och materialskaderisk	Ö - 2		x	
7 - Övrigt					
	7.1 Uppfylla för dagsläget gällande lagar och föreskrifter	K	x		

Figur 44: Verifierad kravspecifikation

5 Diskussion

Av de delmål som sattes upp i avsnitt 1.3 så har de tre första delmålen utvärderats och godkänts för prototypen. I dagsläget finns möjligheten att övergå till flygplansläge och flyga relativt kontrollerat men eftersom tester inte gjorts så kan de inte godkännas. För att erhålla goda flygegenskaper i flygplansläge måste de bakre styrytorna monteras och tillhörande servomotorer implementeras i styrregleringen.

5.1 Mjukvara

De krav och önskemål som verifierats vara uppfyllda framgår av Figur 44. Punkterna 1.1 och 1.2 uppfylldes med hjälp av testmodellen men då styrenheten byttes ut och GPS-funktion inte hann implementeras i den nya är detta inte godkänt för prototypen. Punkt 1.4 och 1.5 har inte verifierats via tester eftersom båda önskemål är relaterade till flyplansläge som inte har kunnat testas.

Accelerationen på drönaren kunde endast verifieras med den första styrenheten som användes på testmodellen. Dock var detta inte möjligt på den nya styrenheten och därför har kravet på acceleration, 1.11, inte verifieras på den slutgiltiga prototypen. Genom visuell uppskattning av accelerationen tror gruppen att den överstiger önskemålet.

Gällande krav 6.1 har inte en GPS-funktion implementerats i den nya styrenheten och en manuell avstängningsfunktion finns därmed inte. Detta fanns dock i den ursprunglia styreneheten i testmodellen.

Prototypen saknar flera av de funktioner som hade planerats att implementeras i den färdiga lösningen. Detta beror till stor del på att det kontrollkort som till en början användes inte hade utrymme för alla de funktioner som behövde läggas till. Minnesutrymmet hade inte tagits i beaktning när kontrollkortet valdes vilket i efterhand ses som en stor miss.

Prototypens slutgiltiga styrsystem ses som en lyckat resultat utifrån de svårigheter som uppkommit. Kontrollrutinerna är nu skrivna från grunden och kunde då göras mer optimerade för den typen av farkost vi byggt.

Hade ett bättre anpassat kontrollkort med mer minnesutrymme använts från början hade möjligheterna att vid projektets slut ha en fullständigt autonom drönare varit stora. Att använda ett mer avancerat kontrollkort med alla tillbehör, som GPS och trådlös radiokommunikation, var dock ej möjligt då det hade inneburit större kostnader vilket inte hade rymts inom den budget projektet hade.

5.2 Hårdvara

Prototypen väger mer än CAD-modellen på grund av samtliga förstärkningar och efterjusteringar som har gjorts. Belastningarna till följd av de vridande moment som uppkommer när motorerna arbetar olika hårt för att korrigera drönarens position togs inte i beaktning vilket är orsaken till att extra förstärkningar krävdes. Analysen i ANSYS gjordes enbart med hänsyn på vertikala krafter. Punkt 1.6 är därmed inte uppfylld. Drönaren kunde dock generera mer lyftkraft än de krav som ställts på den teoretiska modellen.

Motorerna använder ca 17 A jämfört med teoretiskt beräknade 10.25 A vid hovring. Detta till följd av ökad vikt. Teoretiskt borde den nya batteritiden vara knappt 9 minuter vid enbart hovring. Att den faktiska flygtiden i copterläge ligger på ca 7 minuter beror på acceleration upp och ner under flygningen vilket bidrar till ökad strömförbrukning. Batterikapaciteten kan ej nyttjas till 100% då spänningsfallet över batteriet är för högt. Spänningen över batteriet vid låg batterinivå blir då under den nivå som krävs för att lyfta protorypen. Detta medför att krav 1.10 inte uppfylls.

Batteritiden för testmodellen var cirka 11 minuter istället för det teoretiska värdet på ca 15 minuter. Detta på grund av att testmodellen ej befann sig i konstant hovring samt att hela batterikapaciteten inte uttnyttjas.

Önskemål 1.5 har inte kunnat verifierats men beräkningar och uppskattningar utfördes av en teoretisk maximal hastighet vilken uppgår till 83 km/h som är cirka 54 % mer än en populär quadrocopter [20].

Prototypen svarar inte lika snabbt som testmodellen på olika manövrar på grund av den extra tyngden och är inte lika rapp i sin flygning på grund av att testmodellen var mer vridstyv och stabil.

Protoypen svarar ändå bra på samtliga styrsignaler och är stabil vid flygning. Förstärkningarna och modifieringarna av konstruktionen gjorde så att tyngdpunkten flyttades längre bak än beräknat men det löstes genom en ompositionering av batterierna till den främsta delen av nosen. Att tyngdpunktens placeringen var så känslig beror troligtvis på att kablage och dylikt inte togs med i beräkningen och gjorde konstruktionen en aning baktung till en början.

Punkt 1.8 har inte kunnat verifierats på grund av att drönaren inte har kunnat flygas med de rätta temperaturförhållandena. Enligt specifikationer klarar dock alla komponenter av att användas i temperaturer kring -10°C men effektuttaget i batteriet kan försämras vid denna temperatur [21].

Önskemål 6.3 är inte godkänt eftersom de främre propellrarna är oskyddade.

Skulle ett batteri av högre kvalité som klarade av den höga belastningen använts antas drönarens möjlighet att hovra på högre höjd under längre tid vara mycket stora. Då hade även tester av flygplansläget kunnat testas och utvecklas vilket nu inte var fallet. Detta problem diskuterades vid inköpet men på grund av en liten budget valdes det billigare alterantivet. Detta hade dock fungerat bra om inte vikten på grund av förstärkningar hade tillkommit.

5.2.1 Hållfasthetsberäkningar

Resultatet från den första analysen av den första modellen visade på för stora utböjningar och strukturen förstärktes med kolfiberrör. I den andra modellen utvärderas konstruktionen utan skalet då skalet inte hade en betydande påverkan av konstruktionens styvhet. Analysen visade att kolfiberförstärkningarna reducerar utböjningen till rimliga nivåer. Den sista modellen som analyseras har modifierats med avseende på tillverkningsaspekter enligt rekommendationer från handledarna i Prototyplaboratoriet. Resultatet från den slutgiltiga ANSYS simuleringen under hovring visar att den största utböjningen är ca 5.1 mm och sker på kolfiberröret som utgör axeln till de främre motorerna. Där framgår bland annat att spänningskoncentrationer uppstår på ca 96,8 MPa medan den största delen av strukturen utsätts för spänningar på under 9 MPa.

Resultatet från de manuella beräkningarna gav en drag- respektive tryckspänning på 38,9 Mpa och en utböjning på 8,9 mm under acceleration. Jämfört med utböjningen (6,7 mm) och spänningen (124,9 Mpa) från ANSYS analysen stämmer resultatet väl överens för utböjningen. Spänningen blir däremot drygt tre gånger så stor. Anledningen till att rimlighetskontrollen får högre värden beror på antagandet kring fast inspänning. I verkligheten kommer inte axeln att vara fast inspänd och därmed fås inte lika extrema värden som vid fast inspänning.

Utböjningstestet på den slutgiltiga prototypen efter den sista efterjusteringen gav en utböjning på 5 mm kan inte jämföras med båda värdena från ANSYS analysen och den manuella beräkningen då dessa har gjorts på en annorlunda struktur. Däremot kan det sägas att värdet är ca 7 gånger så stort som det simulerade värdet från ANSYS analysen. Att ANSYS analysen har gett så pass små värden på utböjningen kan bero på ett flertal orsaker:

- ANSYS kan ha misstolkat ”constraints” från CAD-modellen eller liknande.
- I Ansys analysen användes isotropisk materialdata för trä som är anisotropiskt.
- Materialens vikt och E-modul kan avvika ganska mycket från använd materialdata.
- Vattenskäraren kan ha påverkat egenskaperna hos balsaträet i spryglarna i större utsträckning än uppskattat.
- Alla delar i CAD-modellen är exakt sammanfogade utan spel vilket gör att utböjningen i denna är mer begränsad än i verkligheten.

5.3 Miljö och hållbarhetsperspektiv

Drönarens miljöpåverkan under hela livscykeln anses vara liten. Valda material som balsaträ och depron är lätta att framställa och återvinna. Kompositmaterial som kolfiber bidrar till mycket större energianvändning vid både produktion som återvinning, dock har bara små mängder av materialet använts vid bygget och delar den användes till är avgörande för farkostens funktion. Data för balsa, kolfiber och depron återfinns i bilaga D. Elektroniska komponenter i prototypen är svåra att återvinna men har vanligtvis lång livstid och därför duger bra att återanvändas istället.

Farkosten byggdes mestadels för hand. Därför är miljöpåverkan bunden till produktionen försumbar. Dessutom drivs drönaren av el vilket tillsammans med svensk energi gör den mycket miljövänlig i drift.

Det kan tänkas att vid vidareutveckling av prototypen till en produktionsfärdig produkt kommer materialvalet samt komponentvalet att ändras avsevärt. Mer tåliga och lättbearbetade material kommer förmodligen att användas. Dessa i sin tur kommer troligtvis ha större påverkan på miljön än den presenterade prototypen.

Här får dock inte glömmas vilken energieffektivisering som drönaren kan medföra då den används istället för vissa konventionella metoder. Om den visar sig lämplig för uppdrag som sökning efter försvunna människor eller brandövervakning som annars utförs av bemannade flygplan eller helikoptrar kommer det innebära stora besparingar för både användaren och miljön.

Drönaren kan också användas till att analysera odlingar från luften för att möjliggöra optimering av vatten- och gödselanvändning. Ett annat exempel är att den kan undersöka givna områden för att mer exakt uppskatta djurpopulationer samt biologisk mångfald vilket bidrar med mer lämpliga regulationer. Slutligen kan drönaren användas vid olika typer av räddningsuppdrag och till och med rädda liv.

5.4 Budget

Budgeten på 5000 kr överstegs och därför kan krav 5.1 inte godkännas. Dock godkändes en utökad budget av handledaren. Att budgeten inte hölls är ett resultat av oförutsedda utgifter som till exempel större materialåtgång än planerat och fraktutgifter som inte planerats för.

Många av de problem som uppstått beror på att kvalitén på de produkter som valts inte var på den nivå som hade krävts. Hade budgeten varit större hade delar av högre kvalité kunnat användas vilket lett till färre problem och att större del av tiden kunnat användas för utveckling av den slutgiltiga prototypen.

5.5 Vidareutveckling och rekommendationer

Syftet med kandidatarbetet var att konstruera en UAV-prototyp som kombinerar en copters manövreringsförmåga vid hovring med ett flygplans energieffektivitet vid långdistansflygning. Detta skulle implementeras genom att i hovringsläge vrida de fyra motorerna så att den successivt skulle övergå till flygplansläge. Sex stycken delmål för att lyckas med detta formulerades i avsnitt 1.3 men på grund av tidsbrist uppnåddes endast de första tre (Delmål 6 uppfylldes med testmodellen men inte med den slutgiltiga prototypen). Speciellt visades modelltillverkningen vara mer tidskrävande än planerat. Därför finns det mer arbete att utföra för att även uppnå delmål fyra, fem och sex vilket innebär att utveckla drönarens förmåga att flyga horisontellt samt göra övergången mellan hovringsläge och långdistansflygning smidig. För efterkommande projekt rekommenderas att fler undersökningar av konstruktionens hållfasthet och frekvensanalyser utförs för att undvika de hinder i form av tidiga omkonstrueringar och modifikationer som detta projekt stött på.

En djupare analys av tillgängliga styrsystem, mjukvara och implementering av reglersystemet bör utföras för ännu bättre resultat.

6 Slutsats

Målsättningen med kandidatarbetet har varit att framställa en autonom drönare med kapacitet att lyfta och landa i vertikalt läge, samt övergå till ett effektivt läge vid långdistansflygning. Detta för att belysa drönarens utvecklingsmöjligheter, öka intresset och förhoppningsvis bredda dess arbetsområden.

Projektet har resulterat i en protoyp som fungerar bra i copterläget och tros ha goda möjligheter att övergå till flygplansläge på ett framgångsrikt sätt. Vidare så har även delmål 1-3 uppnåtts, alltså innehaver drönaren förmåga till hovring och även till hovringsläge vid långsam förflyttning under manuell styrning.

Att de mål och krav som sattes upp för projektet inte alla har kunnat mötas är olyckligt men gruppen bedömer inte projektet som misslyckat. Gruppens medlemmar har utvecklats inom områden som aerodynamik, elektronik, reglerteknik, programmering och grupparbete som är en stor del av kandidatarbetet. Arbetet lägger även en god grogrund för fortsatt utveckling inom området då det endast återstår att lyckas övergå till ett effektivt långdistansläge och ökar förhoppningsvis intresset för området.

7 Referenser

[1] *Abrasion*, Svenska, mars 2015. URL: http://sv.wikipedia.org/wiki/Abrasion (hämtad 2015-05-12).

[2] "SAOB spalt: S10193", Svenska, i *Svenska Akademien*, 1985. URL: http://g3.spraakdata.gu.se/saob/show.phtml?filenr=2/21/114.html (hämtad 2015-05-12).

[3] *Priser - Helikopter - Heliwing*. URL: http://www.heliwing.se/u.asp?t=Priser (hämtad 2015-05-18).

[4] *Obemannad luftfarkost*. URL: http://sv.wikipedia.org/wiki/Obemannad_luftfarkost (hämtad 2015-05-18).

[5] *Design av "avfyrningshus" för drönare som underlättar sjöräddning*. URL: http://www.chalmers.se/sv/institutioner/ppd/utbildning/kandidatarbeten/Sidor/design-av-avfyrningshus-for-dronare-som-underlattar-sjoraddning.aspx (hämtad 2015-05-18).

[6] T. Harnesk, "Polisen skaffar drönare", Svenska, *Ny Teknik*, mars 2015. URL: http://www.nyteknik.se/nyheter/it_telekom/allmant/article3888941.ece (hämtad 2015-05-12).

[7] T. Styrelsen, *Obemannade luftfartyg Kategori 1b*, Svenska. URL: http://www.transportstyrelsen.se/sv/Luftfart/Luftfartyg-och-luftvardighet/Obemannade-luftfartyg-UAS/ (hämtad 2015-05-12).

[8] Charlie, *Så styrs ett flygplan*. URL: http://flygarn.se/2007/11/29/sa-styrs-ett-flygplan/ (hämtad 2015-05-18).

[9] A. Gibiansky, *Quadcopter Dynamics, Simulation, and Control*. URL: http://andrew.gibiansky.com/downloads/pdf/Quadcopter%20Dynamics,%20Simulation,%20and%20Control.pdf (hämtad 2015-05-18).

[10] A. Boström, *Rigid body dynamics*. studentlitteratur AB, 2013.

[11] M. Hepperle, *Basic Design of Flying Wing Models*, English, jan. 2002. URL: http://www.mh-aerotools.de/airfoils/flywing1.htm (hämtad 2015-05-18).

[12] P. K. Johnson, *Mean aerodynamic chord*, English, maj 2015. URL: http://www.airfieldmodels.com/information_source/math_and_science_of_model_aircraft/formulas/mean_aerodynamic_chord.htm (hämtad 2015-05-12).

[13] B. Crawford, *Lateral/Directional Stability*, English, jan. 2009. URL: http://www.flightlab.net/Flightlab.net/Download_Course_Notes_files/4_LateralDirectional#2BA14D.pdf (hämtad 2015-05-12).

[14] M. Zhang, A. Rizzi, P. Meng, R. Nangia, R. Amiree och O. Amoignon, "Aerodynamic Design Considerations and Shape optimization of Flying Wings in Transonic Flight", tekn. rapport AIAA 2012-5402, sept. 2012, s. 17. URL: http://www.researchgate.net/profile/Mengmeng_Zhang2/publication/259287600_Aerodynamic_Design_Considerations_and_Shape_Optimization_of_Flying_Wings_in_Transonic_Flight/links/00b7d52aba40fbe127000000.pdf (hämtad 2015-05-16).

[15] B. Mellen, *Airfoil selection*, English, 2015. URL: https://www.flyingfoam.com/content/what-airfoil-should-i-use-0 (hämtad 2015-05-12).

[16] R. Salamun, *Component selection*, English. URL: http://thequadcopterguy.blogspot.se/p/choosing-your-parts_23.html (hämtad 2015-05-12).

[17] *DIY Drones*, Community site. URL: http://diydrones.com/ (hämtad 2015-05-12).

[18] F. M. White, *Fluid Mechanics*, 7. utg. McGraw, 2010, ISBN: 978-0077422417.

[19] *Ardupilot/Arducopter*. URL: https://github.com/diydrones/ardupilot/tree/master/ArduCopter (hämtad 2015-05-17).

[20] *Phantom 2*. URL: http://www.dji.com/product/phantom-2/spec (hämtad 2015-05-19).

[21] *Learn About Batteries*. URL: http://batteryuniversity.com/learn/articl (hämtad 2015-05-19).

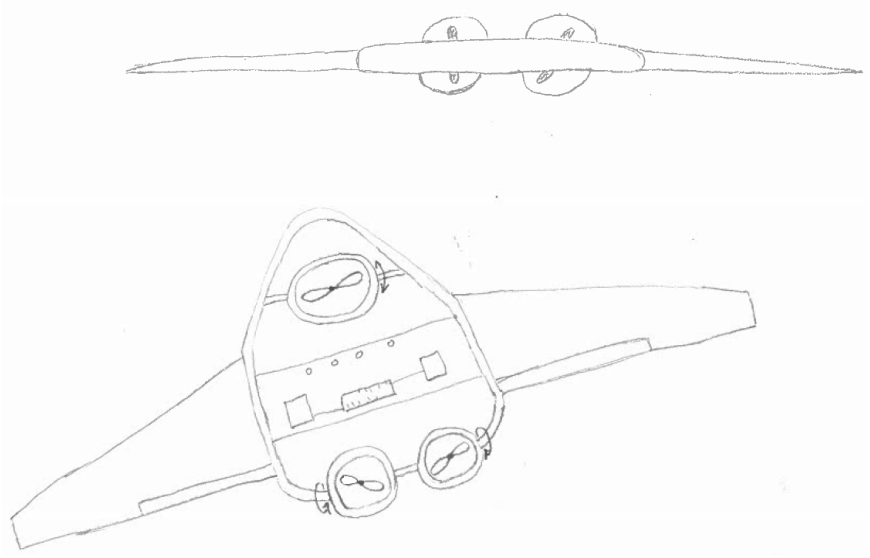
[22] P.-Å. Jansson och R. Grahn, *Mekanik*, Svenska, 3. utg., 6273-03. studentlitteratur AB, 1997, vol. 1, ISBN: 9789144085784.

[23] C. Ljung, N. S. Ottosen och M. Ristinmaa, *Introduktion till hållfasthetslära : enaxliga tillstånd*, Svenska, 1. utg., 36429-01. studentlitteratur AB, aug. 2007, vol. 1, ISBN: 9789144048987.

8 Bilagor

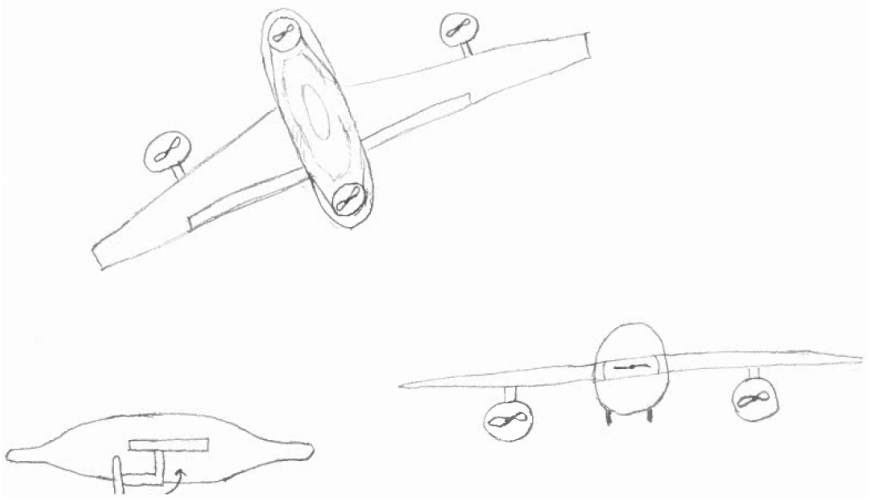
Bilaga A

Konceptförslag



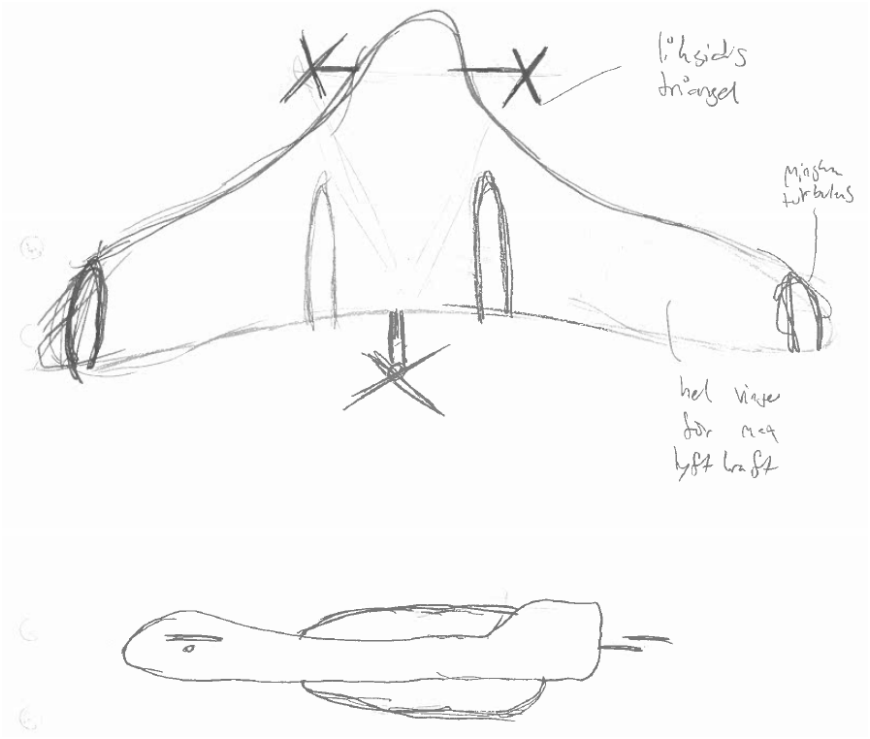
Figur 45: Konceptförslag 1

Konceptförslag 1 består av en ram i mitten med två vingar. I ramen sitter propellrarna som kan roteras för att byta mellan hovring och flygning.



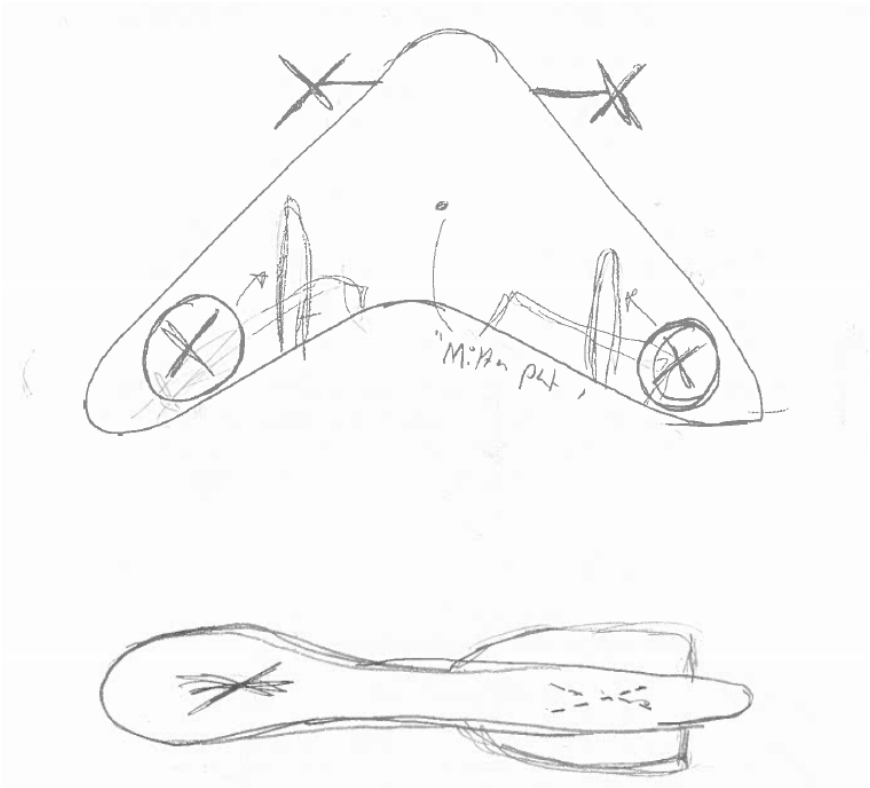
Figur 46: Konceptförslag 2

Konceptförslag 2 är mer likt ett konventionellt flygplan med en strömlinjeformad kropp i mitten och två vingar. På kroppen sitter en propeller längst bak och en längst fram. Dessa sitter fast och används endast vid hovring. För horisontell förflyttning används de två propellrarna under vingarna. Dessa har ställbar vinkel så att de även kan bidra till stabilitet vid hovring.



Figur 47: Konceptförslag 3

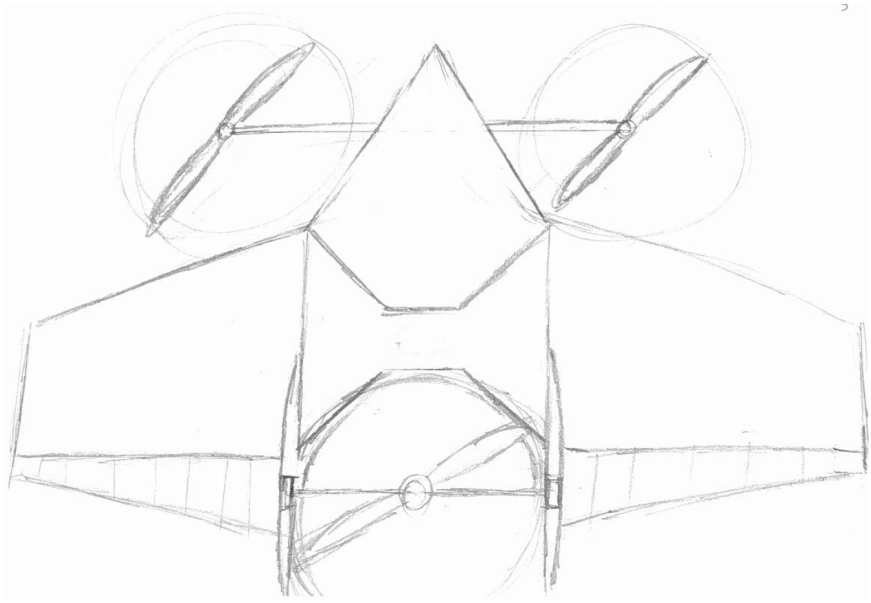
Konceptförslag 3 är en variant av en flygande vinge med propellrar på axlar enligt figur.



Figur 48: Konceptförslag 4

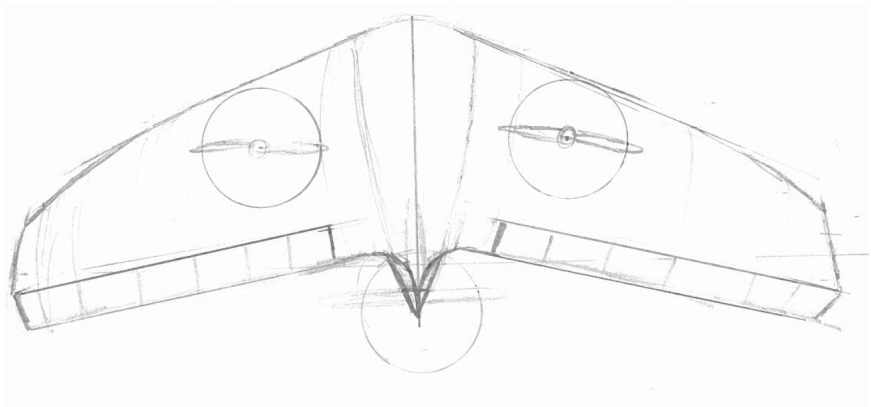
Konceptförslag 4 liknar förgående koncept men den bakre propellern är ersatt av två propellrar

som är integrerade i vingkonstruktionen enligt figur. Detta ökar stabilitet vid hovring men minskar vingens lyftkraft vid horisontell förflyttning.



Figur 49: Konceptförslag 5

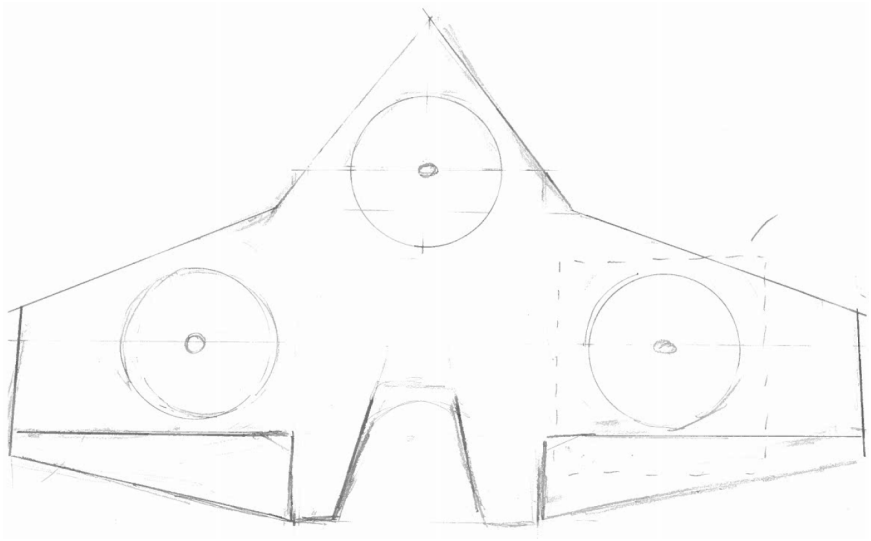
Konceptförslag 5 liknar konceptförslag 3 med skillnaden att den bakre propellern är mer inbyggd i konstruktionen. Största fördelen med det är att skaderisken reduceras.



Figur 50: Konceptförslag 6

Konceptförslag 6 påminner om de konceptförslag som har motorkonfigurationen med två motorer fram och en bak. Skillnaden är att i detta koncept är de främre motorerna inbyggda i vingkonstruktionen för en mer kompakt design.

-



Figur 51: Konceptförslag 7

Konceptförslag 7 har samma utformning på vingen som konceptförslag 5 men samtliga propellrar är här inbyggda i vingkonstruktionen. Motorkonfigurationen skiljer sig även i det avseende att det här placeras två motorer bak och en fram.

Konceptval

Pugh-matriser

För att välja det mest lämpliga konceptet vägs samtliga sju konceptförslag (se bilaga A) mot varandra i Pugh-matriser. Ett av koncepten bestäms som referenskoncept och de andra koncepten jämförs med detta. Om ett koncept anses vara bättre än referenskonceptet på ett visst kriterium sätts ett ”+” i motsvarande ruta och om ett koncept anses vara sämre än referenskonceptet på ett visst kriterium sätts ett ”-” i motsvarande ruta. Kriterier har valts med utgångspunkt ifrån syfte, mål och kravspecifikationen för att en relevant jämförelse ska kunna utföras. Därefter summeras resultatet och koncepten rankas där rank 1 innebär att konceptet är bäst. Nedan har koncept 7 valts som referenskoncept.

Kriterium	Koncept						
	Koncept 7	koncept 1	koncept 2	koncept 3	koncept 4	koncept 5	koncept 6
Personskaderisk	Referens	0	0	-	-	-	-
Vikt relativt lyftkraft		0	-	-	0	-	0
Ömtålighet (konstruktion)		-	-	-	-	-	-
Aerodynamisk utformning		0	-	+	+	+	+
Komplex konstruktion		+	0	0	0	0	0
Stabilitet och styrförmåga		-	+	+	+	+	0
Total kostnad		0	-	0	-	0	0
Tillverkningsbarhet		-	0	-	0	-	0
Justerbarhet i efterhand		0	0	+	+	+	0
Summa minus		3	4	4	3	4	2
Summa 0		5	4	2	4	2	6
Summa plus		1	1	3	3	3	1
Netto	0	−2	−3	−1	0	−1	−1
Rank	**1**	3	4	2	**1**	2	2

Figur 52: Pugh-matris 1

Av matrisen ovan framgår att koncept 7 och 4 är de mest lämpade koncepten. Efter första Pugh-matrisen byts referensen till ett annat koncept för att få en annan synvinkel och för att se om resultatet förändras eller inte. Nedan väljs koncept 5 som det nya referenskonceptet.

Av matrisen ovan framgår återigen att koncept 7 och 4 är de mest lämpade koncepten för vidareutveckling. Eftersom koncept 7 och 4 fått rank 1 i båda matriserna tas dessa med till nästa fas i elimineringen.

Kriterium	Koncept						
	Koncept 7	Koncept 1	Koncept 2	Koncept 3	Koncept 4	Koncept 5	Koncept 6
Personskaderisk	+	+	0	0	0		0
Vikt relativt lyftkraft	+	0	-	0	0		0
Ömtålighet (konstruktion)	+	0	-	-	0		+
Aerodynamisk utformning	-	-	0	0	0		-
Komplex konstruktion	0	-	0	0	+	Referens	0
Stabilitet och styrförmåga	-	-	+	0	+		-
Total kostnad	0	0	-	0	-		0
Tillverkningsbarhet	+	-	0	0	0		0
Justerbarhet i efterhand	-	-	+	+	0		-
Summa minus	3	5	3	1	1		3
Summa 0	2	3	4	7	5		5
Summa plus	4	1	2	1	2		1
Netto	1	−4	−1	0	1	0	−2
Rank	**1**	5	3	2	**1**	2	4

Figur 53: Pugh-matris 2

Kesselringmatris

För att avgöra vilket av de två koncepten som är det bästa alternativet jämförs de i en kesselring-matris. Här får de poäng från en skala på 1-5 för hur väl de uppfyller de olika kriterierna. Dessa kriterier är viktade på en skala på 1-3 utifrån hur viktiga de är för projektet. Konceptets poäng multipliceras med kriteriets viktning för att få det viktade poänget. De viktade poängen summeras och det koncept med högst viktad poäng är det koncept som utses till slutgiltigt konceptval.

		Koncept 4		Koncept 7	
Kriterium	Viktning (1-3)	Poäng (1-5)	Viktade poäng	Poäng (1-5)	Viktade poäng
Personskaderisk	1	2	2	4	4
Vikt relativt lyftkraft	2	3	6	3	6
Omtålighet (konstruktion)	2	2	4	4	8
Aerodynamisk utformning	3	3	9	3	9
Komplex konstruktion	1	2	2	3	3
Stabilitet och styrförmåga	3	5	15	3	9
Total kostnad	2	3	6	4	8
Tillverkningsbarhet	2	3	6	3	6
Justerbarhet i efterhand	2	3	6	2	4
Snabb reglering	3	5	15	3	9
Summa			71		66
Ranking			**1**		**2**

Figur 54: Kesselringmatris

Av kesselringmatrisen ovan framgår att koncept 4 är det bästa konceptet och utses därför till slutgiltigt konceptval. Nedan syns en skiss över konceptvalet.



(a) Toppvy

(b) Sidovy

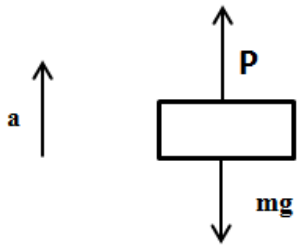
Figur 55: Valt koncept

Bilaga B

Beräkningar - Lyftkraft, utböjning och spänning

För att kontrollera resultatets rimlighet från ANSYS-analyserna utförs här beräkningar för hand.

För att ta fram hur stor lyftkraft varje motor behöver leverera för att få prototypen att accelerera respektive hovra i copterläge görs en kraftbalans [22]. Dessa krafter används sedan i beräkningarna och simuleringarna för konstruktionen. Accelerationen benämns som a, massan som m, gravitationen som g, lyftkraften som P och tyngdkraften som mg.



$$a = 2\ m/s^2$$
$$g = 9.82\ m/s^2$$
$$m = 3.673\ kg$$

För hovringsläge (jämnvikt) sätts $a = 0$ vilket ger:

$$P = m \cdot 0 + m \cdot g = 36.020\ N$$

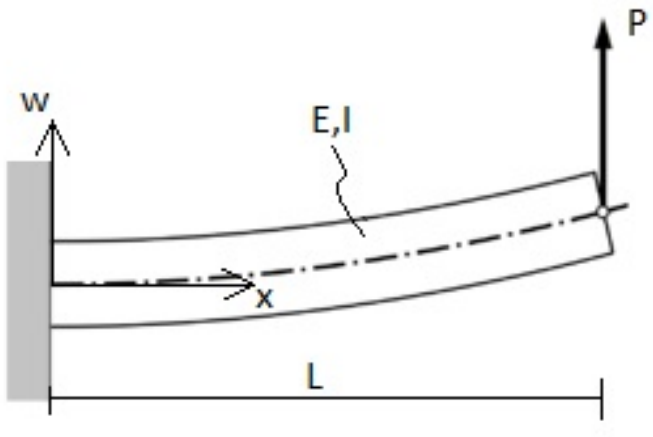
För accelerationsfasen sätts $a = 2$ vilket ger:

$$P = m \cdot 2 + m \cdot g = 43.366\ N$$

För att erhålla kraften från varje motor divideras de beräknade krafterna med 4:

$$Kraft\ per\ motor = \frac{P}{4} = \begin{cases} 9.005\ N, vid\ hovring \\ 10.841\ N, vid\ acceleration \end{cases}$$

Framaxeln på prototypen är ett rör med cirkulärt tvärsnitt. Eftersom lasten och kolfiberaxeln är symmetrisk kring axelns mittpunkt betraktas endast ena halvan enligt bilden nedan. P motsvarar den lyftkraft som varje motor ger upphov till i hovringsläget. E-modulen E och tröghetsmomentet I antas vara konstant över axelns tvärsnitt och längd. Två fall kommer att beaktas, accelerationsläge samt jämnviktsläge vid hovring.



Ekvationen som ska lösas för axelns utböjning w är följande [23].

$$EIw'''(x) = -P$$

Denna integreras tre gånger med följande resultat. A, B och C är integrationskonstanter.

$$EIw''(x) = -Px + A \qquad (1)$$

$$EIw'(x) = -P\frac{x^2}{2} + Ax + B \qquad (2)$$

$$EIw(x) = -P\frac{x^3}{6} + A\frac{x^2}{2} + Bx + C \qquad (3)$$

Integrationskonstanter löses via de tre randvillkoren nedan.

$$\begin{aligned} w(0) &= 0 \qquad (RV1) \\ w'(0) &= 0 \qquad (RV2) \\ w''(L) &= 0 \qquad (RV3) \end{aligned}$$

(RV1) och (RV2) i (3) ger

$$B = C = 0$$

(RV3) i (1) ger

$$A = PL$$

Ekvationen som beskriver utböjningen blir således:

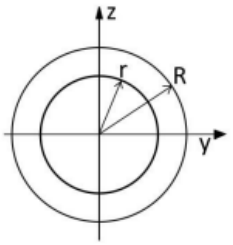
$$EIw(x) = -P\frac{x^3}{6}x + PL\frac{x^2}{2}$$

Ofta löses utböjningen w ut på följande sätt:

$$w(x) = \frac{PL^3}{6EI}\left(3\frac{x^2}{L^2} - \frac{x^3}{L^3}\right)$$

För ett rör med cirkulärt tvärsnitt med innerradien r och ytterradien R enligt bilden nedan blir yttröghetsmomentet I följande:

$$I = \frac{\pi}{4}(R^4 - r^4)$$



Då får utböjningen följande uttryck:

$$w(x) = \frac{2PL^3}{3E\pi(R^4 - r^4)}\left(3\frac{x^2}{L^2} - \frac{x^3}{L^3}\right)$$

Speciellt fås utböjningen längst ut som:

$$w(L) = \frac{4PL^3}{3E\pi(R^4 - r^4)} = \begin{cases} 0.0074, \textit{vid hovring} \\ 0.0089, \textit{vid acceleration} \end{cases}$$

Spänningen i mitten av axeln kan också beräknas enligt följande formel.

$$\sigma(z) = \frac{M_b}{I}z$$

Böjmomentet M_b kan beräknas enligt nedan.

$$M_b = -EIw'''(x) = Px - A = Px - PL = P(x - L)$$

Spänningen kan då uttryckas som funktion av z och x:

$$\sigma(z) = \frac{4P(x - L)}{\pi(R^4 - r^4)}z$$

Speciellt fås spänningen i mitten av balken på över- och undersidan som:

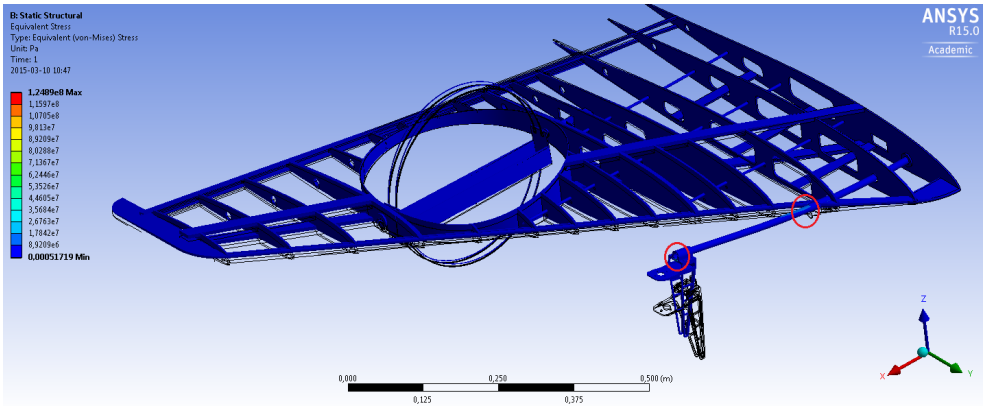
$$\sigma(\pm R, 0) = \pm\frac{4PL}{\pi(R^4 - r^4)}R = \begin{cases} 32.294, \textit{vid hovring} \\ 38.881, \textit{vid acceleration} \end{cases}$$

Den positiva spänningen motsvarar dragspänningen på undersidan av axeln medan den negativa spänningen motsvarar tryckspänningen på ovansidan av axeln.

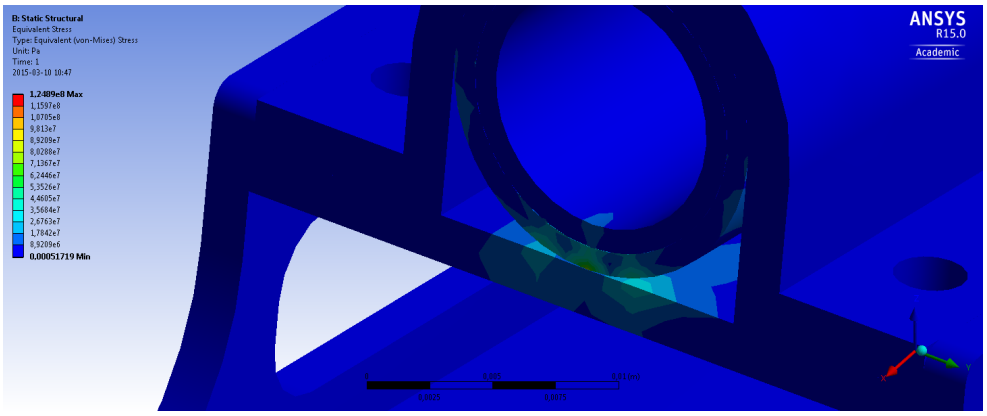
Bilaga C

Resultatbilder från ANSYS Workbench 15

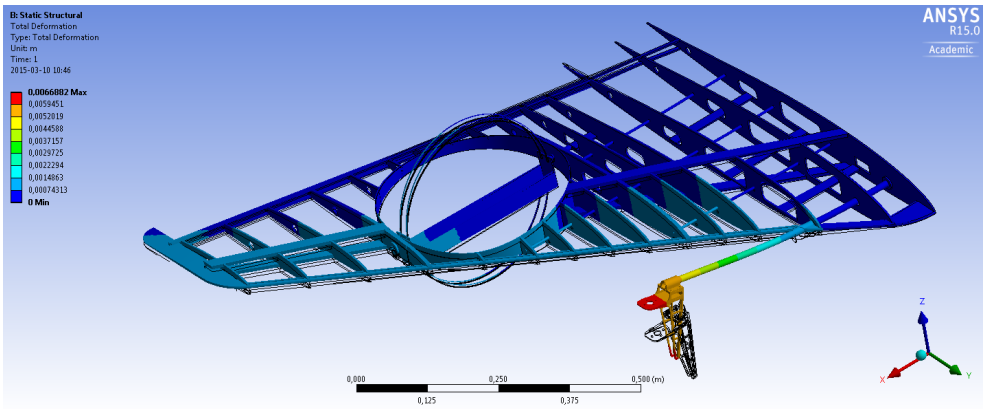
Accelerationsfasen



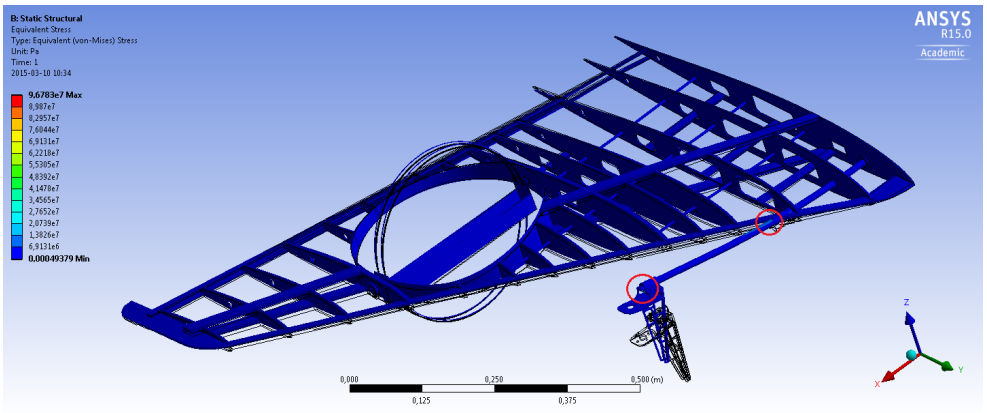
Figur 56: Översikt



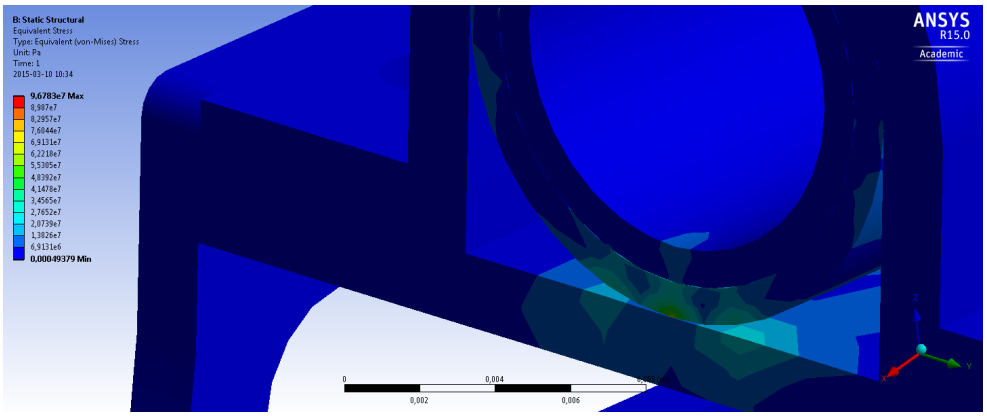
Figur 57: Maximal spänningskoncentration



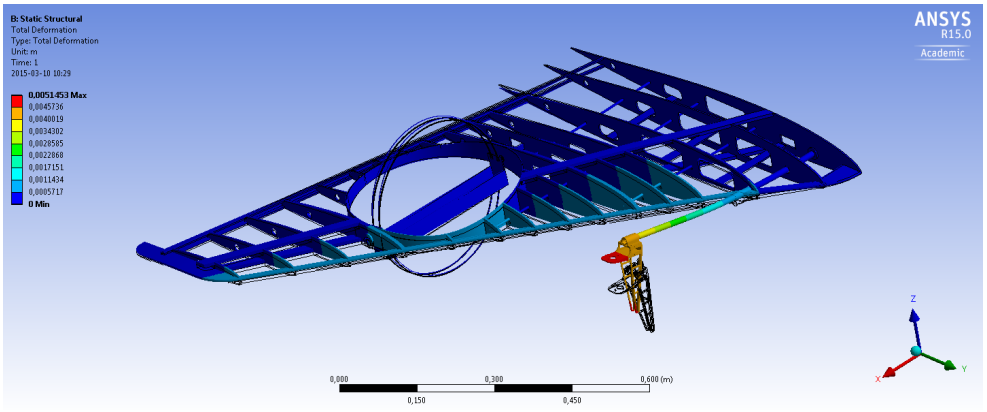
Figur 58: Utböjning



Figur 59: Översikt



Figur 60: Maximal spänningskoncentration



Figur 61: Utböjning

Bilaga D

Energidata för baslaträ, depron (polystyren) och kolfiber tillhörande avsnitt 5.5 Miljö och hållbarhetsperspektiv. All data är hämtad från CES EduPack 2014.

Balsa (l) (ld)

Layout: All attributes — Show/Hide

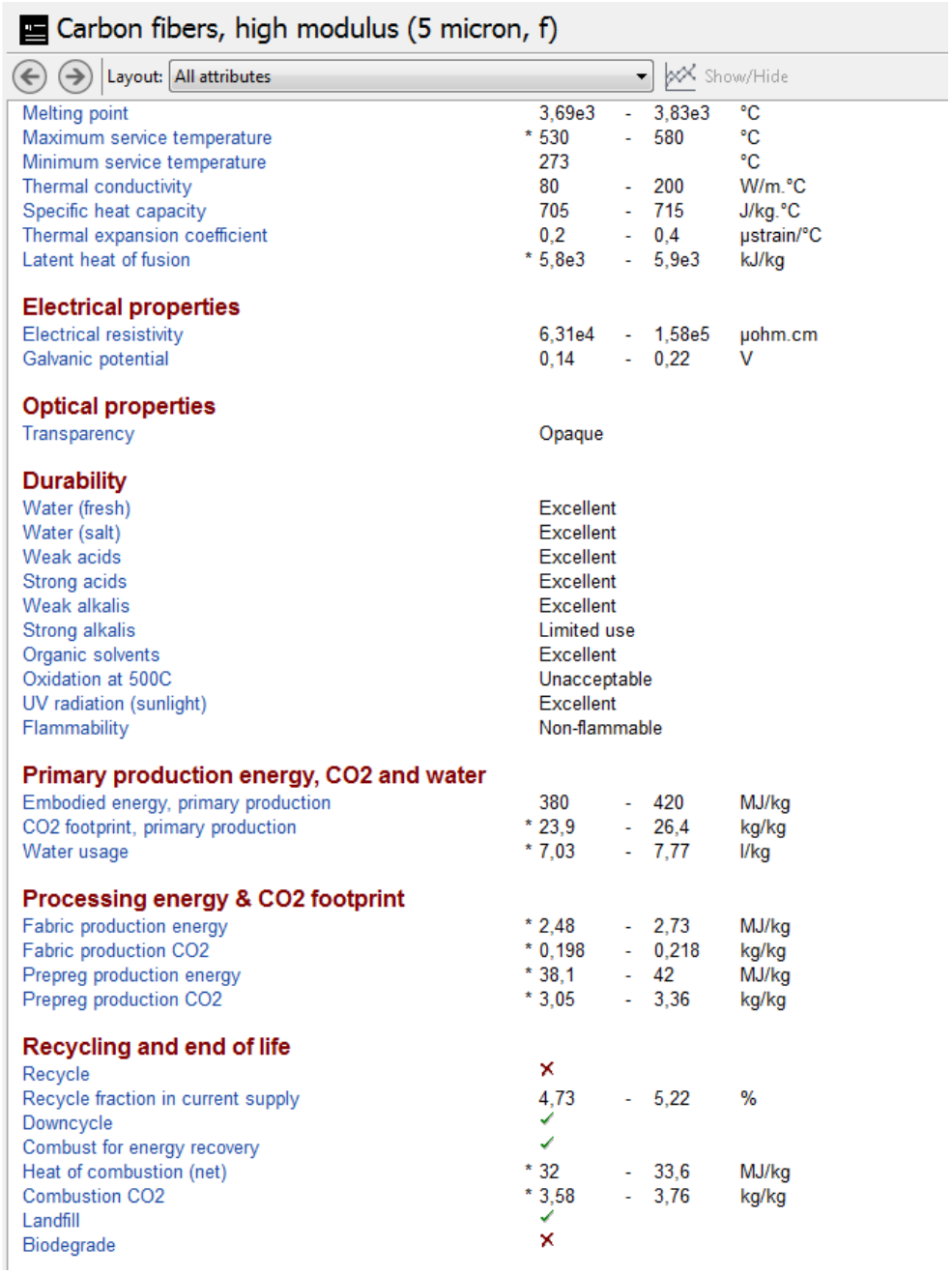
Electrical properties				
Electrical resistivity	* 6e13	-	2e14	µohm.cm
Dielectric constant (relative permittivity)	* 3,12	-	3,82	
Dissipation factor (dielectric loss tangent)	* 0,03	-	0,037	
Dielectric strength (dielectric breakdown)	4,69	-	4,85	MV/m
Optical properties				
Transparency	Opaque			
Durability				
Water (fresh)	Limited use			
Water (salt)	Limited use			
Weak acids	Limited use			
Strong acids	Unacceptable			
Weak alkalis	Limited use			
Strong alkalis	Unacceptable			
Organic solvents	Acceptable			
Oxidation at 500C	Unacceptable			
UV radiation (sunlight)	Good			
Flammability	Highly flammable			
Primary production energy, CO2 and water				
Embodied energy, primary production	* 9,82	-	10,9	MJ/kg
CO2 footprint, primary production	* 0,841	-	0,93	kg/kg
Water usage	* 665	-	735	l/kg
Processing energy & CO2 footprint				
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 1,24	-	1,37	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0931	-	0,103	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 8,13	-	8,99	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,61	-	0,674	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 15,8	-	17,5	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 1,18	-	1,31	kg/kg
Recycling and end of life				
Recycle	✗			
Recycle fraction in current supply	8,55	-	9,45	%
Downcycle	✓			
Combust for energy recovery	✓			
Heat of combustion (net)	* 19,8	-	21,3	MJ/kg
Combustion CO2	* 1,69	-	1,78	kg/kg
Landfill	✓			
Biodegrade	✓			

Notes

Warning

All woods have properties which show variation; they depend principally on growth conditions and moisture content.

Figur 62: Data för balsaträ

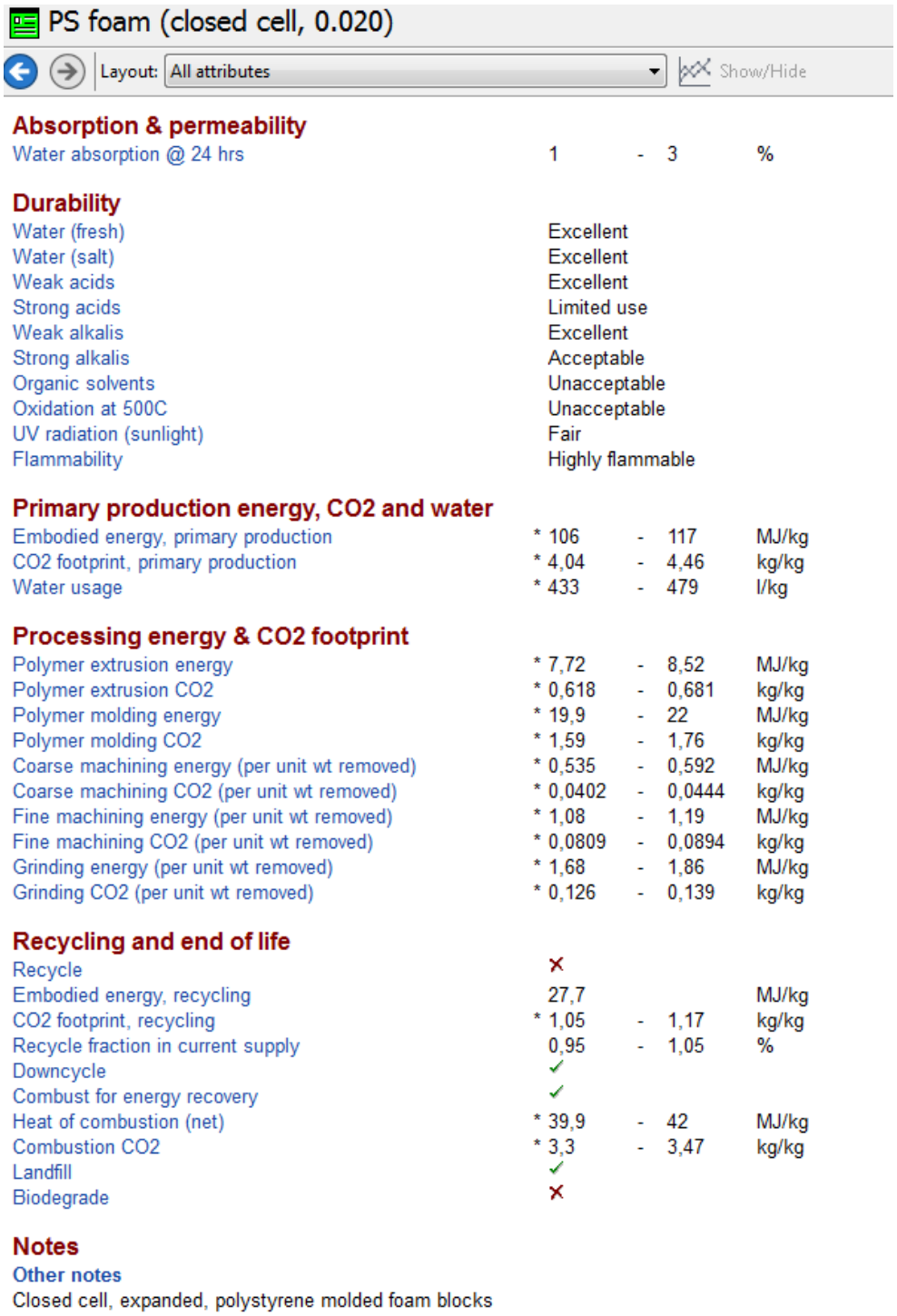


Carbon fibers, high modulus (5 micron, f)

Layout: All attributes — Show/Hide

Melting point	3,69e3	-	3,83e3	°C
Maximum service temperature	* 530	-	580	°C
Minimum service temperature	273			°C
Thermal conductivity	80	-	200	W/m.°C
Specific heat capacity	705	-	715	J/kg.°C
Thermal expansion coefficient	0,2	-	0,4	µstrain/°C
Latent heat of fusion	* 5,8e3	-	5,9e3	kJ/kg
Electrical properties				
Electrical resistivity	6,31e4	-	1,58e5	µohm.cm
Galvanic potential	0,14	-	0,22	V
Optical properties				
Transparency	Opaque			
Durability				
Water (fresh)	Excellent			
Water (salt)	Excellent			
Weak acids	Excellent			
Strong acids	Excellent			
Weak alkalis	Excellent			
Strong alkalis	Limited use			
Organic solvents	Excellent			
Oxidation at 500C	Unacceptable			
UV radiation (sunlight)	Excellent			
Flammability	Non-flammable			
Primary production energy, CO2 and water				
Embodied energy, primary production	380	-	420	MJ/kg
CO2 footprint, primary production	* 23,9	-	26,4	kg/kg
Water usage	* 7,03	-	7,77	l/kg
Processing energy & CO2 footprint				
Fabric production energy	* 2,48	-	2,73	MJ/kg
Fabric production CO2	* 0,198	-	0,218	kg/kg
Prepreg production energy	* 38,1	-	42	MJ/kg
Prepreg production CO2	* 3,05	-	3,36	kg/kg
Recycling and end of life				
Recycle	✗			
Recycle fraction in current supply	4,73	-	5,22	%
Downcycle	✓			
Combust for energy recovery	✓			
Heat of combustion (net)	* 32	-	33,6	MJ/kg
Combustion CO2	* 3,58	-	3,76	kg/kg
Landfill	✓			
Biodegrade	✗			

Figur 63: Data för kolfiber



PS foam (closed cell, 0.020)

Layout: All attributes — Show/Hide

Absorption & permeability

Water absorption @ 24 hrs	1	-	3	%

Durability

Water (fresh)	Excellent
Water (salt)	Excellent
Weak acids	Excellent
Strong acids	Limited use
Weak alkalis	Excellent
Strong alkalis	Acceptable
Organic solvents	Unacceptable
Oxidation at 500C	Unacceptable
UV radiation (sunlight)	Fair
Flammability	Highly flammable

Primary production energy, CO2 and water

Embodied energy, primary production	* 106	-	117	MJ/kg
CO2 footprint, primary production	* 4,04	-	4,46	kg/kg
Water usage	* 433	-	479	l/kg

Processing energy & CO2 footprint

Polymer extrusion energy	* 7,72	-	8,52	MJ/kg
Polymer extrusion CO2	* 0,618	-	0,681	kg/kg
Polymer molding energy	* 19,9	-	22	MJ/kg
Polymer molding CO2	* 1,59	-	1,76	kg/kg
Coarse machining energy (per unit wt removed)	* 0,535	-	0,592	MJ/kg
Coarse machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0402	-	0,0444	kg/kg
Fine machining energy (per unit wt removed)	* 1,08	-	1,19	MJ/kg
Fine machining CO2 (per unit wt removed)	* 0,0809	-	0,0894	kg/kg
Grinding energy (per unit wt removed)	* 1,68	-	1,86	MJ/kg
Grinding CO2 (per unit wt removed)	* 0,126	-	0,139	kg/kg

Recycling and end of life

Recycle	✗			
Embodied energy, recycling	27,7			MJ/kg
CO2 footprint, recycling	* 1,05	-	1,17	kg/kg
Recycle fraction in current supply	0,95	-	1,05	%
Downcycle	✓			
Combust for energy recovery	✓			
Heat of combustion (net)	* 39,9	-	42	MJ/kg
Combustion CO2	* 3,3	-	3,47	kg/kg
Landfill	✓			
Biodegrade	✗			

Notes

Other notes

Closed cell, expanded, polystyrene molded foam blocks

Figur 64: Data för depron

Bilaga E

Utdrag från styrsystemskoden

```
void controlLoop(void){

      //define current flight mode - controlled by radio transmitter, will affect the
      //regulators
      flightmode currentFlightmode;
      if((get_channel_normalized(4)+1)/2 < 0.2){
            currentFlightmode = ACRO;
      }
      else{
            currentFlightmode = STABILIZE;
      }

      //Regulator constants
      //P-values for roll and pitch
      float Kp_p = 1;
      float Kp_r = 1;

      // P-values for angular speed of roll and pitch
      float Kp_pw = 0.01;
      float Kp_rw = 0.004;

      // I-values for angular speed of roll and pitch
      float Ki_pw = 0.0001;
      float Ki_rw = 0.0001;

      // P and D values for yaw
      float Kp_y=0.001;
      float Kd_y=0.005;

      //reference gains
      //reference gain in yaw - 200 degrees every second
      float Gr_y=200*CONTROL_LOOP_PERIOD; //degrees/s

      //get the angle data from gyro and accelerometer
      calculateAngles(accelerometer_data, gyroscope_data);

      //update tilt - will control the tilt of the motors
      tilt = (get_channel_normalized(5)+1)/2;

      //servo properties - regulates range of tilt for each servo
      //needed because of small differences in servos
      //properties for tilt in front motor axis
      float tiltMin1 = 0.16;
      float tiltMax1 = 0.76;
      float span1 = tiltMax1-tiltMin1;

      //properties for tilt in left rear motor
      float tiltMin2 = 0.16;
      float tiltMax2 = 0.65;
      float span2 = tiltMax2-tiltMin2;

      //properties for tilt in right rear motor
      float tiltMin3 = 0.83;
      float tiltMax3 = 0.30;
      float span3 = tiltMax3-tiltMin3;

      //declare the reference in angular speed of roll and pitch
      float r_rw;
      float r_pw;

      // tilt the front motors
      PWM_OUT1_DUTY = PWM_OUT_NORMALIZED_TO_TICKS_SERVO(tiltMin1 + (tilt*span1));

      //if motor tilt is small - fly with quadrocopter control
```

```
if(tilt < 0.5){

      //fetch user input
      throttle = (get_channel_normalized(0)+1)/2; //make trottle between 0 and 1

      //switch between acro mode and stabilize mode depending on user input
      if (currentFlightmode == STABILIZE){      //stabilize - use user input as angle
                                                //reference
            float Gr_p=45; //degrees
            float Gr_r=45;
            float r_r= Gr_r*get_channel_normalized(1);
            float r_p= Gr_p*get_channel_normalized(2);
            r_pw = Kp_p*(r_p - angles_body[0]);       //P-regulator pitch
            r_rw = Kp_r*(r_r - angles_body[1]);       //P-regulator roll
      }
      else {            //acro - use user input as angular speed reference
            float Gr_p=45; //degrees*sec
            float Gr_r=45;
            r_rw= Gr_r*get_channel_normalized(1);
            r_pw= Gr_p*get_channel_normalized(2);
      }

      if(throttle > 0.1){  //anti-wind up - prevent from changing the reference
                           //while on ground
            float rudder = get_channel_normalized(3);
            r_y= r_y + Gr_y*rudder;       //integrate user input on the yaw-reference
            if((r_y - angles_body[2]) > 45){    //set max values on the control error
                  r_y = angles_body[2] + 45;
            }
            if((r_y - angles_body[2]) < -45){   //set min value on control error
                  r_y = angles_body[2] - 45;
            }
      }

      //find error in yaw
      float e_y = r_y - angles_body[2];

      //find error in angular speed of pitch and roll
      float e_pw = r_pw + gyroscope_data[0];
      float e_rw = r_rw - gyroscope_data[1];


      if(throttle > 0.1){           // anti-wind up
            //integrate the angle speed error in pitch and roll
            I_epw += e_pw * CONTROL_LOOP_PERIOD;
            I_erw += e_rw * CONTROL_LOOP_PERIOD;

            //roll
            if(I_erw > 45){ //set max value on the integrated error of roll
                  I_erw = 45;
            }
            if(I_erw < -45){//set min value on the integrated error of roll
                  I_erw = - 45;
            }

            //pitch
            if(I_epw > 45){ //set max value on the integrated error of pitch
                  I_epw = 45;
            }
            if(I_epw < -45){//set min value on the integrated error of pitch
                  I_epw = - 45;
            }
      }
```

```
        // find output (in pitch, roll, yaw)
        // PI-regulator of angular speed of pitch and roll
        float U_p = Kp_pw*e_pw + Ki_pw*I_epw;
        float U_r = Kp_rw*e_rw + Ki_rw*I_erw;

        //PD-regulator of yaw
        float U_y = Kp_y*e_y + Kd_y*gyroscope_data[2];


        //convert output to motor output
        motor[0] = + U_r - U_p;
        motor[1] = - U_r - U_p;
        motor[2] = + U_r + U_p;
        motor[3] = - U_r + U_p;

        //Set max values on servo movements while usin yaw
        if(U_y < -0.10) {
              U_y = -0.10;
        }
        if(U_y > 0.10) {
              U_y = 0.10;
        }
        //set signal to rear servos
        float outToServoLeft = tiltMin2 + (tilt*span2) + U_y;
        float outToServoRight = tiltMin3 + (tilt*span3)+ U_y;

        // check if servo not saturated
        outToServoLeft = constrainRange(outToServoLeft);
        outToServoRight = constrainRange(outToServoRight);

        //write signal to servos
        PWM_OUT2_DUTY = PWM_OUT_NORMALIZED_TO_TICKS_SERVO(outToServoLeft);
        PWM_OUT3_DUTY = PWM_OUT_NORMALIZED_TO_TICKS_SERVO(outToServoRight);

        if(throttle < 0.25){ // when trottle is going towards 0, outputs should go
                             //towards 0
              float throttle_low_range = throttle /0.25;
              motor[0] = throttle_low_range*motor[0];
              motor[1] = throttle_low_range*motor[1];
              motor[2] = throttle_low_range*motor[2];
              motor[3] = throttle_low_range*motor[3];

              }
              motor[0]= throttle + motor[0];
              motor[1]= throttle + motor[1];
              motor[2]= throttle + motor[2];
              motor[3]= throttle + motor[3];

              //check for saturation
              motor[0] = constrainRange(motor[0]);
              motor[1] = constrainRange(motor[1]);
              motor[2] = constrainRange(motor[2]);
              motor[3] = constrainRange(motor[3]);

              //send signal to motors if armed
        if(is_armed()){
              pwm_out_sendSignalsToMotors(motor[0], motor[1], motor[2], motor[3]);
        }else{
              pwm_out_sendSignalsToMotors(0, 0, 0, 0);
        }
  }else{      //if motor tilt big - plane control

        //throttle controls all motors equally
        throttle = (get_channel_normalized(0)+1)/2;
```

```
            motor[0]= throttle;
            motor[1]= throttle;
            motor[2]= throttle;
            motor[3]= throttle;

            //check for saturation
            motor[0] = constrainRange(motor[0]);
            motor[1] = constrainRange(motor[1]);
            motor[2] = constrainRange(motor[2]);
            motor[3] = constrainRange(motor[3]);

            //send signal to motors if armed
            if(is_armed()){
                  pwm_out_sendSignalsToMotors(motor[0], motor[1], motor[2], motor[3]);
            }else{
                  pwm_out_sendSignalsToMotors(0, 0, 0, 0);
            }

            //get user input
            float elev = (((get_channel_normalized(2)+1)/2)+0.5)/2;
            float ail = (((get_channel_normalized(1)+1)/2)+0.5)/2;
            float tilt2 = tiltMin2 + (tilt*span2);
            float tilt3 = tiltMin3 + (tilt*span3);

            //servo blender
            ail_left = (1-elev) - ail;
            ail_right = elev - ail;

            //set min and max for angle variations from tilt angle
            if(ail_left < -0.25) {
                  ail_left = -0.25;
            }
            if(ail_left > 0.25) {
                  ail_left = 0.25;
            }
            if(ail_right < -0.25) {
                  ail_right = -0.25;
            }
            if(ail_right > 0.25) {
                  ail_right = 0.25;
            }

            //write tilt and steering angles to servos
            PWM_OUT2_DUTY = PWM_OUT_NORMALIZED_TO_TICKS_SERVO(ail_left + tilt2);
            PWM_OUT3_DUTY = PWM_OUT_NORMALIZED_TO_TICKS_SERVO(ail_right + tilt3);
      }
}
```

Bilaga F

Stabilitet vid ocentrerad tyngdpunkt

