

# Ontwerp en bouw van een onbemand vliegtuig voor autonoom pakkettransport met gecontroleerde transitie van verticaal opstijgen naar voorwaartse vlucht

VertiKUL, een quadcopter staartlander

Menno Hochstenbach  
Cyriel Notteboom

Thesis voorgedragen tot het behalen  
van de graad van Master of Science  
in de ingenieurswetenschappen:  
werktuigkunde

**Promotoren:**

Prof. dr. ir. J. De Schutter  
Prof. dr. ir. G. Pipeleers

**Assessoren:**

Prof. dr. ir. W. Heylen  
Ir. K. Geebelen

**Begeleider:**

Ir. B. Theys

© Copyright KU Leuven

Zonder voorafgaande schriftelijke toestemming van zowel de promotoren als de auteurs is overnemen, kopiëren, gebruiken of realiseren van deze uitgave of gedeelten ervan verboden. Voor aanvragen tot of informatie i.v.m. het overnemen en/of gebruik en/of realisatie van gedeelten uit deze publicatie, wend u tot Faculteit Ingenieurswetenschappen, Kasteelpark Arenberg 1 bus 2200, B-3001 Heverlee, +32-16-321350.

Voorafgaande schriftelijke toestemming van de promotoren is eveneens vereist voor het aanwenden van de in deze masterproef beschreven (originele) methoden, producten, schakelingen en programma's voor industrieel of commercieel nut en voor de inzending van deze publicatie ter deelname aan wetenschappelijke prijzen of wedstrijden.

# Voorwoord

Deze masterproef was voor ons beiden, Cyriel en Menno, een zeer leerrijke, intensieve en verrijkende ervaring. Tijdens de verschillende fases van de masterproef hebben we elk onze eigen kennis en vaardigheden complementair toegepast. Daarbij hebben we geleerd van elkaar. Menno had al redelijk wat ervaring met het programmeren van Arduino en Cyriel had enige kennis van vliegtuigmodelbouw. Wegens het praktische karakter van deze masterproef komen er zeer veel oncontroleerbare factoren in het spel. Bijvoorbeeld het niet beschikbaar zijn van bepaalde onderdelen, of onvoorziene gebeurtenissen met de hardware. We hebben dan ook al doende geleerd. Van de zes prototypes die we gemaakt hebben is er niet één die het heelhuids heeft overleefd. En maar goed ook, want wie nooit faalt, is waarschijnlijk niet met iets vernieuwends bezig.

Graag hadden we alle mensen bedankt die deze masterproef mogelijk maakten en ons geholpen hebben. Dit zijn in het bijzonder onze promotors prof. dr. ir. Joris De Schutter en prof. dr. ir. Goele Pipeleers en onze begeleider ir. Bart Theys, wie ten zeerste bij de masterproef betrokken was. We bedanken hem dan ook voor zijn waardevolle inbreng. Daarnaast hadden we graag ir. Jon Verbeke voor zijn constructieve feedback en ir. Tjorven Delabie voor zijn inzichten in de quaternionrepresentatie bedankt. Ook danken wij de ArduPilot-gemeenschap voor de hulp bij de ArduCopter-broncode en het FabLab Leuven personeel zonder wiens behulpzaamheid en flexibiliteit de realisatie van deze masterproef onmogelijk was geweest. Verder danken wij onze families die altijd achter ons stonden. In het bijzonder bedank ik, Cyriel, mijn vader Paul Notteboom voor zijn hulp, tips en feedback. Ten slotte danken we Jonas Vandroemme voor zijn taalkundige inbreng.

We zijn geïnteresseerd en benieuwd naar de opvolging van deze masterproef,

*Menno Hochstenbach*  
*Cyriel Notteboom*

# Inhoudsopgave

<b>Voorwoord</b>	<b>i</b>
<b>Inhoudsopgave</b>	<b>ii</b>
<b>Samenvatting</b>	<b>v</b>
<b>Lijst van figuren</b>	<b>vi</b>
<b>Lijst van tabellen</b>	<b>x</b>
<b>Lijst van afkortingen en symbolen</b>	<b>xii</b>
<b>1 Inleiding</b>	<b>1</b>
1.1 Doelstellingen . . . . .	1
1.2 Aanpak . . . . .	2
1.3 Platform . . . . .	3
1.4 Literatuurstudie . . . . .	5
<b>2 Ontwerp</b>	<b>11</b>
2.1 Configuratie . . . . .	11
2.1.1 Algemene vereisten . . . . .	12
2.1.2 Conceptueel ontwerp . . . . .	14
2.2 Formulering van het optimalisatieprobleem . . . . .	17
2.2.1 Afleiding actieradius . . . . .	18
2.3 Modelleren van de onderdelen . . . . .	21
2.3.1 Vaste massa's . . . . .	21
2.3.2 Batterij . . . . .	21
2.3.3 Elektrische motor . . . . .	23
2.3.4 Elektrische snelheidsregelaar . . . . .	24
2.3.5 Structuur . . . . .	25
2.3.6 Profiel . . . . .	29
2.3.7 Propeller . . . . .	30
2.4 Optimalisatiemethode . . . . .	32
2.4.1 Overzicht . . . . .	32
2.4.2 Maximalisatie van de actieradius met gegeven primaire ontwerpparameters . . . . .	34
2.5 Resultaten . . . . .	38
2.5.1 Algemene resultaten . . . . .	38
2.5.2 Dimensionering van de VertiKUL . . . . .	40

2.5.3	Alternatieve ontwerpen . . . . .	46
2.5.4	Sensibiliteitsanalyse . . . . .	47
2.6	Besluit . . . . .	49
<b>3</b>	<b>Modelleren</b> . . . . .	<b>51</b>
3.1	Dynamisch model . . . . .	52
3.1.1	Oriëntatierepresentatie quadcoptermode . . . . .	52
3.1.2	Oriëntatierepresentatie vliegtuigmode . . . . .	54
3.1.3	Differentiële stuwkracht . . . . .	56
3.1.4	Inertie . . . . .	57
3.1.5	Actuatorendynamica . . . . .	58
3.1.6	Krachten en momenten . . . . .	58
3.2	Bewegingsvergelijkingen . . . . .	67
3.2.1	Translatie . . . . .	67
3.2.2	Rotatie . . . . .	68
3.3	Quaternionvoorstelling . . . . .	68
3.3.1	Quaterniondefinitie . . . . .	68
3.3.2	Quaternion-Eulerconversies . . . . .	69
3.3.3	Quaternionvermenigvuldiging . . . . .	69
3.3.4	Quaternioninverse . . . . .	70
3.3.5	Quaternioncontrole . . . . .	70
3.4	Simulatie . . . . .	71
3.5	Besluit . . . . .	72
<b>4</b>	<b>Controle</b> . . . . .	<b>73</b>
4.1	Laag-niveaucontrole . . . . .	74
4.2	Midden-niveaucontrole . . . . .	78
4.2.1	Quadcoptermode . . . . .	78
4.2.2	Vliegtuigmode . . . . .	82
4.3	Hoog-niveaucontrole . . . . .	88
4.3.1	Voorwaartse vluchtnavigatie . . . . .	88
4.3.2	Hovervluchtnavigatie . . . . .	88
4.3.3	Precisienavigatie . . . . .	88
4.4	Alternatieve Simulatie-omgevingen . . . . .	91
4.4.1	Simulink - X-Plane . . . . .	91
4.4.2	Hardware-in-the-loop . . . . .	91
4.4.3	Software-in-the-loop . . . . .	92
4.5	Besluit . . . . .	93
<b>5</b>	<b>VertiKUL: realisatie en experimenten</b> . . . . .	<b>95</b>
5.1	Algemene structuur en bouw . . . . .	95
5.1.1	Massaverdeling en stabiliteit . . . . .	95
5.1.2	Structuur . . . . .	98
5.2	Propulsiegroep en avionica . . . . .	101
5.3	Finaal prototype . . . . .	103
5.4	Experimenten . . . . .	108

5.4.1	Valproef . . . . .	108
5.4.2	Testen van de midden-niveaucontrole . . . . .	109
5.5	Besluit . . . . .	112
<b>6</b>	<b>Besluit</b>	<b>113</b>
<b>A</b>	<b>Afschattingen en afleidingen</b>	<b>119</b>
A.1	Afschatting inertie VertiKUL . . . . .	119
A.2	Afschatting rotorinertie . . . . .	121
A.3	Afschatting weerstandsmoment . . . . .	121
A.4	Afleiding $k_{front}$ . . . . .	122
A.5	Afleiding maximale stuwkracht . . . . .	123
A.6	Afleiding maximale actuatormomenten . . . . .	123
<b>B</b>	<b>Tabellen en grafieken</b>	<b>127</b>
<b>C</b>	<b>VertiKUL Profiel</b>	<b>133</b>
<b>D</b>	<b>Bepaling van het zwaartepunt van de VertiKUL</b>	<b>135</b>
<b>E</b>	<b>Meetresultaten propeller test</b>	<b>139</b>
	<b>Bibliografie</b>	<b>141</b>

# Samenvatting

Deze masterproef presenteert het ontwerp, de controle en bouw van de VertiKUL, een Vertical Take-Off and Landing (VTOL) transitie staartlander Unmanned Aerial Vehicle (UAV), in staat tot zowel hovervlucht als voorwaartse vlucht voor autonoom pakkettransport. In tegenstelling tot bestaande transitievliegtuigen wordt de VertiKUL niet gecontroleerd met stuurvlakken, maar enkel door vier propellers met behulp van differentiële stuwkracht tijdens hovervlucht, transitie en voorwaartse vlucht. Voor het initieel ontwerp wordt een numerieke ontwerpmethode ontwikkeld die optimaliseert naar actieradius en nuttige last. Een dynamisch model wordt geïmplementeerd in Simulink om verschillende controlestrategieën te evalueren alvorens testvluchten uit te voeren. Een unieke midden-niveaucontrole wordt ontwikkeld die een intuïtieve bediening van de VertiKUL mogelijk maakt en waarvoor geen pilootvaardigheden vereist zijn. Vloeiende transitie van hovervlucht naar voorwaartse vlucht wordt bereikt door een autonome controlestrategie. Attitudecontrole op basis van quaternionen in plaats van Eulerhoeken wordt geïmplementeerd om singulariteiten te voorkomen. Een hoog-niveau controlesysteem met als invoer uitsluitend GPS-routepunten wordt ontwikkeld voor autonoom pakkettransport. Het resulterend ontwerp, de VertiKUL, wordt gebouwd en getest.

# Lijst van figuren

1.1	VertiKUL, onbemand vliegtuig ontwikkeld in deze masterproef. . . . .	2
1.2	Boordcomputers. (a) Pixhawk, (b) PX4FMU, (c) PX4IO en (d) APM 2.6 of ArduPilot. . . . .	4
1.3	Multicopter voor Amazons <i>Prime Air</i> -pakkettransport. . . . .	6
2.1	Verschillende VTOL concepten uit de bemande luchtvaart. . . . .	12
2.2	Tricopter met drie propellers en één actuator (links), quadcopter met vier propellers (rechts). . . . .	13
2.3	Krachtenevenwicht van een staartlander in hovervlucht (links) en voorwaartse vlucht (rechts). . . . .	13
2.4	De verschillende wervelwind interacties bij de +-configuratie (links) en de H-configuratie (rechts). . . . .	16
2.5	Moeilijke integratie van het pakket in de +-configuratie. . . . .	16
2.6	Ontwerp van de VertiKUL. . . . .	17
2.7	Informatie over batterijen. . . . .	22
2.8	Vermogenmassaverhouding van commerciële motoren volgens de specificaties van de fabrikant uit Noth[1]. . . . .	24
2.9	Vermogenmassaverhouding van elektrische snelheidsregelaars uit Noth[1].	25
2.10	Bepaling van de rompweerstand. . . . .	26
2.11	Vleugelmassa $m_{wng}$ in functie van vleugeloppervlakte $S$ van de twee vleugelmassamodellen. . . . .	28
2.12	Resultaten van de Xfoil-simulatie op het NACA23012 profiel. . . . .	29
2.13	Polair diagram van de VertiKUL. . . . .	30
2.14	Meetpunten van $C_L$ en $\eta$ uit de propellerdatabank[2]. . . . .	31
2.15	Flowchart van de ontwerpmethode. . . . .	33
2.16	Actieradius in functie van $RPM_{max}$ voor een specifieke oplossing. . . . .	35
2.17	Berekening van de actieradius $R$ . . . . .	37
2.18	Nuttige last in functie van de actieradius van de ongefilterde (links) en gefilterde (rechts) oplossingsverzameling. . . . .	39
2.19	Oplossing met grootste actieradius voor elke geënumereerde nuttige last.	39
2.20	Massafractie batterij in functie van de actieradius van de volledige oplossingsverzameling. . . . .	40
2.21	Algemene trends van de ontwerpparameters die horen bij de oplossingen met het grootste bereik, in functie van de nuttige last. . . . .	41



2.22	Illustratie van de maximale propellerdiameter. . . . .	42
2.23	Propellerdiameter in functie van de spanwijdte. . . . .	43
2.24	Resultaat van het optimalisatieproces. Deze waarden worden als uitgangspunt gebruikt bij de bouw van de VertiKUL. Bematingen in mm.	43
2.25	Geleverde stuwkracht $T$ en benodigd mechanisch vermogen $P$ in functie van de lichtsnelheid $v_c$ en het toerental. Beide vluchtregimes zijn weergegeven. . . . .	45
2.26	Massa- (links) en luchtweerstandverdeling (rechts). . . . .	45
2.27	Actieradius (links), maximale hovervluchtduur (midden) en totale vluchtduur (rechts) in functie van de nuttige last. . . . .	46
2.28	De drie alternatieve ontwerpen vergeleken met de VertiKUL. . . . .	48
2.29	Invloed van de energiedichtheid van de batterij $k_{bat}$ (links) en de frontale luchtweerstandscoefficiënt van de romp $C_{D,body,front}$ (rechts) op de actieradius $R$ . . . . .	48
3.1	Lichaamsassenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ van de VertiKUL in quadcoptermode en het wereldassenstelsel $\mathcal{F}_{world}$ . . . . .	52
3.2	Lichaamsassenstelsel $\mathcal{F}_{plane}$ van de VertiKUL in vliegtuigmode. . . . .	55
3.3	Differentiële stuwkracht om momenten rond te x-, y- en z- as op te wekken: respectievelijk rollen, stampen en gieren. . . . .	56
3.4	Detail van schuinstelling van propeller 1 in een vooraanzicht van de VertiKUL in quadcoptermode. . . . .	57
3.5	Voorstelling van equivalent traagheidsmoment door twee puntmassa's $m_i$ , elk op een afstand $l_{ptm}$ van 0,5 m van een rotatie-as $i$ ( $i = \{x, y, z\}$ ). . . . .	58
3.6	Definitie van referentielengte, -hoogte en -dikte voor het bepalen van het weerstandsmoment $M_{D,body,\psi}$ rond de z-as van het quadcopterassenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ . . . . .	61
3.7	Liftkracht $L_{wing}$ , luchtweerstand van de vleugel $D_{wing}$ en vleugelmoment $M_{wing}$ werkende op een vleugelprofiel bij aanvalshoek $\alpha$ en vrije lichtsnelheid $v_\infty$ . . . . .	62
3.8	Stabiliserend moment $M_{winglet}$ rond de x-as van het quadcopterassenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ door de winglets, afhankelijk van sliphoeck $\beta$ . . . . .	65
3.9	Verskil in liftkracht en luchtweerstand op de linker- en rechtervleugele o.w.v. een hoeksnelheid rond de z-as van het quadcopterassenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ . . . . .	66
3.10	Illustratie ter verduidelijking van het falen van de attitudecontrole rond een singulariteit ( $\theta_i = -90^\circ$ ) in de Eulerhoekenrepresentatie. . . . .	70
3.11	Visualisatie van de Simulink-VRML-simulatieomgeving. . . . .	71
3.12	Diagram van het simulatieprogramma in Simulink. . . . .	72
4.1	Toekenning van kanalen en functies op een PlayStation3-controller (links) en Futaba-zender (rechts). . . . .	74
4.2	Diagram van de laag-niveaucontrole met referentiegenerator en laag-niveauregelaar. . . . .	74
4.3	Referentiegenerator - laag-niveaucontrole: Transformatie van ruwe ingangssignalen naar referentiehoeksnelheden en gewenste stuwkracht. . . . .	75

---

4.4	Laag-niveauregelaar: Regelaar met PID-terugkoppelketen en voorwaartse keten om de hoeksnelheid rond de lichaamsrol-as van het quadcopterasstelsel te regelen in de laag-niveauregelaar. . . . .	76
4.5	Responsies van de PID-hoeksnelheidsregelaars met voorwaartse keten voor de x-, y- en z-as van het quadcopterasstelsel op een stap van $200^\circ/\text{s}$ . . . . .	76
4.6	Actuatormomenten tijdens een stap van $200^\circ/\text{s}$ in referentiehoeksnelheden rond de x-, y- en z-as van het quadcopterasstelsel. . . . .	77
4.7	Referentiegenerator - midden-niveaucontrole: Transformatie van ruwe ingangssignalen naar referentieklimsnelheid, -hoogte, -gierhoeksnelheid, -rolhoek, -stamphoek en -gierhoek. . . . .	79
4.8	Diagram van de midden-niveaucontrole met referentiegenerator en laag-niveauregelaar . . . . .	80
4.9	Attituderegelaar - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste en huidige attitude naar referentiehoeksnelheden d.m.v. quaternioncontrole. . . . .	81
4.10	Hoogteregelaar met stuwkracht - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste hoogte en klimsnelheid naar referentiestuwkracht en -stamphoek. . . . .	84
4.11	Volgedrag van hoogteregelaar in mid-levelcontrole met stuwkrachtstrategie en stamphoekstrategie. . . . .	84
4.12	Hoogteregelaar met stamhoek - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste hoogte en klimsnelheid naar referentiestuwkracht en -stamphoek. . . . .	85
4.13	Diagram van de hoog-niveaucontrole met referentiegenerator en hoog-niveauregelaar. . . . .	90
4.14	Simulatie van hoog-niveaucontrole met omschakeling naar verschillende navigatiestrategieën. Bestemming op $x = 500$ m en $y = 1000$ m en veranderende referentiehoogte. . . . .	90
4.15	Visualisatie van de Simulink-X-Plane-simulatieomgeving. . . . .	91
4.16	Visualisatie alternatieve simulatieomgevingen. . . . .	92
5.1	Plaatsing van de componenten. . . . .	96
5.2	Longitudinale stabiliteit van de VertikUL. $M_\theta$ is het moment opgewekt door de propellers. . . . .	97
5.3	Bepaling van het aerodynamisch centrum van de vleugel. . . . .	98
5.4	De structuur van de VertikUL. Zonder (links) en met houten frame, batterij en pakket (rechts). . . . .	99
5.5	Detail van een verbindingselement. . . . .	99
5.6	Doorsnede van de vleugel van de VertikUL. . . . .	100
5.7	Detail van de winglets. . . . .	100
5.8	Explosieaanzicht van de VertikUL. . . . .	100
5.9	Balancering van motor (links) en propeller (rechts). . . . .	102
5.10	Stuwkracht in functie van het toerental. Vergelijking van de gemeten data met de APC databank. . . . .	103
5.11	Schema van de avionica en de propulsiegroep van de VertikUL. . . . .	104

5.12	Massaverdeling van de VertiKUL. . . . .	106
5.13	De VertiKUL tijdens hovervlucht. . . . .	107
5.14	De valproef. . . . .	108
5.15	Referentie en gemeten hoogte en stamphoek en gemeten GPS-grondsnelheid tijdens transitie en voorwaartse vlucht. . . . .	110
5.16	Het vliegtraject van de cirkelvlucht. . . . .	111
5.17	Referentie en gemeten gierhoek en hoogte tijdens cirkelvlucht. . . . .	111
6.1	Alternatieve interne schikking van de componenten ten opzichte van figuur 5.1. . . . .	115
A.1	Vereenvoudigde voorstelling van de massadistributie van de VertiKUL voor het bepalen van de inertie rond de x-, y- en z-as van het quadcopterasenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ . . . . .	120
A.2	Voorstelling van equivalente rotatie-inertie door twee puntmassa's $m_i$ , elk op een afstand $l_{ptm}$ van 0,5 m van een rotatie-as $i$ ( $i = \{x, y, z\}$ ). . . . .	120
A.3	Definitie van referentielengte, -hoogte en -dikte voor het bepalen van het weerstandsmoment, in dit geval rond de z-as van het quadcopterasenstelsel $\mathcal{F}_{quad}$ . . . . .	122
B.1	Stuwkrachtrespons bij stapingangssignalen aangelegd aan een X-BLDC elektronische snelheidsregelaar (X-BL-52s Hacker borstelloze DC-motor - 3 cel Lipo voeding - 8 inch propellerspoed - 4,5 inch propellerdiameter, propulsiegroep X-3D-BL [3]). . . . .	131
C.1	NACA23012, dikte: 12% . . . . .	133
D.1	Bepaling van het aerodynamisch centrum van de vleugel. . . . .	135
E.1	Proefopstelling van motor en propeller tijdens propeller test. . . . .	140

# Lijst van tabellen

1.1	Technische specificaties van enkele commerciële VTOL's . . . . .	9
1.2	Enkele onderzoeksprojecten over VTOL's . . . . .	10
2.1	Vergelijking van de configuraties. . . . .	15
2.2	Primaire en secundaire ontwerpparameters. . . . .	32
2.3	Constant aangenomen parameters tijdens het optimalisatieproces. . . . .	34
2.4	Bereik van de primaire ontwerpparameters. . . . .	38
2.5	Ontwerpparameters en theoretische prestaties van het resultaat van het optimalisatieproces. . . . .	44
2.6	Vergelijking van de drie alternatieve ontwerpen met de VertikUL waarbij respectievelijk actieradius $R$ , nuttige last $m_{pld}$ en kruissnelheid $v_c$ werd vergroot. . . . .	47
5.1	Vergelijking van de gewenste en werkelijke componenten. . . . .	102
5.2	De verschillende prototypes gebouwd doorheen de masterproef. . . . .	105
5.3	Massaverdeling van de VertikUL en vergelijking met de voorspelde waarden. . . . .	106
5.4	Ontwerpparameters en prestaties van de werkelijke VertikUL. . . . .	107
5.5	Gegevens van de valproef. . . . .	109
A.1	Afmetingen en massa's voor een afschatting van de traagheidsmomenten van de VertikUL. . . . .	125
A.2	Afmetingen en massa's voor een afschatting van het traagheidsmoment van de propeller-motorgroep. . . . .	125
B.1	Specificaties Pixhawk- en ArduPilot-boordcomputer. . . . .	128
B.2	Modelparameters in het dynamisch model uit hoofdstuk 3 en de equivalente Simulink-modelparameters. . . . .	129
B.3	Simulink-controleparameters uit hoofdstuk 4. . . . .	130
E.1	Meetresultaten van propeller test . . . . .	139



# Lijst van afkortingen en symbolen

## Afkortingen

2D	Tweedimensionaal
3D	Driedimensionaal
a.c.	Aerodynamisch centrum
AoA	Angle of Attack
APM	ArduPilot Mega
BEC	Battery Eliminator Circuit
BLDC	Brushless Direct Current
c.o.g.	Center of gravity
DC	Direct Current
DoF	Degree of Freedom
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory
EMI	Electro-Magnetic Interference
ESC	Electronic Speed Controller
FAA	Federal Aviation Administration
FMU	Flight Management Unit
GPS	Global Positioning System
GUI	Graphical User Interface
HIL	Hardware-in-the-loop
IO	Input-Output
Lipo	Lithium-ion-polymeer
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MEMS	Micro-elektromechanische systemen
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
P(I)(D)	Proportioneel, Integrerend, Derivatief
PS3	PlayStation3
PWM	Pulse Width Modulation
RAM	Random Access Memory
RC	Radio Control
SITL	Software-in-the-loop
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UDP	User Datagram Protocol
USB	Universal Serial Bus
VRML	Virtual Reality Modeling Language
VTOL	Vertical Take-Off and Landing

## Symbolen

$A$	Oppervlakte	$m^2$
$AR$	Aspect ratio	-
$b$	Spanwijdte	$m$
$C_D$	Weerstandscoefficiënt	-
$C_{D0}$	Weerstandscoefficiënt bij nul-lift	-
$C_L$	Liftcoëfficiënt	-
$C_{L\alpha}$	$dC_L/d\alpha$	-
$C_M$	Momentcoëfficiënt	-
$C_{M\alpha}$	$dC_M/d\alpha$	-
$C_Q$	Propellermomentcoëfficiënt	-
$C_T$	Propellerstuwkrachtcoëfficiënt	-
$c$	Gemiddelde geometrische koorde	$m$
$D$	Luchtweerstand (ENG: <i>drag</i> )	$N$
$D_{prop}$	Propeller diameter	$m$
$d$	Diameter	$m$
$E$	Energie	$J$
$e$	Oswald efficiëntie getal	-
$F$	Kracht	$N$
$f_{bat}$	Bruikbare fractie van totale energie batterij	-
$g$	Valversnelling $g=9,81$	$m/s^2$
$h$	Hoogte	$m$
$I$	Stroom, traagheidsmoment	$A, kg\ m^2$
$\mathbf{I}$	Inertiematrix	$kg\ m^2$
$i$	Inbouwhoek vleugel	$rad$
$i_{prop}$	Inclinatie propellers	$rad$
$i_{winglet}$	Inclinatie winglets	$rad$
$k_{bat}$	Energiedichtheid batterij	$J/kg$
$k_{esc}$	Vermogensdichtheid ESC	$W/kg$
$k_{mot}$	Vermogensdichtheid motor	$W/kg$
$k_{front}$	$A_{front}/S$	-
$k_{wl}$	$w_{body}/l_{body}$	-
$k_{hw}$	$h_{body}/w_{body}$	-
$k_{lc}$	$l_{body}/c$	-
$L$	Liftkracht	$N$
$l_\mu$	Gemiddelde aerodynamische koorde (MAC)	$m$
$M$	Moment	$Nm$

LIJST VAN AFKORTINGEN EN SYMBOLEN

---

$Ma$	Mach getal	-
$m$	Massa	kg
$mf$	Massafractie	-
$n$	Propeller rotatiesnelheid	Hz
$P$	Vermogen	W
$\vec{p}$	Positievector	m
$Q$	Propellermoment	Nm
$q$	Quaternion, dynamische druk	-, Pa
$\mathbf{R}$	Rotatiematrix	-
$R$	Actieradius	m
$Re$	Reynolds getal	-
$RPM$	Toerental	$\text{min}^{-1}$
$S$	Vleugeloppervlakte	$\text{m}^2$
$S_{winglet}$	Wingletoppervlakte	$\text{m}^2$
$T$	Stuwkracht	N
$t$	Vluchtduur	s
$t_{ref}$	Referentiedikte	m
$U$	Spanning	V
$V$	Volume	$\text{m}^3$
$v$	Snelheid	m/s
$v_\infty$	Vrije lichtsnelheid	m/s
$W$	Gewicht	N
$w$	Breedte	m
$l$	Lengte	m
$\alpha$	Aanvalshoek	rad
$\beta$	Sliphoeck	rad
$\gamma$	Stijghoeck	rad
$\epsilon$	Aerodynamische efficiëntie ( $C_L/C_D$ )	-
$\zeta$	Stuwkracht-gewichtsverhouding	-
$\eta$	Rendement	-
$\vec{\eta}$	Rotatiecoördinaat ( $\vec{\eta} = (\phi, \theta, \psi)^\top$ )	rad
$\theta$	Stamphoeck	rad
$\vec{\xi}$	Positiecoördinaat ( $\vec{\xi} = (x, y, z)^\top$ )	rad
$\rho$	Luchtdichtheid	$\text{kg}/\text{m}^3$
$\sigma$	Statische stabiliteitsmarge	-
$\tau$	Tijdsconstante	s
$\phi$	Rolhoeck	rad
$\chi$	Equivalenten rotatiehoeck	rad
$\psi$	Gierhoeck	rad
$\omega$	Propeller rotatiesnelheid	rad/s
$\vec{\omega}$	Rotatiesnelheidsvector ( $\vec{\omega} = (\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})^\top$ )	rad/s



## Indices

<i>ac</i>	aerodynamisch centrum
<i>adpt</i>	adapter
<i>aero</i>	aerodynamisch
<i>afl</i>	profiel (ENG: <i>airfoil</i> )
<i>av</i>	avionica
<i>axis</i>	as
<i>bat</i>	batterij
<i>blade</i>	propellerblad
<i>body</i>	romp, lichaam
<i>burst</i>	ogenblikkelijk
<i>c</i>	kruisvlucht (ENG: <i>cruise</i> )
<i>cell</i>	cel
<i>cog</i>	massacentrum
<i>cover</i>	bekleding
<i>core</i>	kern
<i>ctr</i>	controle
<i>curr</i>	huidig (ENG: <i>current</i> )
<i>des</i>	gewenst (ENG: <i>desired</i> )
<i>dest</i>	bestemming (ENG: <i>destination</i> )
<i>E</i>	fout (ENG: <i>error</i> )
<i>empty</i>	leeg (zonder nuttige last)
<i>eq</i>	equivalent
<i>esc</i>	elektronische snelheidsregelaar
<i>final</i>	финаал
<i>fix</i>	vast
<i>frame</i>	geraamte
<i>front</i>	vooraanzicht, frontaal
<i>fsl</i>	romp (ENG: <i>fuselage</i> )
<i>gyro</i>	gyroscopisch
<i>house</i>	behuizing (ENG: <i>housing</i> )
<i>hov</i>	hovervlucht
<i>hub</i>	hub
<i>init</i>	initieel
<i>int</i>	interferentie
<i>inv</i>	inverse
<i>i</i>	geïnduceerd, binnenste (ENG: <i>inner</i> )
<i>lev</i>	horizontale vlucht (ENG: <i>level flight</i> )
<i>L</i>	links

## LIJST VAN AFKORTINGEN EN SYMBOLEN

---

<i>max</i>	maximaal
<i>mech</i>	mechanisch
<i>mot</i>	motor
<i>o</i>	buitenste (ENG: <i>outer</i> )
<i>plane, p</i>	vliegtuig
<i>plate</i>	plaat
<i>pld</i>	nuttige last (ENG: <i>payload</i> )
<i>prop</i>	propeller
<i>propulsion</i>	propulsiegroep
<i>ptm</i>	puntmassa
<i>quad, q</i>	quadcopter
<i>R</i>	rechts
<i>ref</i>	referentie
<i>rel</i>	relatief
<i>rot</i>	roterend
<i>side</i>	zijaanzicht
<i>stall</i>	stall
<i>struct</i>	structuur
<i>top</i>	bovenaanzicht
<i>tot</i>	totaal
<i>wing</i>	vleugel
<i>winglet</i>	winglet
<i>w</i>	wereld
<i>x</i>	x
<i>y</i>	y
<i>z</i>	z
$\alpha_0$	aanvalshoek bij nul-lift
$\theta$	stamphoek
$\phi$	rolhoek
$\psi$	gierhoek

# Hoofdstuk 1

## Inleiding

Deze masterproef beschrijft het ontwerp, de controle en de bouw van een onbemand transitievliegtuig voor autonoom pakkettransport. Een transitievliegtuig is een hybride vliegtuig dat een transitie maakt van hovervlucht naar voorwaartse vlucht. Het voordeel van een transitievliegtuig is enerzijds dat het makkelijk op nauwe plaatsen kan manoeuvreren om een pakket af te leveren. Anderzijds is een transitievliegtuig energie-efficiënt in voorwaartse vlucht om het pakket over grote afstanden te transporteren. Bij het afleveren van een pakket is het meestal noodzakelijk om verticaal te landen. Hoewel multicopters hiervoor geschikt zijn, hebben deze vliegtuigen meerdere opwaarts gerichte propellers om ter plaatse te zweven, zoals een helikopter. Omdat multicopters voortdurend hun eigen gewicht compenseren met propellerstuwkracht, zijn ze dus veel minder energie-efficiënt dan conventionele vliegtuigen die liftkracht van een vleugel benutten. De oplossing gepresenteerd in deze masterproef is een onbemand transitievliegtuig dat de voordelen van een multicopter en een conventioneel vliegtuig combineert.

### 1.1 Doelstellingen

De voornaamste doelstelling van deze masterproef is de ontwikkeling van een onbemand transitievliegtuig voor autonoom en energie-efficiënt transport van een pakket. Dit onbemand vliegtuig is in staat verticaal op te stijgen en te landen en kan het pakket gemakkelijk uitwisselen. Eenmaal opgestegen maakt het onbemand vliegtuig een transitie naar voorwaartse vlucht om snel en energie-efficiënt te zijn. Een numerieke ontwerpmethode welke actieradius en nuttige last optimaliseert wordt ontwikkeld voor een initieel ontwerp. Daarnaast laat een simulatie in Simulink het ontwerp van een gepaste controle toe. Uiteindelijk is de bouw van het onbemand vliegtuig aan de orde. De controlestrategie ontworpen in Simulink gaat, na programmering, deel uitmaken van de boordcomputer van het onbemand vliegtuig. Hoewel onbemande transitievliegtuigen al commercieel beschikbaar zijn, stellen de doelen van deze masterproef de volgende vernieuwingen voorop:



Figuur 1.1: VertikUL, onbemand vliegtuig ontwikkeld in deze masterproef.

- Het ontbreken van extra actuatoren en controlevlakken garandeert een hoge mechanische robuustheid en onderhoudsvriendelijkheid. Behalve de motoren die de propellers aandrijven, zijn er dus geen andere actuatoren.
- Het onbemand vliegtuig is gemakkelijk te bedienen zodat ook een leek deze op een intuïtieve manier kan besturen tijdens zowel hovervlucht als voorwaartse vlucht.
- Het onbemand vliegtuig maakt deel uit van een totaalconcept waarbij een pakket autonoom en efficiënt wordt getransporteerd naar zijn eindbestemming. Het opstijgen en landen gebeurt op een landingsplatform dat het pakket en eventueel de batterij automatisch verwisselt.

## 1.2 Aanpak

Deze masterproef maakt deel uit van een totaalconcept waarbij een onbemand transitievliegtuig automatisch opstijgt, een pakket naar een eindbestemming vliegt, nauwkeurig op een landingsplatform landt en het pakket en eventueel de batterij uitwisselt. De masterproef van Maarten Verbandt handelt over het automatisch landen op basis van een beeldverwerkingsalgoritme [4]. Twee studenten luchtvaart- en ruimtevaarttechnologie bouwden het landingsplatform in het kader van hun vierdejaarsproject. Deze masterproef beschrijft het ontwerp, de controle en de bouw van het onbemand transitievliegtuig. Dit transitievliegtuig wordt de VertikUL genoemd. De volgende stappen leiden tot de realisatie van de doelstellingen van deze masterproef.

De eerste stap is de zoektocht naar de beste configuratie door de voor- en nadelen van verschillende concepten af te wegen en waar mogelijk reeds commercieel beschikbare vliegtuigen te evalueren. Een optimalisatieproces bepaalt de structuur, het vleugelprofiel en de propulsiegroep voor de gekozen configuratie. Hoofdstuk 2: ‘Ontwerp’ beschrijft de configuratiekeuze en het optimalisatieproces.

Daarna behandelt hoofdstuk 3: ‘Modelleren’ de opstelling van een dynamisch model van de VertiKUL. Dit model brengt alle relevante factoren in rekening waaronder de zwaartekracht en aerodynamische krachten die de vleugel en de propellers genereren. Omdat de VertiKUL geen controlevlakken heeft, gebeurt de sturing in zowel hovervlucht als voorwaartse vlucht enkel door differentiële stuwkracht van de propellers. Bij differentiële stuwkracht kunnen momenten rond de lichaamsassen van de VertiKUL gecreëerd worden door een verschil in rotatiesnelheid van de propellers. Dit principe staat uitvoeriger beschreven in sectie 3.1.3. In de laatste sectie van dit hoofdstuk komt de implementatie van het dynamisch model in Simulink aan bod.

Vervolgens leidt de ontwikkeling van een controlestrategie tot de regeling van de positie en attitude van de VertiKUL. Het Simulink-model maakt het mogelijk controlestrategieën te testen tijdens simulatievluchten zonder daadwerkelijk testvluchten met de VertiKUL uit te voeren. De controle van de VertiKUL bestaat uit drie niveaus.

- Op het laagste niveau controleert de laagniveau-regelaar de hoeksnelheden rond de drie lichaamsassen van de VertiKUL.
- Daarrond controleert de middenniveau-regelaar de attitude en de hoogte tijdens hovervlucht én voorwaartse vlucht om een intuïtieve besturing te garanderen.
- De hoogniveau-regelaar controleert de attitude en hoogte op basis van een gewenste en ogenblikkelijke positie voor een volledig autonome vlucht.

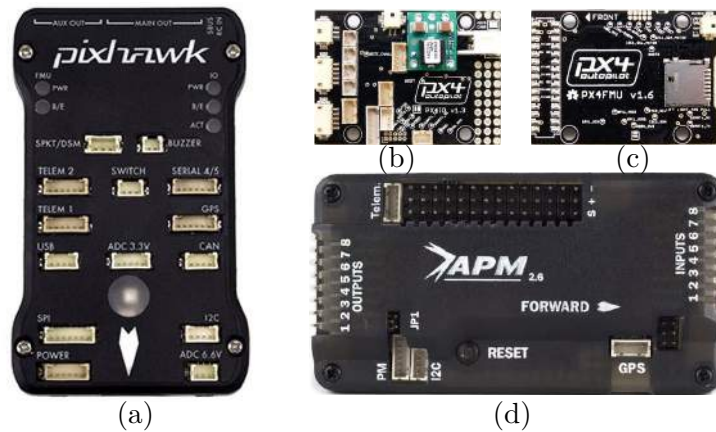
Hoofdstuk 4: ‘Controle’ beschrijft het ontwerp van deze drie controleniveaus in Simulink en de implementatie ervan op de boordcomputer. Dit hoofdstuk vermeldt ook alternatieve simulatieomgevingen met *X-Plane*, hardware-in-the-loop (HIL) en software-in-the-loop (SITL) die toelaten de ontworpen controle te testen. Daarna beschrijft hoofdstuk 5: ‘Realisaties en experimenten’ de bouw van de VertiKUL en de uitvoering van testvluchten. Bovendien handelt dit hoofdstuk over andere experimenten uitgevoerd in kader van deze masterproef. Tot slot vat hoofdstuk 6: ‘Besluit’ alle getrokken conclusies samen en vermeldt het suggesties voor de opvolging van deze masterproef.

## 1.3 Platform

Het platform waar in deze masterproef mee gewerkt wordt, bestaat uit drie componenten: het type onbemand vliegtuig, de boordcomputer en de firmware. Deze sectie beschrijft de verschillende alternatieven en de keuze voor elk van deze componenten.

Ten eerste is er het type onbemand vliegtuig. Deze masterproef beschrijft een transitievliegtuig dat de VertiKUL wordt genoemd. Figuur 1.1 toont de VertiKUL als synergie tussen een quadcopter, zijnde een multicopter met vier propellers en een conventioneel vliegtuig. Sectie 2.1 beschrijft de keuze van de configuratie van de VertiKUL.

Daarnaast stuurt een boordcomputer of automatische piloot de motoren van de VertiKUL aan. In deze boordcomputer zijn interne sensoren zoals een accelerometer, een gyroscoop, een kompas en een barometer aanwezig. Ook zijn er externe sensoren zoals een GPS-module en eventueel een sonar op aangesloten. *PX4* is een opensource-, openhardwareproject dat een boordcomputer voorziet aan de academische, industriële en hobbygemeenschap. *PX4* stelt twee verschillende boordcomputers beschikbaar: de *PX4FMU* [5], ook *PX4-v1* genoemd en de *Pixhawk* [6], ook *PX4-v2* genoemd. De *Pixhawk* (figuur 1.2 a) is een alles-in-één-combinatie van de *PX4FMU* (figuur 1.2 b) en de *PX4IO*-invoeruitvoer-module [7] (figuur 1.2 c). Een derde boordcomputer is de *APM 2.6* [8] (of oude *APM 2.5*) en is gebaseerd op de *Arduino Mega 2560* microcontrollermodule [9]. Het wordt uitgebracht onder het *ArduPilot* (of *APM*) opensource-, openhardwareproject [10], de tegenhanger van *PX4*. De *APM 2.6* (figuur 1.2 d) wordt ook *ArduPilot* of *APM* genoemd, maar in deze masterproef zal enkel de term *ArduPilot* gebruikt worden. In deze masterproef wordt ervoor gekozen om het vliegtuig met een *Pixhawk* aan te sturen omwille van de grotere rekenkracht en opslagcapaciteit ten opzichte van een *ArduPilot*. De technische specificaties van de *Pixhawk* en de *ArduPilot* zijn te vinden in tabel B.1.



Figuur 1.2: Boordcomputers. (a) Pixhawk, (b) *PX4FMU*, (c) *PX4IO* en (d) *APM 2.6* of *ArduPilot*.

Tot slot is er de firmware. Dit is de gecompileerde broncode die naar de boordcomputer geüpload wordt en op basis van sensorwaarden de stuursignalen naar de motoren berekent. De firmware uitgebracht onder het *PX4*-project wordt *Pixhawk* genoemd. De firmware uitgebracht onder het *ArduPilot*-project wordt *ArduPilot* of *APM* genoemd. De namen *ArduPilot* of *APM* en *Pixhawk* verwijzen dus zowel naar het opensource-, openhardwareproject als naar de boordcomputer als naar de firmware. Echter, uit de context of door expliciete vermelding is duidelijk wat bedoeld wordt. De *ArduPilot*-firmware heeft drie takken, namelijk *ArduPlane*, *ArduCopter* en *ArduRover*, gebruikt voor het aansturen van respectievelijk onbemande vliegtuigen, multicopters en grondvoertuigen. De firmware gebruikt in deze masterproef wordt *ArduVTOL* genoemd, *VTOL* staat voor *Vertical Take-Off and Landing*. De

ArduVTOL-broncode is gebaseerd op ArduCopter en niet op de Pixhawk-broncode omwille van de duidelijke structuur en de grote online community en documentatie. Het is dus mogelijk ArduPilot-firmware naar een Pixhawk-boordcomputer te uploaden, althans voor sommige versies van de broncode en met behulp van een speciale compileeromgeving *PX4 Toolchain* [11].

## 1.4 Literatuurstudie

Onbemande vliegtuigen ook *Unmanned Aerial Vehicles (UAV's)* of *drones* genoemd zitten tegenwoordig erg in de lift. Oorspronkelijk werden ze ontwikkeld voor militaire toepassingen, maar tegenwoordig zijn ze ook commercieel beschikbaar. Door recente technologische ontwikkelingen zijn radiografisch bestuurbare (RC) vliegtuigen, helikopters en ook multicopters steeds toegankelijker geworden voor het brede publiek.

Ook op academisch niveau hebben onbemande vliegtuigen al een aantal jaar hun intrede gedaan als onderwerp van verschillende onderzoeksprojecten. Aansluitend op deze onderzoeken ontstaan er elk jaar nieuwe start-ups die onbemande vliegtuigen ontwikkelen voor een breed publiek of specifieke sector of toepassing. Een voorbeeld hiervan is Gatewing, een spin-off van de universiteit in Gent. De onbemande vliegtuigen ontwikkeld door Gatewing worden voornamelijk gebruikt voor surveillantie en het in kaart brengen van terrein [12].

De commercialiteit van onbemande vliegtuigen is echter niet zonder complicaties. Zo zijn er vragen op gebied van verzekering en privacy. Duidelijke richtlijnen en eventueel wetgeving voor onbemande vliegtuigen zijn noodzakelijk. De *Federal Aviation Administration (FAA)* in de Verenigde Staten hoopt in 2015 de eerste wetsvoorstellen met betrekking tot deze sector klaar te hebben. Europese regelgeving voor onbemande vliegtuigen wordt rond 2018 verwacht [13].

Naast de militaire, recreatieve en professionele toepassingen zoals surveillantie kunnen onbemande vliegtuigen ook gebruikt worden voor transport van bijvoorbeeld pizza's [14] of post. Maar ook medicatie zou op afgelegen of moeilijk bereikbare plaatsen gebracht kunnen worden. Matternet bijvoorbeeld is een project waarbij een netwerk van onbemande vliegtuigen pakketjes, maar ook medicatie tot bij klanten brengt [15]. Ook de grote webshop Amazon wil zo'n netwerk ontwikkelen (Prime Air [16]). Onbemande vliegtuigen die ter plaatse pakketjes afleveren, moeten in staat zijn verticaal te landen. Vliegtuigen die verticaal landen en opstijgen heten VTOL's, wat staat voor *Vertical Take-Off and Landing*. Hiertoe behoren multicopters en transitievliegtuigen, reeds besproken in sectie 1.1. Tabel 1.1 lijst de technische specificaties van enkele commerciële VTOL's op. Hierin staat de naam van de VTOL, de spanwijdte, de maximale snelheid, de vluchtduur, de actieradius, het leeggewicht en de maximale nuttige last. Het leeggewicht is de massa van het frame van de VTOL, de avionica, de aandrijving en de batterijmassa. De VTOL's in deze tabel worden hier kort toegelicht.



Figuur 1.3: Multicopter voor Amazons *Prime Air*-pakkettransport.

De *DJI Phantom 2* [17] is een bekende quadcopter en geldt qua vliegprestaties als referentie voor de doorsnee quadcopter van die grootte. De *Wingcopter* [18] is een VTOL van Duitse makelij. De vier propellers van de *Wingcopter* staan tijdens het opstijgen opwaarts gericht. Tijdens de transitie naar voorwaartse vlucht worden deze propellers door middel van een kettingsysteem naar voren gericht, terwijl de romp horizontaal blijft. In voorwaartse vlucht worden controlevlakken gebruikt om de *Wingcopter* te sturen en te stabiliseren. Dit type VTOL waarbij de propellers in plaats van de romp kantelen, wordt een tilt-rotor genoemd.

*Transition Robotics, Inc* produceert de *Quadshot* [19]. In deze VTOL is moeilijk een conventionele quadcopter of conventioneel vliegtuig te herkennen. De vier propellers stabiliseren de *Quadshot* in hovervlucht en zorgen voor de voorstuwing in voorwaartse vlucht. De *Quadshot* maakt gebruik van twee hoogte-rolroeren om in voorwaartse vlucht te sturen. Dit type VTOL waarbij de romp kantelt, wordt een tilt-romp genoemd.

*ATMOS UAV* [20] is een spin-off van de TU Delft en begon als een team met het doel mee te dingen in *the UAVForge challenge* [21]. Hun VTOL is momenteel nog in ontwikkeling, maar tabel 1.1 toont hun prototype, de *ATMOS UAV*, welke meedeed aan deze wedstrijd in 2012. Op het eerste gezicht lijkt deze VTOL sterk op de *Quadshot* en ook hier kantelt de romp tijdens de transitie naar voorwaartse vlucht. Toch zijn er enkele fundamentele verschillen in de aansturing tijdens voorwaartse vlucht. Bij de *ATMOS UAV* staan de propellers in de vorm van een plusteken. De bovenste en onderste propellers klappen tijdens voorwaartse vlucht in om de luchtweerstand te verminderen. Enkel de buitenste propellers worden dan gebruikt voor voortstuwing en om te sturen. De motoren van deze twee propellers kunnen namelijk door middel van servomotoren kantelen. Deze VTOL heeft ook geen controlevlakken. De *Quadshot* daarentegen heeft wel controlevlakken en de vier motoren staan vast.



De laatste rij van de tabel toont de *FireFLY6* [22]. Deze VTOL heeft zes propellers in een Y6-configuratie. Hierbij staan drie paren van twee propellers in een driehoek. Dit zorgt voor veel stuwkracht, maar is tegelijk minder energie-efficiënt doordat de schroefwinden van twee propellers boven elkaar interfereren. Net als de Wingcopter kantelen de propellers terwijl de romp van de VTOL horizontaal blijft. De FireFLY6 vliegt in voorwaartse vlucht als een vliegende vleugel en stuurt met behulp van hoogte-rolroeren.

Op basis van de specificaties van deze VTOL's wordt ervoor gekozen om de VertiKUL te ontwerpen naar een nuttige last van 1 kg. De uiteindelijke technische specificaties zoals spanwijdte, maximale snelheid en actieradius volgen uit het optimalisatie proces beschreven in hoofdstuk 2: 'Ontwerp'.

Ook onderzoeksprojecten over VTOL's worden in de literatuur gevonden. Hiervan zijn vier voorbeelden in tabel 1.2 te zien. De eerste VTOL is een staartlander. Deze ziet eruit als een tandemvliegtuig met twee propellers, maar is door de controle ook in staat verticaal op te stijgen, te hoveren en verticaal te landen. Verschillende publicaties van H. Stone et al uit 1996 tot en met 2007 beschrijven de controle van dit type VTOL [23].

De tweede VTOL is een quadcopter met twee vleugels op gemonteerd. In voorwaartse vlucht staan de vier propellers naar voren gericht en bevindt één vleugel zich boven de andere zoals bij een conventioneel dubbeldekkervliegtuig. Deze VTOL heeft geen controlevlakken. De sturing tijdens zowel hovervlucht als voorwaartse vlucht gebeurt net zoals bij de VertiKUL op basis van differentiële stuwkracht van de propellers. Deze quadcopter-dubbeldekker wordt beschreven in publicatie van V. Hrishikeshavan et al uit 2012 en 2013, maar meer publicaties hierover worden verwacht [24].

Een derde VTOL, ontwikkeld aan de Tohoku universiteit in Japan, is wederom een quadcopter met een vleugel op gemonteerd. Zoals bij de quadcopter dubbeldekker zijn er geen controlevlakken aanwezig en wordt enkel gebruik gemaakt van differentiële stuwkracht tijdens hovervlucht en voorwaartse vlucht. Deze VTOL en voorafgaand onderzoek worden in verschillende publicaties door A. Oosedo et al [25] uit 2010 tot en met 2013 beschreven. Toekomstige publicaties hierover worden verwacht.


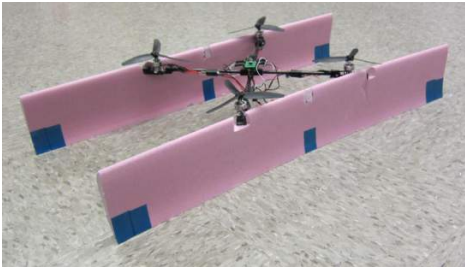
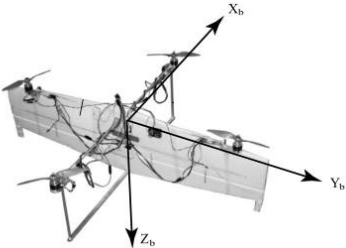

De masterproef van T. Smouter beschrijft een vierde VTOL [26]. Deze VTOL heeft de romp van een vliegtuig met daarop drie propellers. Een achterste propeller staat omhoog gericht en is op de staart gemonteerd. Twee andere propellers zijn op de vleugels gemonteerd en kunnen naar boven of naar voren gekanteld worden. In voorwaartse vlucht gebeurt de sturing door middel van controlevlakken. Dit type VTOL wordt een tricoptertilt-rotor genoemd.

In de literatuur worden ook verschillende controletechnieken geëvalueerd voor de aansturing van quadcopters en andere VTOL's. Een proefschrift van S. Bouabdallah vergelijkt de prestaties van enkele controletechnieken op een quadcopter [27]. Hieruit blijkt dat PID-controle de quadcopter goed kan stabiliseren tijdens hovervlucht als er niet te grote storingen zijn. Vooral de *integral backstepping* methode blijkt een performante controletechniek voor het stabiliseren van de quadcopter, zelfs in de aanwezigheid van grote storingen. In deze masterproef worden enkel PID-regelaars gebruikt voor het controleren van de attitude en hoogte omwille van de intuïtiviteit en de bewezen performantie in de ArduPilot-opensourcebroncode.

Tabel 1.1: Technische specificaties van enkele commerciële VTOL's

Afbeelding en Naam [bron]	Spanwijdte	Maximale snelheid	Vluchtduur	Actieradius (A→B)	Leeggewicht	Nuttige last
<p>DJI Phantom 2 [17]</p> 	0,35 m	55 km/h	25 min	23 km	1,0 kg	0,3 kg
<p>Wingcopter [18]</p> 	2 m	70 km/h	8-20 min	23 km	2,5 kg	0,4 kg
<p>Quadshot [19]</p> 	1 m	90 km/h	6-15 min	22 km	0,8 kg	0,2 kg
<p>ATMOS UAV (prototype) [20]</p> 	1,5 m	100 km/h	20-60 min	60 km	2,0 kg	0,5 kg
<p>FireFLY6 [22]</p> 	1,5 m	55 km/h	8-15 min	14 km	3,0 kg	0,7 kg

Tabel 1.2: Enkele onderzoeksprojecten over VTOL's

Afbeelding	Type - Universiteit of onderzoekscentrum - Auteurs [bron]
	<p>Tandemvliegtuig staartlander                      Universiteit Sydney, Australië                      H. Stone et al [23]</p>
	<p>Quadcopter-dubbeldekkervliegtuig                      Universiteit Maryland, Verenigde Staten                      V. Hrishikeshavan et al [24]</p>
	<p>Quadcoptervliegtuig                      Universiteit Tohoku, Japan                      A. Oosedo et al [25]</p>
	<p>Tricoptertilt-rotor                      Universiteit Waterloo, Canada (Ontario)                      T. Smouter [26]</p>

# Hoofdstuk 2

## Ontwerp

Dit hoofdstuk handelt over het initieel ontwerp van de VertiKUL. Het initieel ontwerp bestaat uit het bepalen van de configuratie en de dimensionering van het ontwerp. Een conceptgeneratie beschrijft verschillende mogelijke configuraties. De uiteindelijke configuratie wordt hierna geselecteerd aan de hand van bepaalde criteria. De dimensionering van het ontwerp gebeurt door middel van een numerieke optimalisatie naar actieradius, kruissnelheid en nuttige last in Matlab. Er wordt uiteindelijk één oplossing weerhouden die voldoet aan de ontwerpspecificaties bepaald in hoofdstuk 1, de VertiKUL. Andere oplossingen worden ook berekend om de invloed van de ontwerpspecificaties op de bekomen oplossing te onderzoeken. Als laatste worden de benodigde onderdelen voor de VertiKUL gezocht.

Hoofdstuk 1: ‘Inleiding’ omschrijft de ontwerpspecificaties. Deze zijn samengevat:

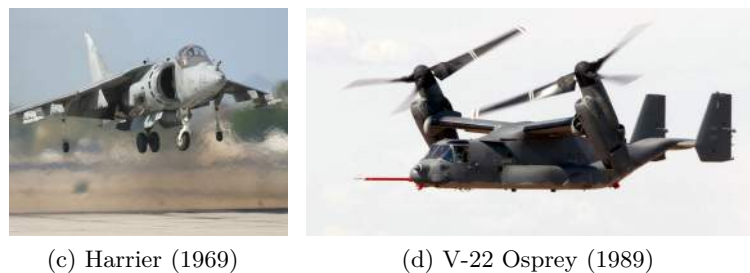
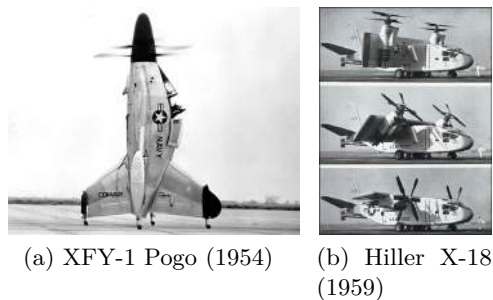
- Verticaal opstijgen en landen (VTOL).
- Behalve motoren voor de aandrijving geen extra actuatoren.
- Vervoeren van een pakket met een maximale massa van 1 kg.

### 2.1 Configuratie

Deze sectie stelt mogelijke configuraties voor. Om het ontwerp zo eenvoudig mogelijk te houden, worden zo weinig mogelijk motoren gebruikt. Daarom zorgt dezelfde aandrijving voor zowel het verticaal opstijgen en landen als voor de voorwaartse vlucht. *Vector-thrust* zoals bij de Harrier (figuur 2.1c) of kantelbare vleugels en/of motoren (ENG: *tilt-wing & tilt-rotor*) zoals bij de Hiller X-18 en de V-22 Osprey (figuur 2.1b en 2.1d) zijn uitgesloten, omdat hiervoor extra actuatoren vereist zijn. De enige mogelijke oplossing voor dit probleem is bijgevolg een staartlander (ENG: *tailsitter*), zoals de XFY-1 Pogo (figuur 2.1a). Hierdoor zijn een gebruikelijke romp en staart zoals bij conventionele vliegtuigen niet mogelijk omdat deze in de weg zouden zitten wanneer de VertiKUL aan de grond staat. Omdat de VertiKUL op zijn staart staat, wordt het pakket langs de achterkant in de romp geschoven.

Stuurvlakken zoals rolroeren, hoogteroer en richtingsroer vereisen ook extra actuatoren en zijn niet toegelaten volgens de specificaties. Bijgevolg moeten de motoren naast voortstuwing ook zorgen voor sturing en stabilisatie, zoals het geval is bij multicopters. Een quadcopter heeft vier elektrische motoren. Dat is het minimaal aantal motoren waarbij volledige controle mogelijk is. Een tricopter, met drie motoren, heeft voor volledige controle nog een extra actuator nodig zoals weergegeven in figuur 2.2. Deze actuator kantelt de derde propeller om een compenserend giermoment op te wekken.

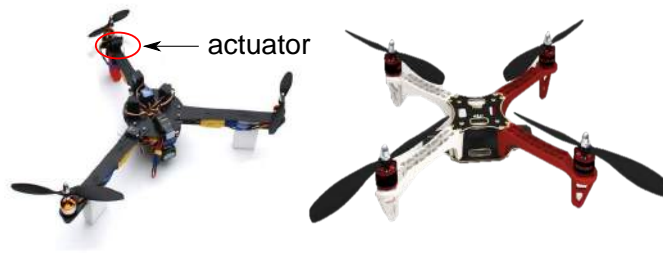
Al deze overwegingen in acht genomen, komt het concept van een staartlander vliegtuig met een passieve vleugel gecombineerd met vier propellers naar voor. Figuur 2.3 toont het krachtenevenwicht van een staartlander. Tijdens de hovervlucht compenseert de stuwkracht van de propellers  $T_{prop}$  de zwaartekracht  $W$ . Tijdens de voorwaartse vlucht compenseert de liftkracht van de vleugels  $L_{wing}$  de zwaartekracht. De stuwkracht van de propellers compenseert nu de luchtweerstand  $D$ . Voor dit concept zijn verschillende configuraties tussen vleugels en propellers mogelijk. Deze worden hierna besproken.



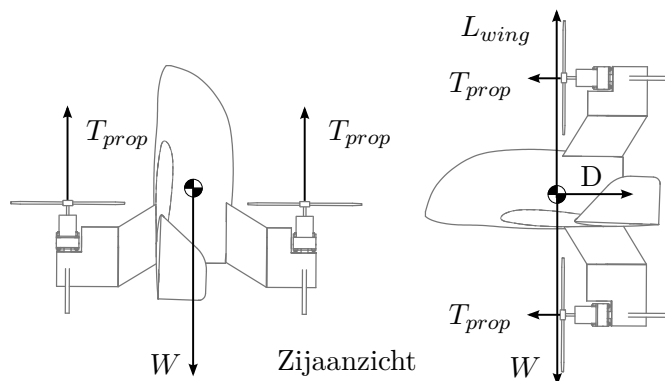
Figuur 2.1: Verschillende VTOL concepten uit de bemande luchtvaart.

### 2.1.1 Algemene vereisten

Deze sectie somt in volgorde van belangrijkheid de vereisten op waar de gekozen configuratie aan moet voldoen. De verschillende configuraties worden aan deze vereisten getoetst in tabel 2.1.



Figuur 2.2: Tricopter met drie propellers en één actuator (links), quadcopter met vier propellers (rechts).



Figuur 2.3: Krachtenevenwicht van een staartlander in hovervlucht (links) en voorwaartse vlucht (rechts).

### Integratie pakket

Niet alle pakketten wegen evenveel. De VertiKUL moet echter in alle gevallen stabiel blijven tijdens de voorwaartse vlucht, m.a.w. het zwaartepunt mag niet verplaatsen. Dit impliceert dat het zwaartepunt van het pakket samen moet vallen met het zwaartepunt van de lege VertiKUL. De configuratie moet dus toelaten om het pakket gemakkelijk in het midden van de vleugel onder te brengen. Figuur 2.5 toont bijvoorbeeld hoe de +-configuratie geen gemakkelijke integratie van het pakket toelaat.

### Structuur

Eén van de specificaties is dat er geen actuators behalve de motoren gebruikt mogen worden. Mechanische simpliciteit is hierdoor gewaarborgd. Configuraties die dit verder in de hand werken en ook structureel eenvoudig zijn, krijgen de voorkeur. Structurele eenvoud impliceert ook een lichte en robuuste structuur.

### Aerodynamica

Configuraties met lage luchtweerstand verhogen de actieradius. Een hoge aspect ratio  $AR$  veroorzaakt minder geïnduceerde weerstand. Een configuratie met veel rechte hoeken heeft meer interferentieweerstand.

Om een kracht- en momentevenwicht mogelijk te maken, moeten twee tegenoverstaande propellers telkens in dezelfde richting draaien, zie ook sectie 3.1.3. Dit zorgt tijdens voorwaartse vlucht voor een asymmetrische luchtstroming bij bepaalde configuraties. Figuur 2.4 toont de geïnduceerde wervelwind en de draaizin van de propellers van de +-configuratie en H-configuraties. Bij de +-configuratie is er links destructieve en rechts constructieve interferentie tussen de geïnduceerde wervelwind en de schroefwind van de propellers aan de vleugeluiteindes. Dit zorgt voor een asymmetrische krachtwerking op de vleugel en brengt een ongewenst vliegtuiggiermoment tijdens de voorwaartse vlucht met zich mee. De H-configuratie heeft daarentegen een symmetrische luchtstroming en dus geen ongewenst giermoment.

### Statische stabiliteit

Omdat de VertikUL een staartlander is en dus geen conventionele staart heeft, moet op andere manieren statische stabiliteit verzekerd worden. Longitudinale stabiliteit wordt verzekerd door het zwaartepunt voor het aerodynamisch centrum te plaatsen. Dit kan bereikt worden met vleugelpeiling waardoor het aerodynamisch centrum naar achteren verplaatst.

Een verticaal staartvlak is niet mogelijk, dus moet directionele stabiliteit verzekerd worden door winglets. Hoewel winglets typisch gebruikt worden voor het reduceren van luchtweerstand tijdens voorwaartse vlucht, is dit hier niet het hoofddoel. Configuraties die geen motoren aan de vleugeluiteindes hebben verdienen dus de voorkeur.

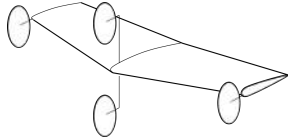
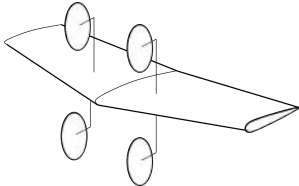
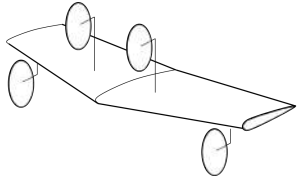
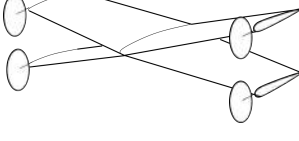
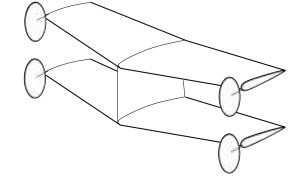
### Dynamica

De dynamica rond de rol-, stamp- en gier-assen wordt bepaald door het traagheidsmoment en de momentarm van de motoren rond deze assen. Hogere dynamica is voordelig voor de regeling van de boordcomputer.

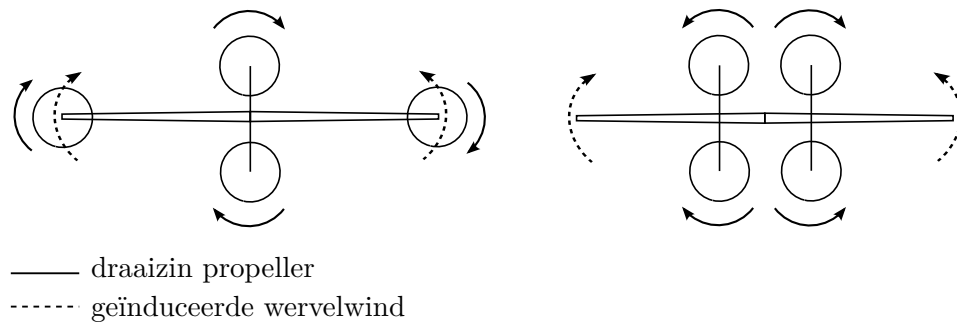
#### 2.1.2 Conceptueel ontwerp

Op basis van de vereisten wordt de H-configuratie weerhouden als uiteindelijke configuratie. De structuur is eenvoudig. Er zijn twee staven nodig voor de motoren en één voor de vleugel. Er wordt gekozen voor een laagdekker, zodat de vleugel uit één stuk gemaakt kan worden. De structuur van de romp waarborgt een goede torsiestijfheid tussen de twee verticale armen. De voornaamste reden waarom niet voor de +-configuratie gekozen wordt is omdat de luchtstroming asymmetrisch is tijdens voorwaartse vlucht en omdat het pakket moeilijk onder te brengen is in de structuur, omdat de verticale staaf onderbroken moet worden, zie figuur 2.5.



Configuratie	Voordelen	Nadelen
 <p>+-Configuratie</p>	Lichte en sterke structuur. Relatief weinig luchtweerstand.	Assymetrische luchtstroom. Moeilijke integratie pakket. Winglets niet efficiënt want in schroefwind propeller.
 <p>H-Configuratie</p>	Lichte en sterke structuur. Eenvoudige integratie pakket. Symmetrische luchtstroming.	Kleinere momentarm om as loodrecht op vleugel. Veel interferentieweerstand door het aantal rechte hoeken.
 <p>M-Configuratie</p>	Grotere momentarm rond as loodrecht op vleugel. Symmetrische luchtstroming. Makkelijke integratie pakket.	Zware, complexe structuur. Veel interferentieweerstand.
 <p>X-Configuratie</p>	Kleine spanwijdte. Grote momentarmen. Symmetrische luchtstroming.	Lage $AR$ . Veel interferentieweerstand. Zware, complexe structuur. Moeilijke integratie pakket.
 <p>Dubbeldekker</p>	Kleine spanwijdte. Makkelijke integratie pakket. Grote momentarmen.	Lage $AR$ . Zware, complexe structuur. Veel interferentieweerstand.

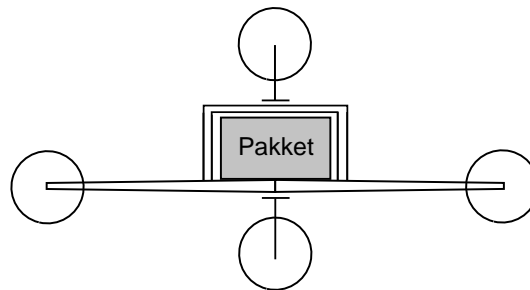
Tabel 2.1: Vergelijking van de configuraties.



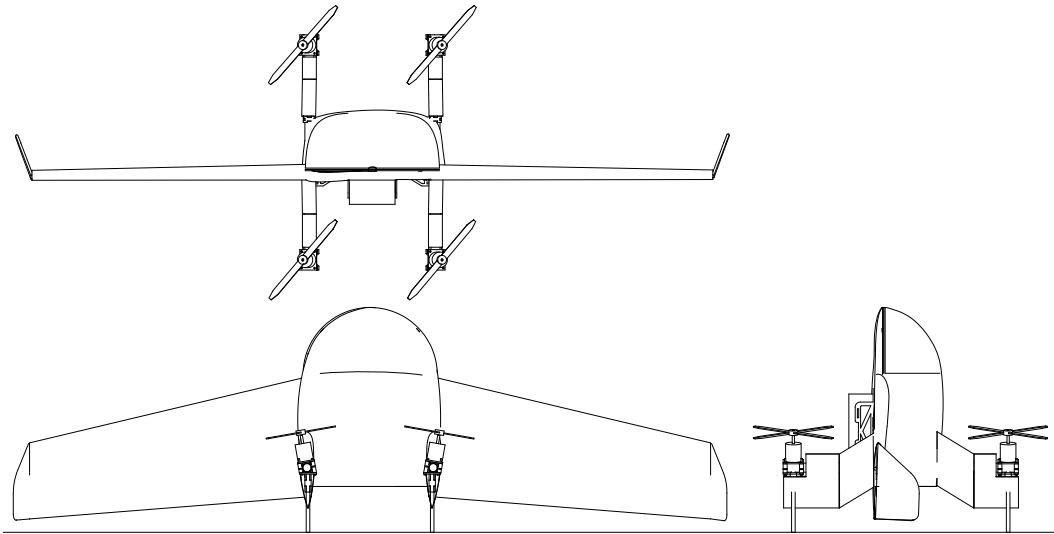
Figuur 2.4: De verschillende werfelwind interacties bij de +-configuratie (links) en de H-configuratie (rechts).

De vleugel heeft een lichte peiling om het aerodynamisch centrum voldoende naar achteren te plaatsen en om de momentarm van de winglets te vergroten. De vleugeluiteindes mogen echter de grond niet raken. De propellers zijn ingebouwd onder een hoek zodat een grotere gierdynamiek bekomen wordt. Dit wordt verder uitgelegd in sectie 3.1.3.

Figuur 2.6 toont reeds het gedetailleerd ontwerp van de VertikUL. Tabel 2.2 geeft de ontwerpparameters weer. Deze worden in sectie 2.4 geïmplementeerd. Ten slotte toont hoofdstuk 5: ‘VertikUL: realisatie en experimenten’ het gedetailleerd ontwerp.



Figuur 2.5: Moeilijke integratie van het pakket in de +-configuratie.



Figuur 2.6: Ontwerp van de VertikUL.

## 2.2 Formulering van het optimalisatieprobleem

De ontwerpparameters, getabelleerd in tabel 2.2, worden geïoptimaliseerd naar maximale actieradius onder bepaalde randvoorwaarden. Het optimalisatieprobleem maximaliseert voor een bepaalde nuttige last  $m_{pld}$  de actieradius  $R$  van de VertikUL. De volgende randvoorwaarden zijn van toepassing:

- De nuttige last  $m_{pld}$  bedraagt 1 kg.
- De VertikUL heeft 1 minuut nodig om op te stijgen en te landen. De hovervluchtduur  $t_{hov}$  bedraagt dus 1 min.
- Het maximale gevraagde toerental van de propellers  $RPM_{max}$  mag de structurele limiet  $RPM_{max,struct}$  niet overschrijden.
- De diameter van de propellers  $D_{prop}$  mag niet groter zijn dan een bepaalde maximale diameter  $D_{prop,max}$  die afhankelijk is van de geometrie van de VertikUL.
- De spanwijdte  $b$  is beperkt tot 2 m om praktische redenen.
- De nuttige last moet minstens 10% bedragen van het totaal gewicht  $m_{tot}$ . Hierdoor blijft de VertikUL handelbaar en niet te zwaar in vergelijking met het pakket.

Maximaliseer Ontwerpparameters	$R$	
Randvoorwaarden	$m_{pld}$	$= 1 \text{ kg}$
	$t_{hov}$	$= 1 \text{ min}$
	$RPM_{max}$	$< RPM_{max,struct}$
	$D_{prop}$	$\leq D_{prop,max}$
	$b$	$\leq 2 \text{ m}$
	$mf_{pld}$	$\geq 0,10$

Dit is, zoals bijna alle ontwerpopdrachten in de luchtvaart, een niet-lineair probleem. Het probleem is ook niet-continu, want het bevat discrete ontwerpparameters. Er is immers een eindig aantal beschikbare propellers en profielen. Het probleem is niet analytisch oplosbaar en wordt numeriek opgelost in sectie 2.4.

### 2.2.1 Afleiding actieradius

Deze sectie onderzoekt welke factoren een invloed hebben op de actieradius. Hiervoor wordt de actieradius analytisch bepaald. In deze afleiding wordt de hovervluchtduur verwaarloosd ten opzichte van de voorwaartse vluchtduur. Er wordt aangenomen dat de VertiKUL met een constante snelheid van A naar B vliegt. Deze afleiding is geldig voor elk elektrisch propeller aangedreven vliegtuig.

De actieradius  $R$  is het product van de vluchtduur  $t$  en de kruissnelheid  $v_c$ .

$$R = t v_c \tag{2.1}$$

De vluchtduur is afhankelijk van de opgeslagen energie in de batterij  $E_{bat}$  en het vermogen dat de batterij levert  $P_{bat}$ . Omdat de batterij niet volledig ontladen mag worden zodat deze langer meegaat, wordt een fractie  $f_{bat}$  ingevoerd.

$$t = \frac{f_{bat} E_{bat}}{P_{bat}} \tag{2.2}$$

Het vermogen verbruikt door avionica (ontvanger, sensoren, GPS, ...) wordt verwaarloosd. Er wordt aangenomen dat het vermogen onttrokken aan de batterij volledig naar de propulsiegroep gaat. De propulsiegroep bestaat uit batterij, snelheidsregelaar (ENG: *electronic speed controller (ESC)*), motor en propeller.

De propeller levert een stuwkracht  $T_{prop}$ . Het vermogen  $P_{prop}$  dat de propeller levert aan het vliegtuig is:

$$P_{prop} = T_{prop} v_c \tag{2.3}$$

Tijdens voorwaartse vlucht is de stuwkracht gelijk aan de luchtweerstand  $D$  (ENG: *drag*). De luchtweerstand is afhankelijk van het totaal gewicht  $W_{tot} = m_{tot} g$  en de

aerodynamische efficiëntie  $\epsilon$ . Dit is de verhouding tussen de liftcoëfficiënt  $C_L$  en de weerstandscoëfficiënt  $C_D$  van het vliegtuig.

$$\begin{aligned} T_{prop} = D &= W_{tot} \frac{1}{\epsilon} \\ &= W_{tot} \frac{C_D}{C_L} \end{aligned} \quad (2.4)$$

Substitutie van  $T_{prop}$  in vergelijking 2.3:

$$P_{prop} = \frac{W_{tot}}{C_L/C_D} v_c \quad (2.5)$$

Het vermogen dat onttrokken wordt aan de batterij is echter groter dan het vermogen geleverd door de propeller, omdat elke component in de propulsiegroep een deel van het vermogen omzet in warmte. Dit wordt uitgedrukt met een rendement  $\eta_{propulsie}$ .

$$P_{bat} = \frac{P_{prop}}{\eta_{esc} \eta_{mot} \eta_{prop}} = \frac{P_{prop}}{\eta_{propulsie}} \quad (2.6)$$

Substitutie van  $P_{prop}$  in vergelijking 2.6:

$$P_{bat} = \frac{W_{tot} v_c}{C_L/C_D \eta_{propulsie}} \quad (2.7)$$

Tijdens voorwaartse vlucht is de liftkracht gelijk aan het gewicht. Hieruit volgt de benodigde kruissnelheid:

$$\begin{aligned} W_{tot} = L &= C_L \frac{1}{2} \rho v_c^2 S \\ v_c &= \sqrt{\frac{2 W_{tot}/S}{\rho C_L}} \end{aligned} \quad (2.8)$$

Substitutie van  $v_c$  in vergelijking 2.7 geeft:

$$P_{bat} = W_{tot} \sqrt{\frac{2 W_{tot}/S}{\rho}} \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \frac{1}{\eta_{propulsie}} \quad (2.9)$$

Zoals wordt verklaard in sectie 2.3.2, kan de energie van de batterij evenredig met de batterijmassa verondersteld worden met als evenredigheidsfactor de energiedensiteit  $k_{bat}$ . De verhouding van de batterijmassa tot het totaal gewicht is de batterijmassafractie  $m_{f_{bat}}$  en  $g$  is de gravitatieconstante. Substitutie van  $P_{bat}$  in vergelijking 2.2 geeft de vluchtduur:

$$t = \frac{k_{bat}}{g} f_{bat} m_{f_{bat}} \frac{C_L^{3/2}}{C_D} \sqrt{\frac{\rho}{2 W_{tot}/S}} \eta_{propulsie} \quad (2.10)$$

Substitutie van  $t$  in vergelijking 2.1 geeft uiteindelijk de te maximaliseren actieradius.

$$R = \frac{k_{bat}}{g} f_{bat} m_{f_{bat}} \frac{C_L}{C_D} \eta_{propulsie} \quad (2.11)$$

De actieradius is maximaal als gevlogen wordt aan de maximale aerodynamische efficiëntie  $C_L/C_D$  en op dat moment is de luchtweerstand minimaal (vergelijking 2.4). Indien een symmetrisch kwadratisch verband aangenomen wordt tussen lift en luchtweerstand dan geldt:

$$C_D = C_{D0} + k C_L^2 \quad (2.12)$$

met  $C_{D0}$  de weerstandcoëfficiënt bij nul-lift en  $k$  een evenredigheidsfactor afhankelijk van de efficiëntie van de vleugel.

$$\begin{aligned} D &= C_D \frac{1}{2} \rho v_c^2 S \\ &= \frac{1}{2} \rho v_c^2 S C_{D0} + k \frac{W_{tot}^2}{\frac{1}{2} \rho v_c^2 S} \\ \frac{\partial D}{\partial v_c} &= \rho v_c S C_{D0} - 2 k \frac{W_{tot}}{\frac{1}{2} \rho v_c^3 S} \stackrel{!}{=} 0 \end{aligned} \quad (2.13)$$

De kruissnelheid  $v_c^*$  die de weerstand minimaliseert en dus actieradius maximaliseert is:

$$(v_c^*)^2 = 2 \left( \frac{W_{tot}}{\rho S} \right) \sqrt{\frac{k}{C_{D0}}} \quad (2.14)$$

Enkele belangrijke conclusies:

- De actieradius is maximaal als de benodigde energie per eenheid afgelegde afstand minimaal is. Dit doet zich voor als gevlogen wordt aan  $v_c^*$  waarbij de luchtweerstand en de benodigde stuwkracht minimaal is en waarbij de aerodynamische efficiëntie  $C_L/C_D$  maximaal is.
- Hoe groter de nulweerstand  $C_{D0}$  en hoe lager de vleugelbelasting  $W_{tot}/S$ , hoe lager de optimale kruissnelheid voor maximale actieradius (vergelijking 2.14).
- Hoe hoger de energiedensiteit  $k_{bat}$  van de batterij, hoe groter de actieradius.
- Hoe groter de massafactie  $m_{f_{bat}}$  van de batterij, hoe groter de actieradius. Bij een theoretisch optimaal ontwerp is de totale massa dus volledig toegewezen aan de batterij.
- Hoe hoger het rendement  $\eta$  van elk onderdeel in de propulsiegroep, hoe groter de actieradius.

## 2.3 Modelling van de onderdelen

Om de totale massa  $m_{tot}$  te kunnen schatten, is een goed massamodel nodig voor elk van de onderdelen van de VertiKUL. Deze sectie stelt voor elk van de onderdelen een model voor. Deze schattingen zijn benaderend, maar volstaan voor het preliminair ontwerp.

$$m_{tot} = m_{fix} + m_{bat} + m_{body} + m_{wing} + 4(m_{mot} + m_{esc} + m_{prop}) \quad (2.15)$$

### 2.3.1 Vaste massa's

Sommige onderdelen hebben een massa die onafhankelijk is van de dimensionering van andere onderdelen. Dit is de nuttige last  $m_{pld}$  en de avionica  $m_{av}$ . De avionica bestaat uit de ontvanger, regelaar, batterij-eliminator-circuit (BEC), GPS, telemetriemodule en camera.

$$m_{fix} = m_{av} + m_{pld} \quad (2.16)$$

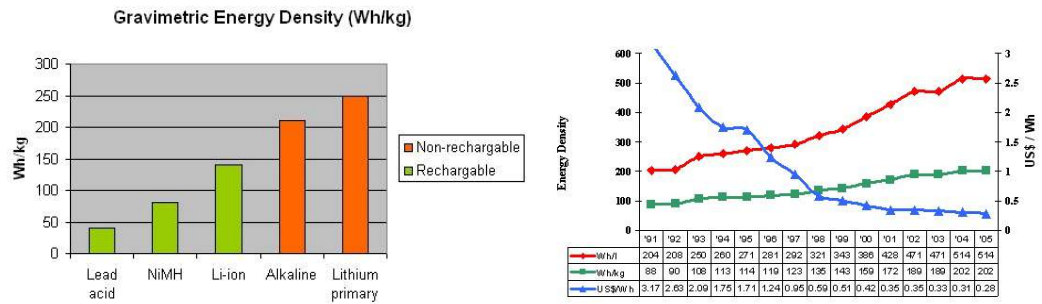
### 2.3.2 Batterij

Elektrochemische batterijen slaan energie op. Tijdens het ontladen kunnen ze de chemisch opgeslagen energie omzetten in elektrische energie. Voor luchtvaarttoepassingen is de gravimetrische energiedensiteit  $k_{bat}$  in Wh/kg, hierna kortweg energiedensiteit genoemd, de belangrijkste eigenschap. Dit drukt uit hoeveel energie de batterij kan opslaan per eenheid batterijmassa. De volumetrische energiedensiteit in Wh/m<sup>3</sup> heeft betrekking tot het batterijvolume. Dit bepaald het volume van de batterij, maar heeft een verwaarloosbare invloed op de selectie van de batterij aangezien de massa een belangrijkere invloed heeft op de prestaties van vliegende toepassingen. Een tweede belangrijke eigenschap is het maximaal leverbaar vermogen. Dit is voornamelijk begrensd door de interne weerstand van de batterij.

Er bestaan verschillende technologieën. Op dit moment (2014) is Lithium-ion (meer bepaald Lithium-ion-polymeer (Lipo), waarbij het elektrolyt een gel is in plaats van een vloeistof) het meest in gebruik bij onbemande luchtvaart. Ten eerste heeft deze technologie een superieure energiedensiteit ten opzichte van lood-zuur, nikkel-cadmium (NiCd) of nikkel-metaal-hydride (NiMH), zoals getoond in figuur 2.7a. Een tweede reden is de prijsdaling van Lithium-ion-batterijen voornamelijk veroorzaakt door de ontwikkeling van smartphones. De evolutie van Lithium-ion-batterijen is weergegeven in figuur 2.7b. Commercieel beschikbare Lipo-batterijen hebben nu een energiedensiteit van ongeveer 150 Wh/kg. Een ontwikkeling van de laatste jaren is Lithium-zwavel (Li-S). Deze technologie maakt energiedensiteiten van ongeveer 500 Wh/kg [28] mogelijk, maar is nog niet commercieel beschikbaar.

Om een hoog aantal laad en ontlad cycli mogelijk te maken, wordt de batterij slechts 80% ontladen. De factor  $f_{bat}$  brengt dit in rekening. Het gebruikte model veronderstelt een constante celspanning en energiedensiteit.

## 2. ONTWERP



(a) Energiedensiteiten van verschillende technologieën [29]      (b) Evolutie van Lithium-ion-batterijen [30]

Figuur 2.7: Informatie over batterijen.

$$\begin{aligned}
 k_{bat} &= 150 \text{ Wh/kg} \\
 f_{bat} &= 0,80 \\
 m_{bat} &= \frac{E_{bat}}{k_{bat}} \\
 U_{cell} &= 3,7 \text{ V}
 \end{aligned}
 \tag{2.17}$$



### 2.3.3 Elektrische motor

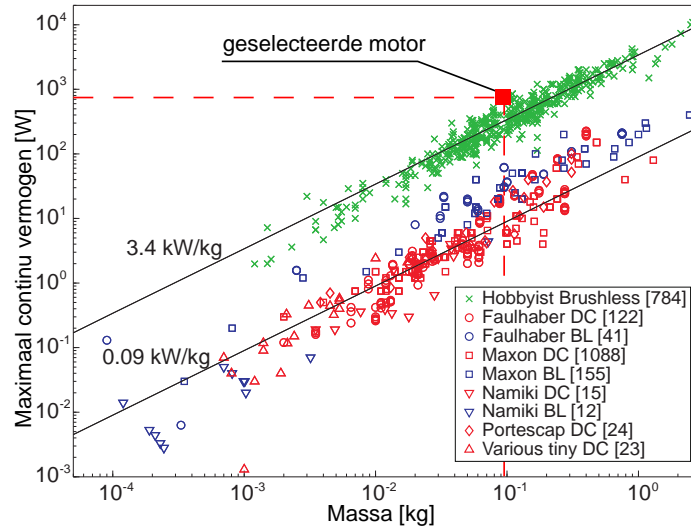
Een elektrische motor zet elektrische energie om in mechanische energie. Twee belangrijke groepen zijn de geborstelde en borstelloze motoren (ENG: *brushed* en *brushless motors*). Deze werken beide met een wisselend elektromagnetisch veld tussen stator en rotor. Een commutator zet de gelijkstroom van de batterij om in een wisselstroom. Bij geborstelde motoren gebeurt dit mechanisch door middel van koolstofborstels. Bij borstelloze motoren gebeurt dit door een elektronische snelheidsregelaar (ESC) die tevens de snelheid regelt.

Borstelloze motoren hebben vele voordelen ten opzichte van geborstelde motoren zoals een hogere efficiëntie, hoger geleverd koppel, meer vermogen per eenheid massa, minder slijtage, hogere betrouwbaarheid, minder elektromagnetische interferentie (EMI) enzovoort. Het nadeel is dat een elektrische snelheidsregelaar nodig is, maar dit weegt niet op tegen de voordelen. Binnen de categorie borstelloze motoren, bestaan er nog twee soorten: de binnenloper- en buitenlopermotoren. Het verschil is dat de rotor bij buitenlopers langs de buitenkant van de motor zit en bij binnenlopers binnenin de motor. Buitenlopers genereren meer koppel bij een lager toerental en daarom kan de propeller direct aan de as van de motor gekoppeld worden, zonder het gebruik van een reductiekast. De keuze valt op een borstelloze buitenloper.

Belangrijke eigenschappen van een elektrische motor zijn het maximaal continu vermogen  $P_{max}$  uitgedrukt in Watt, het rendement  $\eta_{mot}$  en het kv-getal uitgedrukt in RPM/V. Dit is het aantal toeren per minuut dat de onbelaste motor draait per eenheid aangelegde spanning.

De massa van de motor wordt geschat aan de hand van het maximaal continu vermogen en de vermogensdichtheid  $k_{mot}$ . Een databank werd gecreëerd en een interpolatie, zie figuur 2.8, toont dat deze waarde rond 3400 W/kg ligt voor hobbyist borstelloze motoren. De geselecteerde motor heeft uiteindelijk een vermogensdichtheid van 5300 W/kg, deze waarde is echter slechts een benadering omdat het maximaal vermogen niet gegeven is door de fabrikant. Het rendement van een motor is afhankelijk van het toerental, maar wordt constant verondersteld. Een realistische waarde hiervoor is 70%<sup>[1]</sup>. Dit wordt ook bevestigd uit het propeller stuwkracht experiment (bijlage E).

$$\begin{aligned}
 m_{mot} &= \frac{P_{max}}{k_{mot}} \\
 k_{mot} &= 3400 \text{ W/kg} \\
 \eta_{mot} &= 0,70
 \end{aligned}
 \tag{2.18}$$



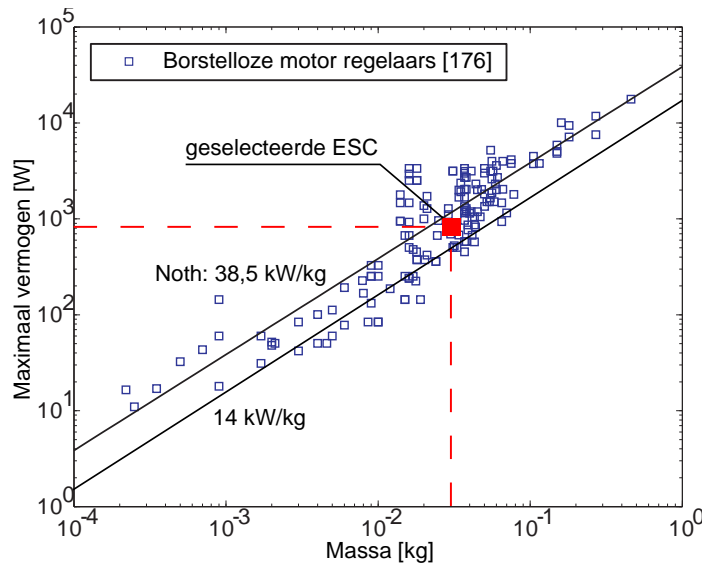
Figuur 2.8: Vermogenmassaverhouding van commerciële motoren volgens de specificaties van de fabrikant uit Noth[1].

### 2.3.4 Elektrische snelheidsregelaar

Een elektrische snelheidsregelaar van een borstelloze motor zet de gelijkstroom van de batterij om in drie sinusodiële signalen die gesynchroniseerd zijn met de positie van de rotor van de motor. Figuur 2.9 toont de interpolatie van een databank. Hieruit volgt een lineair verband tussen maximaal vermogen en massa met een evenredigheidsfactor van 38,5 kW/kg. Uit wegingen van verschillende ESC's uit de vermogenklasse van toepassing blijkt echter dat deze waarde te hoog ingeschat is. Dit komt omdat de databank uit Noth[1] vooral ESC's met een hoog rendement beschouwt. Deze hebben bredere kabels en grotere componenten en wegen dus meer. Een evenredigheidsfactor van 14 kW/kg wordt gebruikt. De geselecteerde ESC heeft echter een vermogendichtheid van 26 kW/kg.

Om het vermogen te regelen, schakelt de regelaar de spanning heel snel aan en uit. Bij elke schakeling gaat energie verloren. Het rendement van een elektrische snelheidsregelaar is daarom het hoogst bij maximaal vermogen, wanneer de regelaar de stroom continu doorlaat. Het rendement wordt echter constant aangenomen met een waarde van 90%. Bij de optimalisatie van het ontwerp blijkt echter dat hoversvlucht en voorwaartse vlucht ver uit elkaar liggen in vermogen, wat dus een slechte efficiëntie in voorwaartse vlucht betekent. Een ESC model met een efficiëntie afhankelijk van het vermogen zou dus beter zijn.

$$\begin{aligned}
 m_{esc} &= \frac{P_{max,esc}}{k_{esc}} \\
 k_{esc} &= 14000 \text{ W/kg} \\
 \eta_{esc} &= 0,90
 \end{aligned}
 \tag{2.19}$$



Figuur 2.9: Vermogenmassaverhouding van elektrische snelheidsregelaars uit Noth[1].

### 2.3.5 Structuur

De structuur van de VertiKUL bestaat uit vleugel en romp (zonder nuttige last en propulsiegroep). De massa van de structuur is dus:

$$m_{struct} = m_{wing} + m_{body} \quad (2.20)$$

#### Romp

Deze sectie beschrijft twee modellen om de massa en de luchtweerstand van de romp te schatten.

**Massa** Volgens de UAV-databank van Gundlach[31] bedraagt de massa van de romp ongeveer 15% van het totale gewicht. Dit houdt echter geen rekening met de massa van de nuttige last. Immers, hoe zwaarder de nuttige last, hoe sterker de romp uitgevoerd moet worden om deze nuttige last te kunnen dragen. Daarom wordt een bijdrage toegevoegd dat dit verband in rekening brengt.

$$m_{body} = 0,15 m_{tot} + 0,05 m_{pld} \quad (2.21)$$

Dit model blijkt echter een overschatting te zijn. De geschatte massa van de romp is 1027 g terwijl de werkelijke massa slechts 776 g bedraagt.

**Weerstandscoefficiënt** Uit vergelijking 2.11 blijkt dat de actieradius recht evenredig is met de aerodynamische efficiëntie  $C_L/C_D$ . Om dit getal te kunnen berekenen, is onder andere een schatting nodig van de weerstandscoefficiënt van de romp  $C_{D,body}$ . Figuur 2.10a toont de bematingen van de romp. De grootte van de romp is afhankelijk van de gemiddelde geometrische koorde  $c$ . De geometrische verhoudingen tussen de zijden worden vastgelegd op basis van reeds bestaande onbemande vliegtuigen. Door deze verhoudingen te definiëren wordt de dimensionering in sectie 2.4 vereenvoudigd.

$$k_{wl} = \frac{w_{body}}{l_{body}} = 0,75 \quad k_{hw} = \frac{h_{body}}{w_{body}} = 0,50 \quad k_{lc} = \frac{l_{body}}{c} = 1,60 \quad (2.22)$$

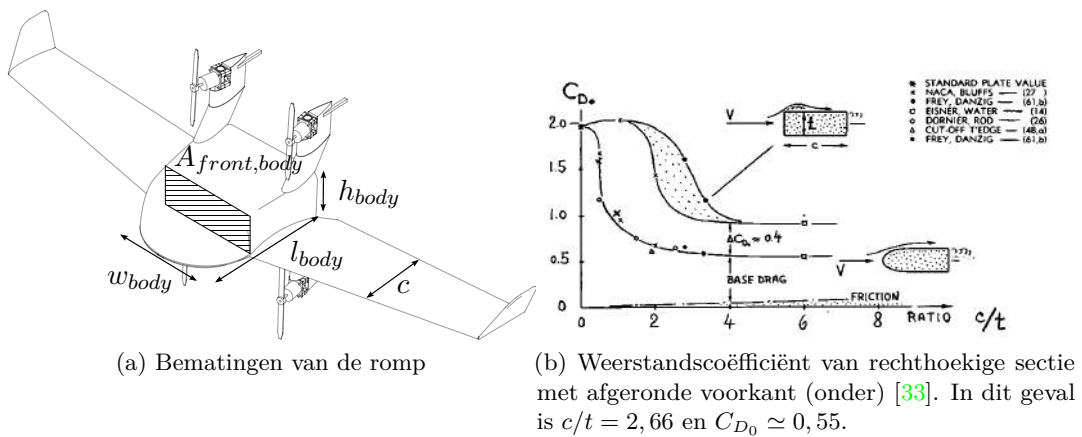
Het pakket wordt langs de achterkant van de romp ingebracht. Daarom heeft de staartlander configuratie een stompe achterkant. De weerstandscoefficiënt van de romp  $C_{D,body,front}^*$  met betrekking tot de frontale oppervlakte  $A_{front,body}$  werd initiëel geschat op 0,10, de weerstandscoefficiënt van een gestroomlijnd lichaam [32]. Deze waarde blijkt echter te optimistisch. Zoals blijkt uit de valproef beschreven in sectie 5.4.1 is deze weerstandscoefficiënt eerder 0,45. Dit wordt ook bevestigd in figuur 2.10b. Om deze coëfficiënt op te kunnen tellen bij de totale weerstandscoefficiënt van de VertikUL, dient de coëfficiënt relatief ten opzichte van het vleugeloppervlak  $S$  uitgedrukt te worden. Hiervoor zorgt de factor  $k_{front}$ .

$$C_{D,body,front} = C_{D,body,front}^* k_{front} \quad (2.23)$$

$$k_{front} = \frac{A_{front,body}}{S}$$

De uitwerking van  $k_{front}$  staat beschreven in bijlage A.4. Het resultaat is enkel afhankelijk van de zijde-verhoudingen en de aspect ratio  $AR$ .

$$k_{front} = \frac{k_{hw} k_{wl}^2 k_{lc}^2}{AR} \quad (2.24)$$



Figuur 2.10: Bepaling van de rompweerstand.

## Vleugel

**Eerste massamodel** Deze sectie beschrijft het model dat de massa van de vleugel  $m_{wing}$  schat. De massa is in grote mate afhankelijk van het materiaal en de structuur van de vleugel, maar ook van het vleugeloppervlak  $S$  en de spanwijdte  $b$ . Sectie 5.1.2 beschrijft de bouwwijze en de gebruikte materialen.

Het optimalisatieproces gebruikt een model dat de massa van de vleugel enkel op basis van het vleugeloppervlak  $S$  schat. Voor een eerste benadering wordt de massa van de vleugel evenredig met het vleugelvolumen  $V_{wing}$  verondersteld. Het verband tussen massa, volume en oppervlak is:

$$m_{wing} \propto V_{wing} \propto S^{\frac{3}{2}} \quad (2.25)$$

De massa van de vleugel kan dus geschat worden als:

$$m_{wing} = k_{wing} S^{\frac{3}{2}} \quad (2.26)$$

De evenredigheidsconstante  $k_{wing}$  wordt experimenteel bepaald na de bouw van het eerste prototype X1000 en bedraagt ongeveer  $2,54 \text{ kg/m}^3$ . Deze constante heeft niet de fysische betekenis van dichtheid. De vleugel van X1000 heeft een oppervlakte van  $0,3636 \text{ m}^2$  en bestaat uit Styrodur® ( $\rho = 45 \text{ kg/m}^3$ ).

**Bepaling aspect ratio** Hoe groter de aspect ratio van de vleugel, hoe minder geïnduceerde weerstand ontstaat. Dit heeft een positieve invloed op de actieradius. Omdat het massamodel van de vleugel geen rekening houdt met de aspect ratio, zou het optimaal ontwerp een oneindig grote aspect ratio hebben. Echter, hoe groter de aspect ratio, hoe lager de buigstijfheid van de vleugel voor eenzelfde bouwwijze. De vleugeldoorsnede wordt immers kleiner met toenemende aspect ratio. De aspect ratio is dus begrensd door de bouwwijze van de vleugel. De aspect ratio wordt vastgelegd op 6, wat een realistische waarde is voor de gebruikte bouwwijze bij de VertiKUL.

**Tweede massamodel** Een gedetailleerder model werd opgesteld na de bouw van de VertiKUL. De vleugels van de VertiKUL bestaan uit een sandwich-structuur met een polystyreen kern en een balsa buitenbekleding zoals afgebeeld op figuur 5.6. Deze buitenlaag is bevestigd met twee-componentenlijm aan de kern. De winglets behoren ook tot de vleugel en bestaan enkel uit balsa hout. De massa van de vleugel is opgedeeld in de massa van de polystyreen kern  $m_{core}$ , de balsa houten buitenbekleding en de lijm, samen  $m_{cover}$  en de winglets  $m_{winglets}$ .

$$m_{wing} = m_{core} + m_{cover} + m_{winglets} \quad (2.27)$$

De massa van de kern is evenredig met het vleugelvolumen en dus:

$$m_{core} \propto V_{wing} \propto S^{\frac{3}{2}} \quad \text{of} \quad m_{core} = k_{core} S^{\frac{3}{2}} \quad (2.28)$$

## 2. ONTWERP

De massa van de buitenbekleding en de lijm is daarentegen evenredig met het vleugeloppervlak en dus:

$$m_{cover} = k_{cover} S \quad (2.29)$$

Aangenomen dat de oppervlakte van de winglets  $S_{winglets}$  evenredig is met het vleugeloppervlak  $S$ , geldt:

$$m_{winglets} \propto V_{winglets} \propto S_{winglets}^{\frac{3}{2}} \propto S^{\frac{3}{2}} \quad \text{of} \quad m_{winglets} = k_{winglets} S^{\frac{3}{2}} \quad (2.30)$$

De totale massa van de vleugel kan dus geschat worden als:

$$m_{wing} = (k_{core} + k_{winglets}) S^{\frac{3}{2}} + k_{cover} S \quad (2.31)$$

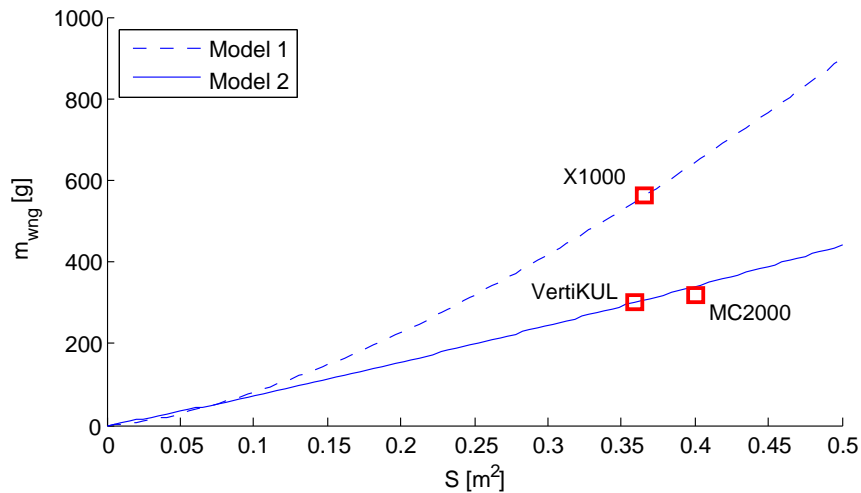
De evenredigheidsconstanten worden opnieuw experimenteel bepaald op basis van de vleugel van de VertiKUL. Deze stellen geen dichtheid voor maar zijn louter evenredigheidsconstanten.

$$k_{core} = 0,28 \text{ kg/m}^3 \quad k_{cover} = 0,59 \text{ kg/m}^2 \quad k_{winglets} = 0,13 \text{ kg/m}^3 \quad (2.32)$$

De gemeten waarden van de vleugel van de VertiKUL zijn:

$$\begin{aligned} S &= 0,36 \text{ m}^2 & m_{core} &= 60 \text{ g} \\ m_{cover} &= 212 \text{ g} & m_{winglet} &= 28 \text{ g} \end{aligned}$$

**Vergelijking** Figuur 2.11 vergelijkt de beide modellen. Model 1 voorspelt hogere vleugelmassa's. Dit komt omdat dit model opgesteld is op basis van een kleiner prototype, de X1000, waarbij de vleugel gemaakt is uit Styrodur® wat zwaarder is dan de sandwichstructuur met polystyreenschuim.

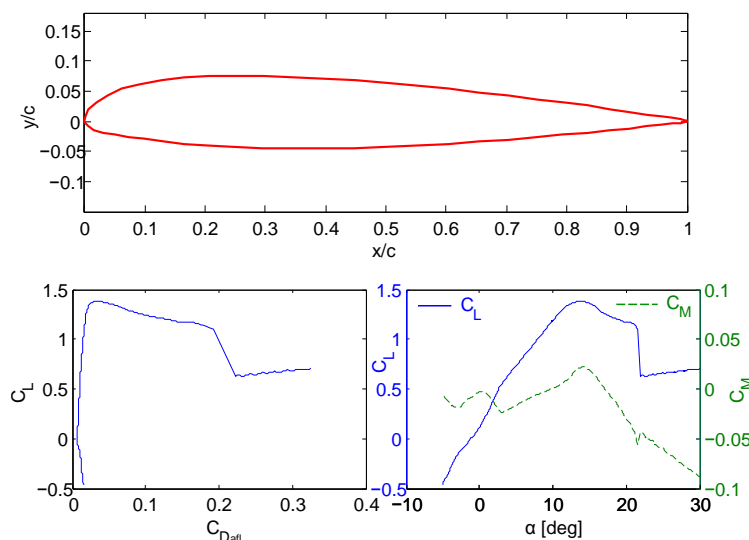


Figuur 2.11: Vleugelmasa  $m_{wng}$  in functie van vleugeloppervlakte  $S$  van de twee vleugelmassamodellen.

### 2.3.6 Profiel

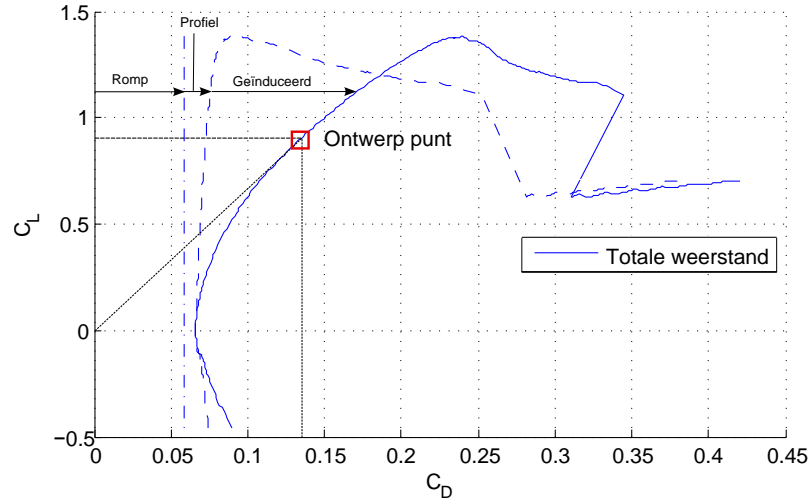
Als profiel van de vleugel wordt gekozen voor een *reflex*-profiel, meer bepaald het NACA23012 profiel. De welvingslijn van *reflex*-profielen buigt naar boven aan de achterrand. Dit type profiel wordt veel gebruikt bij staartloze vliegtuigen omdat het een laag moment creëert rond het aerodynamisch centrum. Hierdoor is geen staart vereist om dit moment te compenseren. Bij de VertiKUL heeft dit als gevolg dat de vier motoren geen moment hoeven te creëren en dus dicht bij hetzelfde werkingpunt opereren, wat voordelig is voor het totale rendement van de propulsiegroep. Het nadeel van een *reflex*-profiel is dat het algemeen een lagere  $C_{L,max}$  heeft, waardoor de stall snelheid verhoogt en transitie aan een hogere snelheid moet gebeuren.

In het optimalisatieproces worden de lift- en weerstandscoefficienten van het profiel bij verschillende aanvalshoeken berekend aan de hand van het programma Xfoil [34]. Xfoil is een programma voor het ontwerp en de analyse van subsonische profielen. Op basis van de panelmethode wordt het drukprofiel rond het vleugelprofiel berekend, waaruit de coëfficiënten volgen. Figuur 2.12 toont de resultaten voor het NACA23012 profiel. De coördinaten van dit profiel zijn gegeven in bijlage C.



Figuur 2.12: Resultaten van de Xfoil-simulatie op het NACA23012 profiel.

Figuur 2.13 toont een benadering van het polair diagram van de VertiKUL. Zoals uit vergelijking 2.11 blijkt, is de actieradius maximaal als gevlogen wordt aan de maximale aerodynamische efficiëntie  $C_L/C_D$ . Uit het model volgt dat dit 6,7 is en bereikt wordt aan een aanvalshoek van  $6,9^\circ$ .



Figuur 2.13: Polair diagram van de VertikUL.

### 2.3.7 Propeller

De propeller zet het mechanisch vermogen van de as van de motor om in stuwkracht door de lucht te versnellen. Het rendement  $\eta_{prop}$  drukt uit hoe efficiënt dit gebeurt. De stuwkracht  $T_{prop}$ , het propellermoment  $Q_{prop}$  en het benodigd mechanisch vermogen  $P_{prop}$  zijn afhankelijk van de luchtdichtheid  $\rho$ , het toerental  $n$  [Hz], de propellerdiameter  $D_{prop}$ , de stuwkrachtcoëfficiënt  $C_T$  en de vermogencoëfficiënt  $C_P$ . Deze coëfficiënten zijn afhankelijk van de *advance ratio*  $J$ , een dimensieloze grootte die de afgelegde weg zonder slip na één revolutie in verhouding tot de diameter uitdrukt.

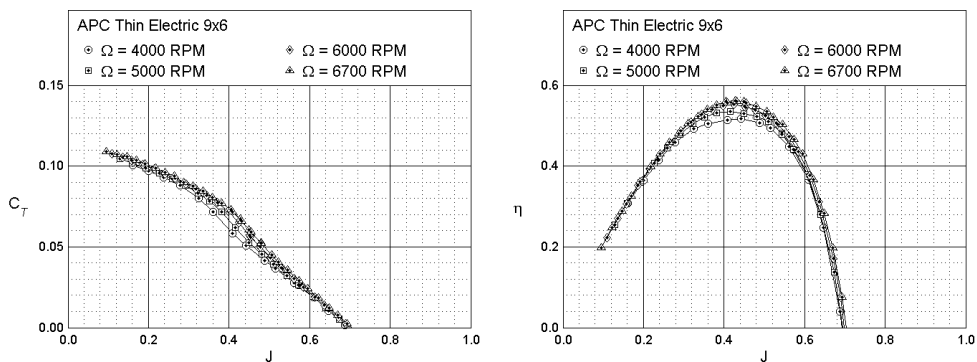
$$\begin{aligned}
 J &= \frac{v}{n D_{prop}} \\
 T_{prop} &= C_T \rho n^2 D_{prop}^4 \\
 P_{prop} &= C_P \rho n^3 D_{prop}^5 \\
 Q_{prop} &= \frac{P_{prop}}{2 \pi n} \\
 \eta_{prop} &= \frac{v T_{prop}}{2 \pi n Q} = J \frac{C_T}{C_P}
 \end{aligned} \tag{2.33}$$

De coëfficiënten worden experimenteel opgemeten in een windtunnel. Een databank[2][35] met deze waarden wordt gebruikt om de stuwkracht en het vermogen te schatten. Figuur 2.14 toont een voorbeeld van meetpunten uit de databank. De massa van de propeller heeft een kleine bijdrage en wordt daarom constant verondersteld,  $m_{prop} = 10$  g.



Twee belangrijke eigenschappen van een propeller zijn de pitch en de diameter. Hoe groter de diameter, hoe meer lucht de propeller kan verplaatsen en dus hoe meer stuwkracht gegenereerd wordt, voor een bepaald toerental. Dit vergt echter ook meer vermogen, maar gebeurt in het algemeen met een hoger rendement. De pitch van een propeller geeft aan hoe ver de propeller vooruit zou bewegen na één omwenteling in een medium zonder slip. Algemeen geldt dat hoe hoger de pitch is, hoe hoger het rendement is bij hoge snelheden voor een zelfde toerental. Immers, vliegt het vliegtuig te traag, dan zal de lokale aanvalshoek aan de propellerbladen te groot worden en zal de luchtstroming loskomen van het blad, met een laag rendement tot gevolg.

Omdat de VertiKUL twee regimes heeft, namelijk hovervlucht en voorwaartse vlucht en de propellers geen variabele pitch hebben, kan niet in beide regimes aan het optimaal rendement gevlogen worden. Er wordt dus een afweging gemaakt. Het resultaat van deze afweging geeft een hoger rendement tijdens voorwaartse vlucht dan tijdens hovervlucht, omdat de voorwaartse vlucht het grootste deel van de vlucht beslaat.



Figuur 2.14: Meetpunten van  $C_L$  en  $\eta$  uit de propellerdatabank[2].

## 2.4 Optimalisatiemethode

Deze sectie beschrijft de methode van het optimalisatieproces. De onderlinge afhankelijkheid van de componenten tijdens de ontwerpfase zorgt ervoor dat de keuze van elke component sterk bepaald wordt door de keuze van alle andere componenten. Een dergelijk ontwerp waarbij elke keuze alle variabelen in acht moet nemen, vereist een geschikte methodiek. De VertiKUL wordt ontworpen volgens een numerieke methode ontwikkeld om het optimalisatieprobleem van sectie 2.2 op te lossen.

De voorgestelde methode combineert de modellen en databanken van de componenten van sectie 2.3 om de meest optimale oplossing te produceren. Eerst voert een Matlab-script een enumeratie uit over de primaire ontwerpparameters, samengevat in tabel 2.2. Elke combinatie van de primaire ontwerpparameters wordt geëvalueerd en zo wordt de oplossingsverzameling gegenereerd. De oplossingsverzameling bevat alle mogelijke oplossingen. Deze zijn echter niet allemaal uitvoerbaar. De niet-uitvoerbare oplossingen worden aan de hand van bepaalde randvoorwaarden uit de oplossingsverzameling weggefilterd. Het optimale ontwerp, de VertiKUL, wordt uiteindelijk uit de uitvoerbare oplossingen geselecteerd. Tot slot wordt de benodigde hardware voorgesteld.

### 2.4.1 Overzicht

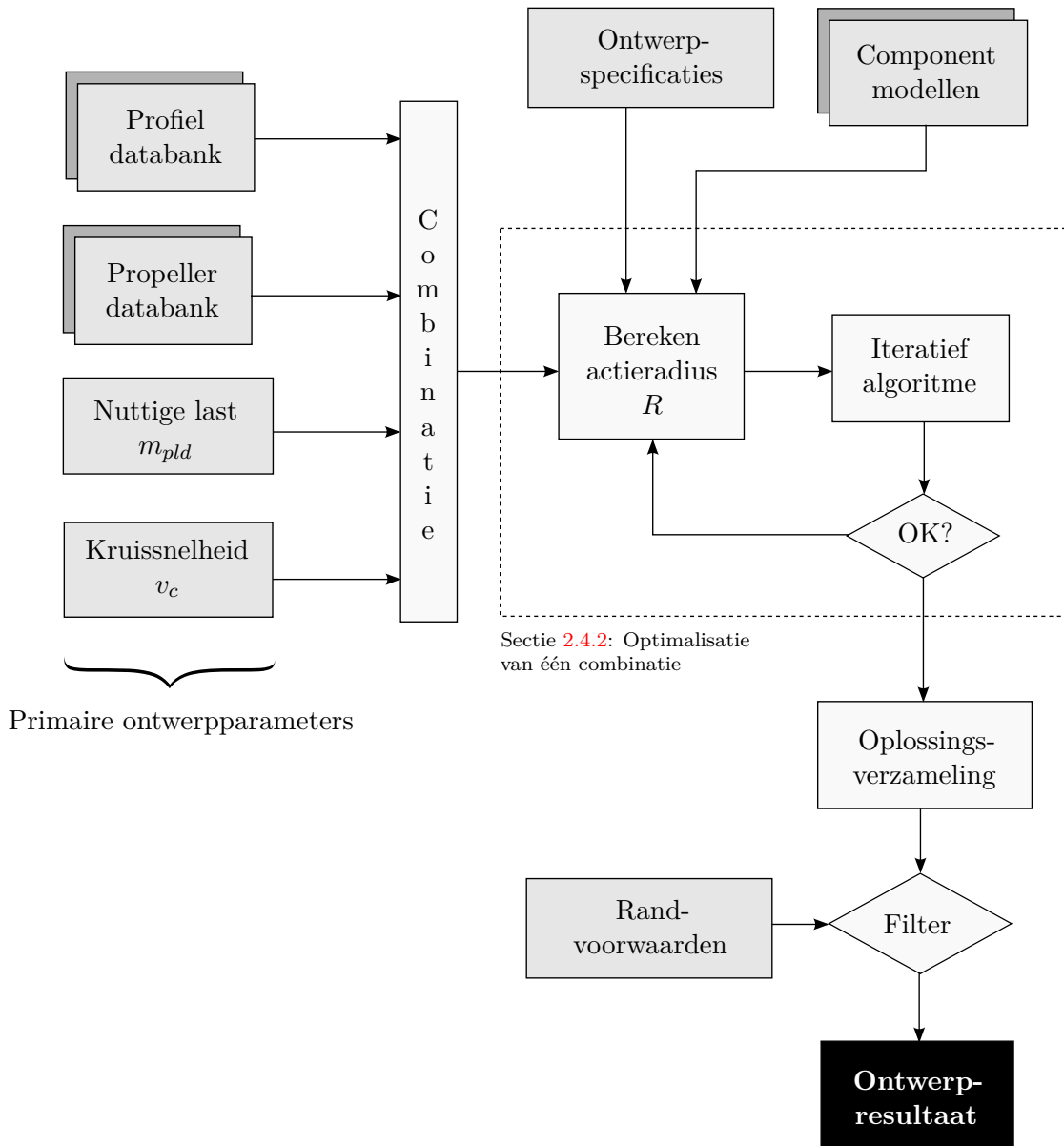
Figuur 2.15 toont een overzicht van het ontwerpproces. De ontwerpparameters zijn onderverdeeld in de primaire en de secundaire ontwerpparameters. De primaire worden tijdens het enumeratieproces gevarieerd en de secundaire worden afgeleid uit de primaire ontwerpparameters. Het ontwerpproces combineert de primaire ontwerpparameters *profiel*, *propeller*, nuttige last  $m_{pld}$  en kruissnelheid  $v_c$ . De nuttige last is ook gekozen als primaire ontwerpparameter zodat ook voor andere waarden dan 1 kg een optimaal ontwerp gevonden kan worden. Het bereik dat de primaire ontwerpparameters doorlopen, legt de oplossingsruimte vast.

Tijdens de enumeratie worden profielen en propellers uit een databank gehaald,

Ontwerpparameter	Symbool	Eenheid
Vleugelprofiel	-	-
Propeller	-	-
Nuttige last	$m_{pld}$	kg
Kruissnelheid	$v_c$	m/s
Vleugeloppervlak	$S$	m <sup>2</sup>
Spanwijdte	$b$	m
Motorvermogen	$P_{mot}$	W
Batterij-energie	$E_{bat}$	J
Maximum toerental propeller	$RPM_{max}$	min <sup>-1</sup>

Tabel 2.2: Primaire en secundaire ontwerpparameters.

terwijl nuttige last en kruissnelheid discrete waarden aannemen. Een iteratieve optimalisatie maximaliseert de actieradius voor elke combinatie van de primaire ontwerpparameters. Deze optimalisatie staat beschreven in sectie 2.4.2. De intermediaire oplossing wordt opgeslagen in de oplossingsverzameling. Aan de hand van de randvoorwaarden beschreven in sectie 2.2 wordt de oplossingsverzameling gefilterd en wordt het optimaal ontwerp weerhouden. Tabel 2.3 toont de parameters gebruikt in het ontwerpproces.



Figuur 2.15: Flowchart van de ontwerpmethode.

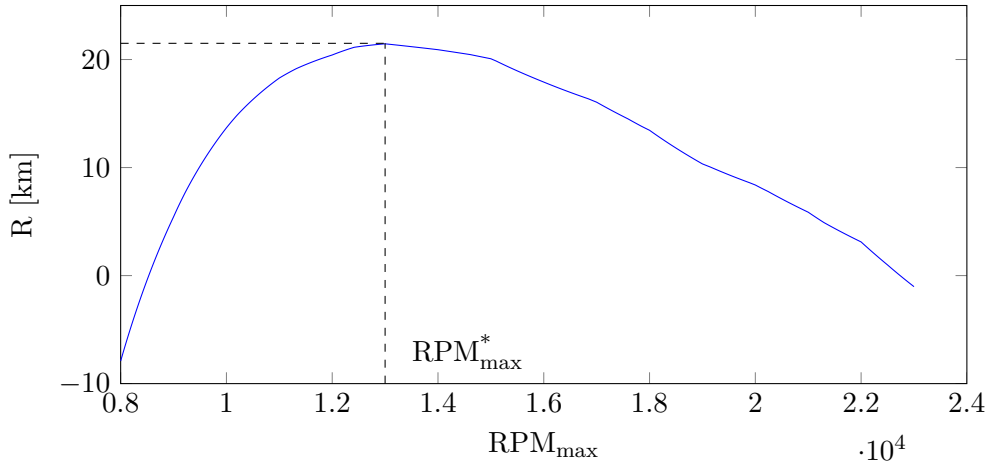
Parameter	Waarde	Eenheid	Beschrijving
$C_{D,body,front}$	0,45	-	Frontale weerstandscoefficiënt van de romp
$e$	0,70	-	Oswald-factor
$AR$	6	-	Aspect ratio van de vleugel
$k_{lc}$	1,60	-	Verhouding romplengte en gemiddelde koorde
$k_{hw}$	0,50	-	Verhouding romphoogte en rompbreedte
$k_{wl}$	0,75	-	Verhouding rompbreedte en romplengte
$k_{front}$	0,12	-	Factor voor weerstandscoefficiënt van de romp
$k_{wing}$	2,54	kg/m <sup>3</sup>	Vleugelmassaconstante
$\eta_{esc}$	0,90	-	Rendement van de elektrische snelheidsregelaar
$\eta_{mot}$	0,70	-	Rendement van de motor
$\eta_{int}$	0,95	-	Stuwkrachtverlies door schroefwindinterferentie
$k_{esc}$	14.000	W/kg	Vermogensdichtheid van de elektrische snelheidsregelaar
$k_{mot}$	3.400	W/kg	Vermogensdichtheid van de motor
$k_{bat}$	150	Wh/kg	Energiedichtheid van de batterij
$f_{bat}$	0,80	-	Fractie van de gebruikte capaciteit van de batterij
$m_{prop}$	10	g	Massa van de propeller
$m_{av}$	132	g	Massa van de avionica
$\zeta$	1,3	-	Stuwkracht-gewichtsverhouding
$t_{hov}$	1	min	Gewenste hovervluchtduur

Tabel 2.3: Constant aangenomen parameters tijdens het optimalisatieproces.

#### 2.4.2 Maximalisatie van de actieradius met gegeven primaire ontwerpparameters

Deze sectie beschrijft de optimalisatie van één combinatie van primaire ontwerpparameters en de berekening van de secundaire ontwerpparameters van deze intermediaire oplossing. De vooropgestelde methode, schematisch weergegeven in figuur 2.17, bevat één vrije variabele. Deze wordt iteratief aangepast om zo de actieradius te maximaliseren.

Als variabele wordt gekozen voor  $RPM_{max}$ , het maximaal toerental van de propellers tijdens een vlucht. Het maximaal toerental bepaalt de maximaal leverbare stuwkracht van de propellers en dat bepaalt op zijn beurt de maximale totale massa zoals getoond in vergelijking 2.34. Het totaal gewicht moet immers ondersteund kunnen worden tijdens hovervlucht.  $RPM_{max}$  zou gelijk gesteld kunnen worden aan de structurele limiet van de propeller. Het is echter mogelijk dat een lagere  $RPM_{max}$  een hogere actieradius veroorzaakt. Immers, een lagere  $RPM_{max}$  betekent dat er minder vermogen nodig is om de propellers aan te drijven. Dit resulteert in lichtere motoren, waardoor meer gewicht aan de batterij toegewezen kan worden waardoor de actieradius stijgt. Is  $RPM_{max}$  echter te laag, dan zal het totale gewicht ook moeten dalen om nog te kunnen hoveren. Hierdoor kan minder batterij meegenomen worden en verkleint de actieradius. Het is dus plausibel dat er een optimale  $RPM_{max}$  te vinden is.



Figuur 2.16: Actieradius in functie van  $RPM_{max}$  voor een specifieke oplossing.

### Iteratief algoritme

Het iteratief algoritme werkt volgens de methode van de Gulden Snede. Om de optimale waarde van  $RPM_{max}$ ,  $RPM_{max}^*$ , te bepalen, wordt eerst een bovengrens<sup>1</sup> vastgelegd, namelijk de structurele limiet van de propeller en een ondergrens namelijk het laagst gemeten toerental van de data uit de propellerdatabank. Binnen dit interval wordt op twee punten, op een fractie  $\sigma \cong 1,618\dots$  en  $1 - \sigma$  van het interval, de actieradius geëvalueerd volgens de methodiek hierna beschreven. Op basis van deze twee evaluaties wordt het interval bijgewerkt en begint er een nieuwe iteratie. Dit herhaalt zich tot een gewenste nauwkeurigheid voor  $RPM_{max}^*$  is bereikt.

### Bereken actieradius

De actieradius wordt bij elke iteratie van het algoritme geëvalueerd. Figuur 2.17 geeft de berekening schematisch weer. Eerst wordt de maximale stuwkracht van één propeller  $T_{max}$  berekend op basis van de propellerdata en het maximale toerental  $RPM_{max}$ . De totale massa  $m_{tot}$  wordt met de stuwkracht-gewichtsverhouding  $\zeta = T_{max}/T_{hov}$  berekend als:

$$m_{tot} = \frac{\eta_{int} 4 T_{max}}{g \zeta} \quad (2.34)$$

Uit de propellerdata volgt het benodigd mechanisch vermogen tijdens hoversvlucht  $P_{hov}$  en het maximaal mechanisch vermogen  $P_{max}$ , waaruit de massa's van de motor

<sup>1</sup>Verder werk: de maximale propellerdiameter legt indirect een ondergrens op  $RPM_{max}$ . Immers, hoe hoger  $RPM_{max}$ , hoe hoger  $m_{tot}$  kan zijn (vergelijking 2.34). Hoe hoger  $m_{tot}$ , hoe groter de spanwijdte  $b$  moet zijn en dus hoe groter de maximale propellerdiameter wordt. Maximale propellerdiameter is dus evenredig met  $RPM_{max}$ . Als dit in rekening wordt genomen bij de bepaling van de ondergrens van  $RPM_{max}$ , zullen alle oplossingen een propellerdiameter kleiner of gelijk aan de maximale propellerdiameter hebben. Zo vermindert het aantal niet-optimale enumeraties drastisch.

$m_{mot}$  en de elektrische snelheidsregelaar  $m_{esc}$  volgen.

$$\begin{aligned} m_{mot} &= \frac{1}{k_{mot}} P_{max} \\ m_{esc} &= \frac{1}{k_{esc}} \frac{P_{max}}{\eta_{mot}} \end{aligned} \quad (2.35)$$

Nu kunnen de dynamische druk  $q$ , het vleugeloppervlak  $S$  en de spanwijdte  $b$  bepaald worden:

$$\begin{aligned} q &= \frac{\rho v_c^2}{2} \\ S &= \frac{W_{tot}}{C_L q} \\ b &= \sqrt{AR S} \end{aligned} \quad (2.36)$$

De luchtweerstand tijdens voorwaartse vlucht  $D_{lev}$  is dan:

$$D_{lev} = C_D q S \quad (2.37)$$

Tijdens voorwaartse vlucht is de totale stuwkracht gelijk aan de luchtweerstand. Het benodigd vermogen tijdens voorwaartse vlucht  $P_{lev}$  volgt uit de propellerdata. Het elektrisch vermogen onttrokken aan de batterij is echter groter wegens rendementsverliezen.

$$\begin{aligned} P_{bat,hov} &= \frac{4 P_{hov}}{\eta_{mot} \eta_{esc}} \\ P_{bat,lev} &= \frac{4 P_{lev}}{\eta_{mot} \eta_{esc}} \end{aligned} \quad (2.38)$$

De modellen beschreven in sectie 2.3.5 schat de massa van de structuur  $m_{struct}$ . De massa van de batterij  $m_{bat}$  wordt bepaald als de resterende toewijsbare massa.

$$m_{bat} = m_{tot} - [4 (m_{prop} + m_{mot} + m_{esc}) + m_{av} + m_{struct} + m_{pld}] \quad (2.39)$$

Hieruit volgt de energie van de batterij  $E_{bat}$ .

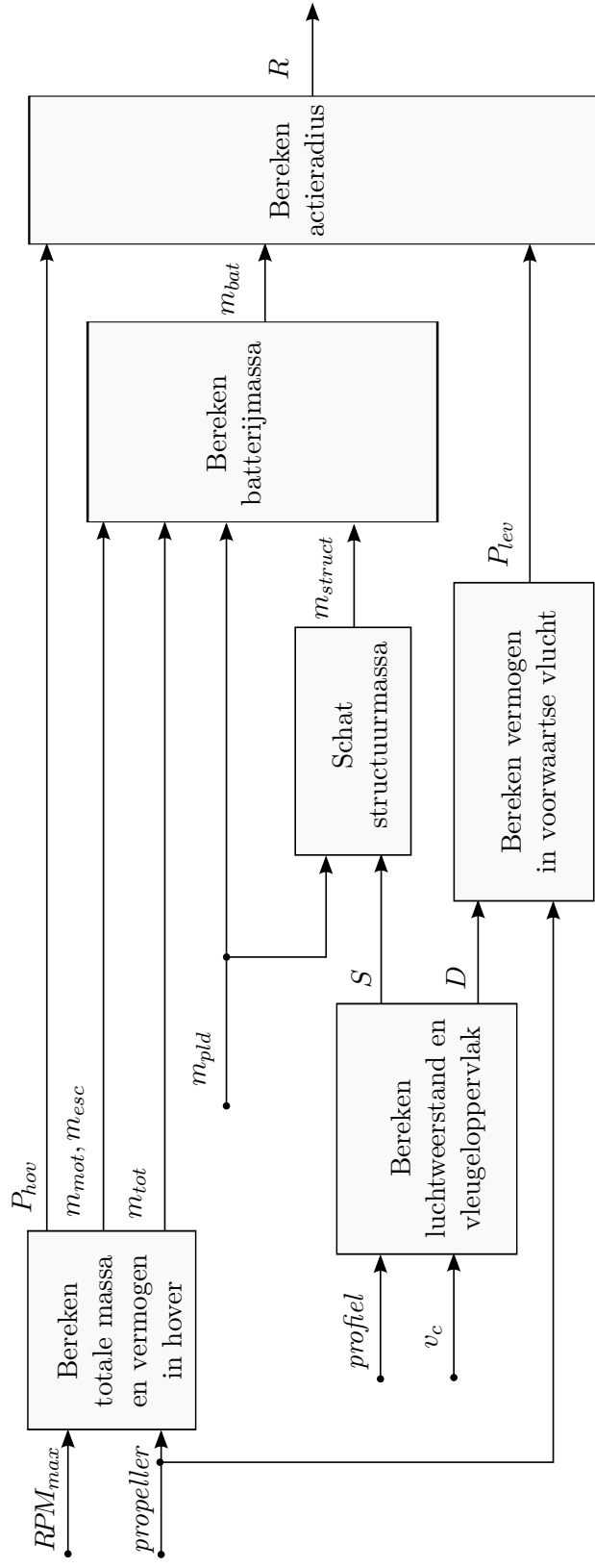
$$E_{bat} = k_{bat} m_{bat} \quad (2.40)$$

De voorwaartse vluchtduur  $t_{lev}$  wordt berekend als:

$$t_{lev} = \frac{f_{bat} E_{bat} - t_{hov} P_{bat,hov}}{P_{bat,lev}} \quad (2.41)$$

Uiteindelijk wordt de actieradius  $R$  berekend als het product van de kruissnelheid  $v_c$  en de voorwaartse vluchtduur  $t_{lev}$ :

$$R = t_{lev} v_c \quad (2.42)$$



Figuur 2.17: Berekening van de actieradius  $R$ .

Ontwerpparameter	Waarde	Eenheid
Vleugelprofiel	NACA23012	-
Propellertype	APC <i>Thin Electric</i>	-
Propellerdiameter	[0...16]	inch
Propeller pitch	[0...10]	inch
Kruissnelheid	[10...20]	m/s
Nuttige last	[0...3]	kg

Tabel 2.4: Bereik van de primaire ontwerpparameters.

## 2.5 Resultaten

Deze sectie geeft de resultaten van het optimalisatieproces. Tabel 2.3 toont de gebruikte parameters. Sectie 2.5.1 bespreekt de algemene resultaten en tendensen voor verschillende nuttige lasten. Sectie 2.5.2 behandelt specifiek de dimensionering van de VertiKUL, dus met een nuttige last van 1 kg. Daarna toont sectie 2.5.3 alternatieve ontwerpen als geoptimaliseerd wordt naar nuttige last, actieradius en kruissnelheid. Sectie 2.5.4 onderzoekt wat de invloeden op het optimaal ontwerp zijn bij een perturbatie van enkele constant veronderstelde parameters.

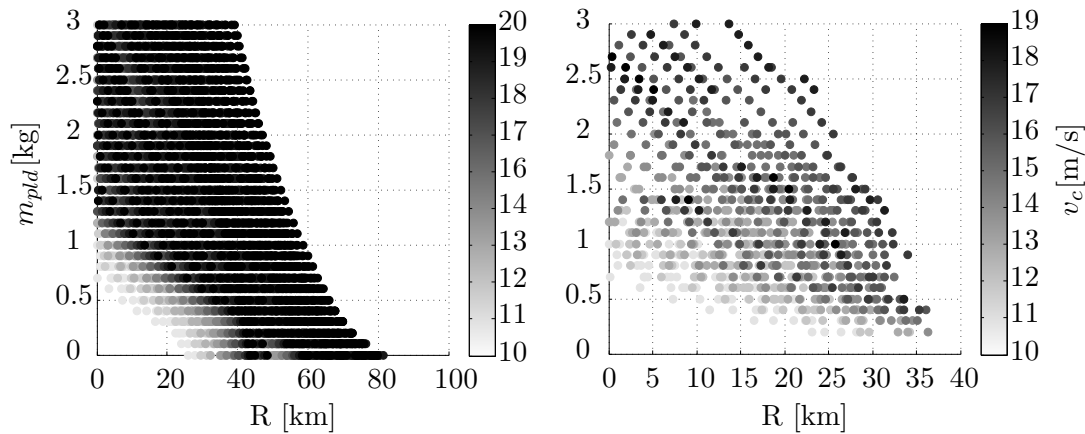
### 2.5.1 Algemene resultaten

Tabel 2.4 toont het bereik waarover de primaire ontwerpparameters variëren tijdens de enumeratie. Figuur 2.18 geeft de oplossingsverzameling voor en na filtering weer. De filtering gebeurt aan de hand van de randvoorwaarden gespecificeerd in sectie 2.2. De figuur toont aan dat de actieradius algemeen stijgt met een lagere nuttige last en een hogere kruissnelheid. Filtering gebeurt op geometrische beperking van de propeller, maximale spanwijdte van 2 m en structurele limiet van de propellers. De meeste oplossingen worden weggefilterd omdat ze een te grote spanwijdte of propeller hebben.

De randvoorwaarde dat de propellerdiameter niet groter mag zijn dan een bepaalde maximale diameter, legt een grote beperking op. De maximale diameter is geometrisch bepaald. Omdat de verhouding tussen spanwijdte en breedte van de romp constant zijn, is de maximale propellerdiameter  $D_{prop,max}$  recht evenredig met de spanwijdte  $b$ . Hierdoor vallen alle oplossingen weg die een kleine spanwijdte en een grote propeller hebben. Dit zijn net de oplossingen die veel kunnen dragen tijdens hovervlucht en ver kunnen vliegen aan een hoge kruissnelheid door de hoge vleugelbelasting.

Grote propellers zijn voor een gegeven totale massa echter minder efficiënt aan hoge snelheden. Immers, voor een zelfde stuwkracht daalt de benodigde pitch bij grotere diameters. Een te lage pitch is echter niet efficiënt aan hoge snelheden, omdat de propellerbladen aan een te lage aanvalshoek werken.

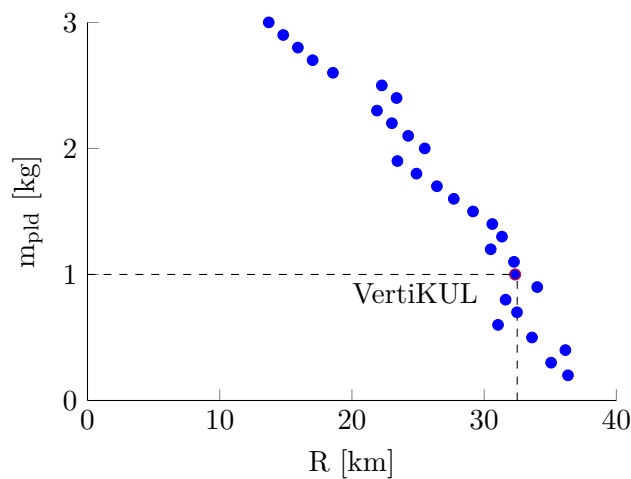




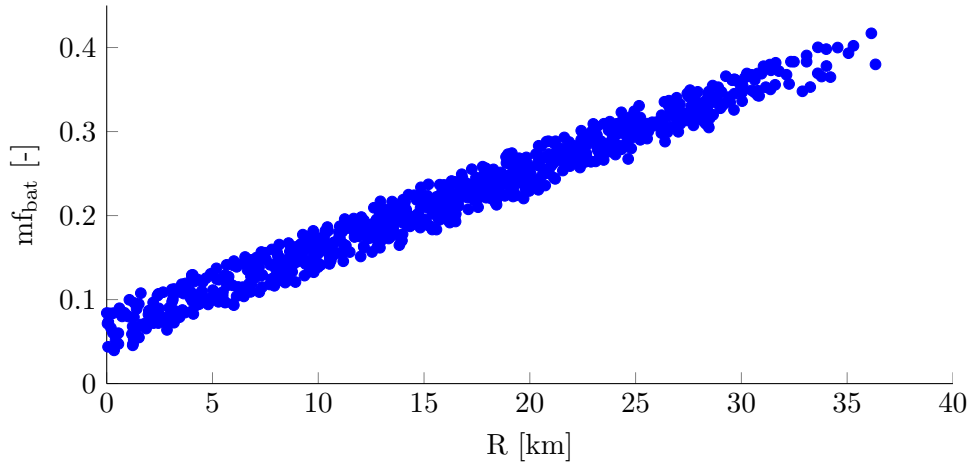
Figuur 2.18: Nuttige last in functie van de actieradius van de ongefilterde (links) en gefilterde (rechts) oplossingsverzameling.

Figuur 2.19 weerhoudt enkel de oplossingen met de hoogste actieradius voor elke nuttige last, dit zijn de 'beste' oplossingen in deze context. De VertiKUL wordt geselecteerd als de beste oplossing met 1 kg nuttige last. Figuur 2.20 geeft de massafractie van de batterij weer ten opzichte van de actieradius van alle oplossingen. Er is een duidelijk lineair verband zichtbaar. Dit werd reeds gesuggereerd in vergelijking 2.11.

Figuur 2.21 toont enkele parameters in functie van de nuttige last. Enkel de beste oplossingen zijn weergegeven met een lineaire trendlijn zonder de spanwijdte te limiteren tot 2 m. Deze grafieken tonen aan dat bijna alle weergegeven parameters stijgen als de gewenste nuttige last stijgt. Dit zijn de spanwijdte, het motorvermo-



Figuur 2.19: Oplossing met grootste actieradius voor elke geënumereerde nuttige last.



Figuur 2.20: Massafractie batterij in functie van de actieradius van de volledige oplossingsverzameling.

gen, de totale massa, de batterijmassa, de massafractie van de nuttige last en de propellerdiameter. De kruissnelheid blijft ongeveer constant en varieert tussen 15 en 18 m/s. De vliegtijd en de actieradius dalen echter wel, omdat het gewicht van de vleugel sneller toeneemt met spanwijdte dan de extra gegenereerde draagkracht met het voorgestelde vleugelmassamodel. Door deze vleugelmassatoename kan minder batterijmassa meegenomen worden om hetzelfde totale gewicht te bewaren.

### 2.5.2 Dimensionering van de VertikUL

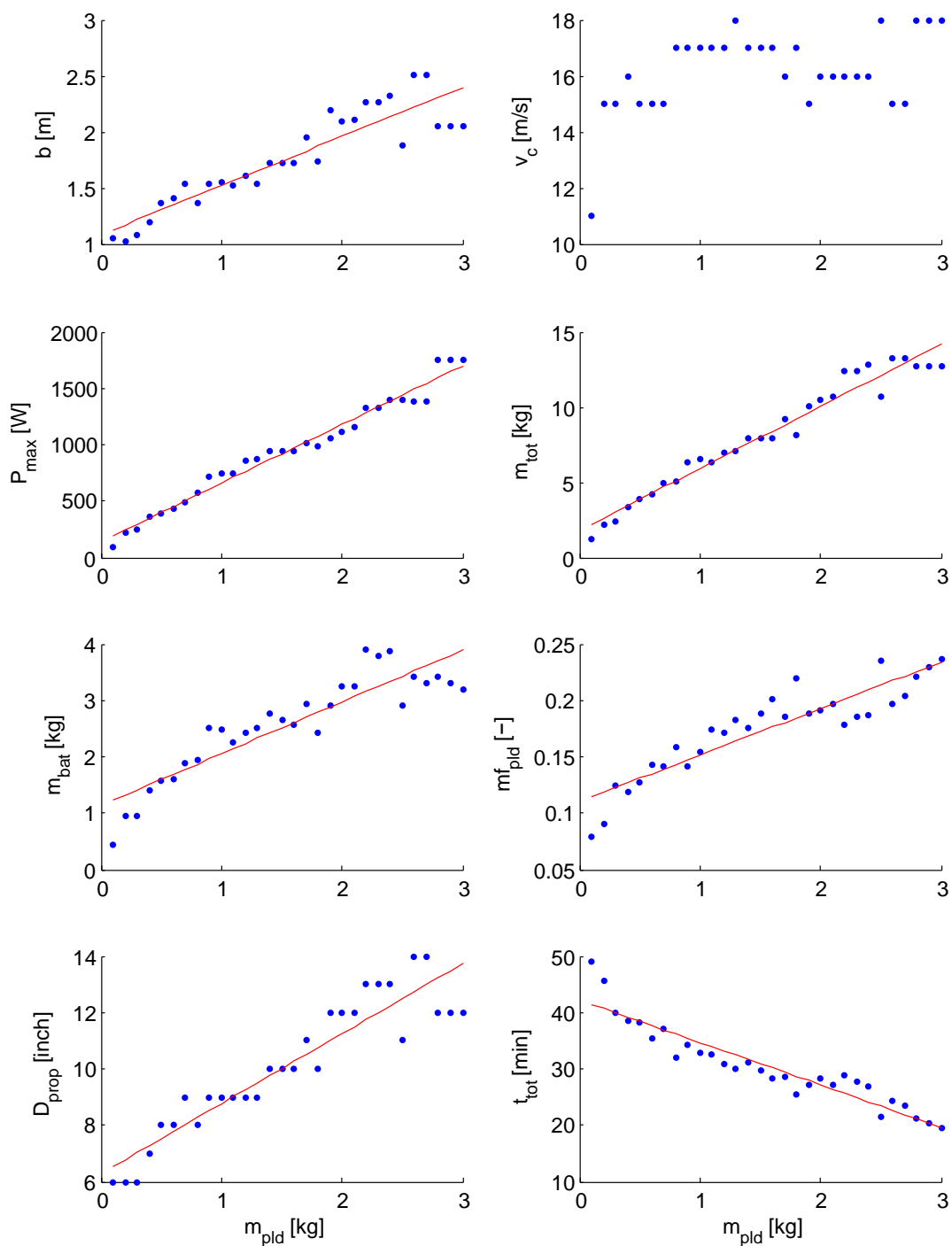
Deze sectie onderzoekt het optimale ontwerp in het geval van 1 kg nuttige last, welke de specificatie van de VertikUL is. Figuur 2.23 toont de propellerdiameter ten opzichte van de spanwijdte. Twee randvoorwaarden zijn hierop weergegeven:

1.  $D_{prop} \leq D_{prop,max}$ .
2.  $b \leq 2$  m.

Omdat de geometrische verhoudingen vastgelegd zijn, is  $D_{prop,max}$  recht evenredig met de spanwijdte. Figuur 2.22 toont immers dat  $D_{prop,max}$  recht evenredig is met de breedte van de romp en die is op zijn beurt evenredig met de spanwijdte. Deze randvoorwaarde is dus een rechte door de oorsprong in figuur 2.23 (randvoorwaarde 1).

$$\begin{aligned} D_{prop,max} &= 0,75 w_{body} \\ &= 0,75 k_{wl} k_{lc} \frac{b}{AR} \end{aligned} \quad (2.43)$$

Deze beperking is voor alle optimale oplossingen in de beschouwde oplossingsverzameling actief. De propellerefficiëntie tijdens voorwaartse vlucht is in de beschouwde oplossingsverzameling altijd groter bij grotere propellerdiameters. Echter, bij te grote



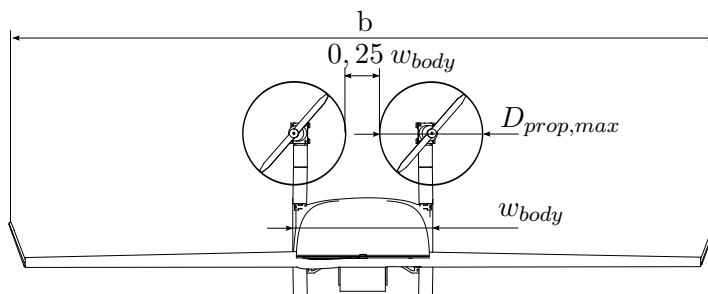
Figuur 2.21: Algemene trends van de ontwerpparameters die horen bij de oplossingen met het grootste bereik, in functie van de nuttige last.

diameters neemt de propellerefficiëntie tijdens voorwaartse vlucht weer af wegens viskeuze wrijving van de propellerbladen en lage Reynoldsgetal-effecten. De geometrische beperking is echter reeds actief vóór deze effecten intreden bij stijgende diameter. Het is dus wenselijk een zo groot mogelijke propeller in te bouwen. Dit volgt ook uit figuur 2.23, waar de richting van de maximale toename van de actieradius ongeveer loodrecht op de randvoorwaarde staat.

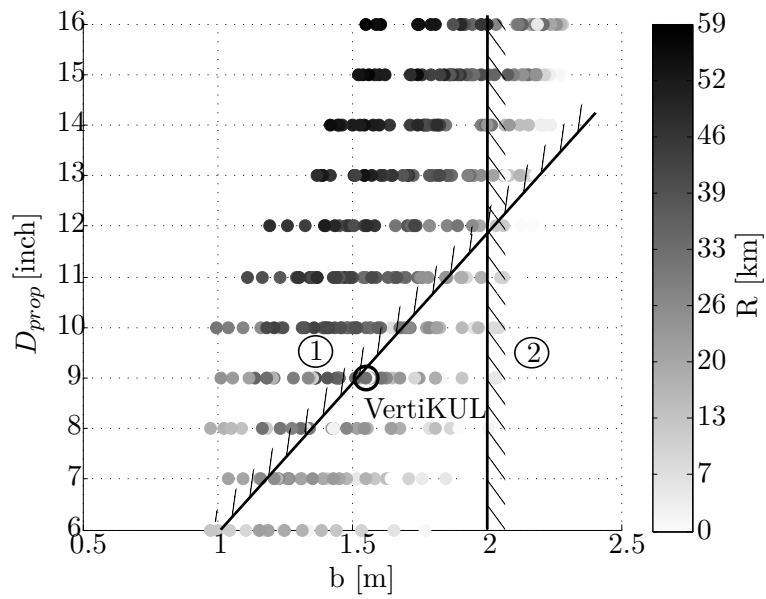
Figuur 2.23 toont ook dat de beperking op de spanwijdte (randvoorwaarde 2) niet actief is, want de VertiKUL heeft een kleinere spanwijdte dan 2 m. Dit is afhankelijk van het massamodel van de vleugel. Grotere vleugels hebben een positief effect op het energieverbruik in voorwaartse vlucht maar worden te zwaar vanaf een bepaald punt, waardoor het energieverbruik weer toeneemt. Uit de resultaten blijkt dat dit optimum bij de VertiKUL onder 2 m spanwijdte ligt.

Tabel 5.4 geeft de theoretische prestaties en ontwerpparameters van de VertiKUL weer. Figuur 2.24 toont de aanzichten en enkele technische specificaties. Figuur 2.25 toont de twee regimes in een grafiek van de experimenteel bepaalde propellerdata. Opvallend is dat het vermogen tijdens de voorwaartse vlucht slechts 14 % van het vermogen in hovervlucht bedraagt. Dit toont aan dat het gebruik van vleugels wel degelijk efficiënter is tijdens voorwaartse vlucht. Dit betekent echter dat de ESCs aan een laag percentage van hun nominaal vermogen werken tijdens voorwaartse vlucht, wat hun efficiëntie  $\eta_{esc}$  kan halveren. Een ESC-model dat deze daling in efficiëntie in rekening neemt blijkt noodzakelijk in de toekomst. Een andere oplossing is dit verschil in vermogen tussen beide vluchtregimes te verkleinen, door de propellers schuin naar boven in te bouwen waardoor ze tijdens voorwaartse vlucht een deel van het gewicht dragen en dus meer vermogen verbruiken. Hierdoor kan de vleugel ook verkleind worden.

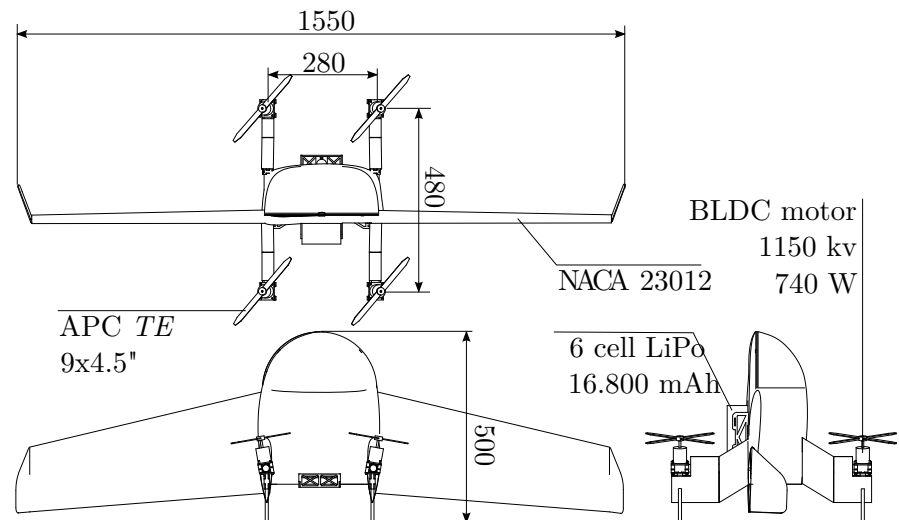
Figuur 2.26a geeft de massaverdeling en figuur 2.26b geeft de verdeling van de luchtweerstand tijdens de kruisvlucht weer. Hieruit blijkt dat er nog ruimte voor verbetering is aan de stroomlijning van de romp. De grote romp-luchtweerstand wordt veroorzaakt door de stompe achterkant. Dit kan verbeterd worden met een pakket dat een aerodynamische achterkant heeft, of met een deursysteem. Hiermee is de romp gestroomlijnder maar dit maakt het geheel complexer.



Figuur 2.22: Illustratie van de maximale propellerdiameter.



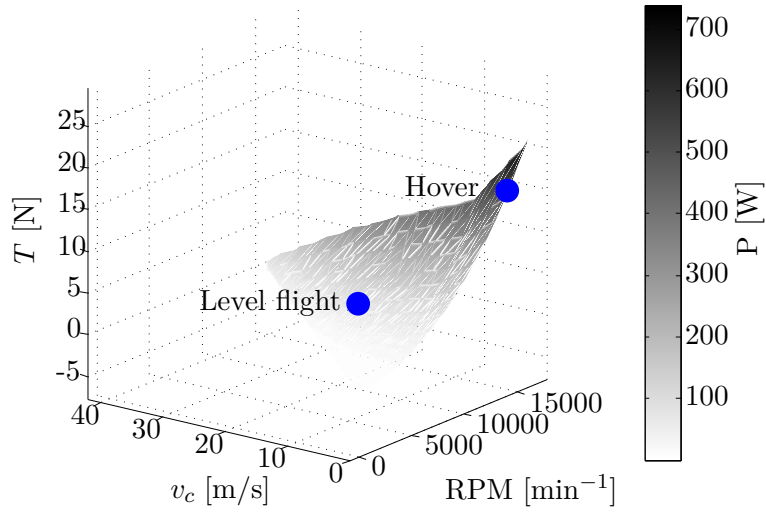
Figuur 2.23: Propellerdiameter in functie van de spanwijdte.



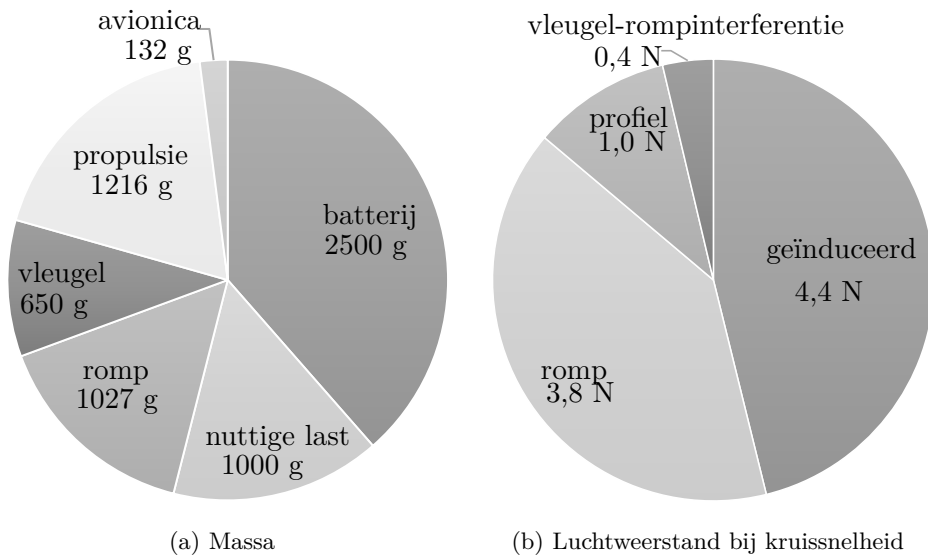
Figuur 2.24: Resultaat van het optimalisatieproces. Deze waarden worden als uitgangspunt gebruikt bij de bouw van de VertiKUL. Bematingen in mm.

Ontwerpparameter	Waarde	Eenheid	Beschrijving
Vleugelprofiel	NACA 23012	-	
Propeller	APC TE 9x4.5"	-	
$m_{pld}$	1	kg	Nuttige last
$v_c$	17	m/s	Kruissnelheid
$v_{stall}$	13,8	m/s	Stall snelheid
$v_{stall,empty}$	12,7	m/s	Stall snelheid zonder nuttige last
$v_{max}$	37	m/s	Maximum snelheid
$R$	32	km	Actieradius
$t_{tot}$	33	min	Totale vluchtduur
$C_L$	0,9	-	Ontwerp liftcoëfficiënt
$C_D$	0,14	-	Ontwerp weerstandscoëfficiënt
$\epsilon$	6,7	-	Aerodynamische efficiëntie
$AR$	6	-	Aspect ratio
$b$	1,55	m	Spanwijdte
$S$	0,40	m <sup>2</sup>	Vleugeloppervlak
$m_{tot}$	6,5	kg	Totale massa
$m_{bat}$	2,5	kg	Batterijmassa
$m_{fpld}$	0,15	-	Massafractie nuttige last
$m_{fbat}$	0,38	-	Massafractie batterij
$E_{bat}$	1,35	MJ	Batterij-energie
$P/W$ ratio	450	W/kg	Vermogen/massa-verhouding
$\zeta$	1,30	-	Stuwkracht/gewicht-verhouding
$W/S$ ratio	16	kg/m <sup>2</sup>	Vleugelbelasting
$P_{max}$	740	W	Maximaal motorvermogen (per motor)
$P_{hov}$	500	W	Motorvermogen, hovervlucht
$P_{lev}$	73	W	Motorvermogen, voorwaartse vlucht
$RPM_{max}$	16.000	min <sup>-1</sup>	Maximum toerental propeller
$RPM_{hov}$	14.100	min <sup>-1</sup>	Propeller toerental, hovervlucht
$RPM_{lev}$	9.970	min <sup>-1</sup>	Propeller toerental, voorwaartse vlucht
$\eta_{prop,hov}$	0,44	-	Propellerefficiëntie, hovervlucht
$\eta_{prop,lev}$	0,58	-	Propellerefficiëntie, voorwaartse vlucht
# Lipo cellen	6	-	
Batterij capaciteit	16.800	mA h	Capaciteit van de batterij
C-waarde	20	h <sup>-1</sup>	C-waarde van de batterij
kv	1.150	RPM/V	kv-getal van de motor
$I_{esc,burst}$	50	A	Maximum ogenblikkelijke stroom door ESC

Tabel 2.5: Ontwerpparameters en theoretische prestaties van het resultaat van het optimalisatieproces.



Figuur 2.25: Geleverde stuwkracht  $T$  en benodigd mechanisch vermogen  $P$  in functie van de luchtsnelheid  $v_c$  en het toerental. Beide vluchtregimes zijn weergegeven.



Figuur 2.26: Massa- (links) en luchtweerstandverdeling (rechts).

### Afwijkingen van het ontwerp

Figuur 2.27 toont de actieradius, maximale hovervluchtduur en totale vluchtduur als een lagere of hogere nuttige last meegenomen wordt. Hoe lager de nuttige last, hoe hoger de actieradius. Als meer batterij meegenomen wordt zodat de totale massa constant blijft, stijgt de actieradius nog meer.

#### 2.5.3 Alternatieve ontwerpen

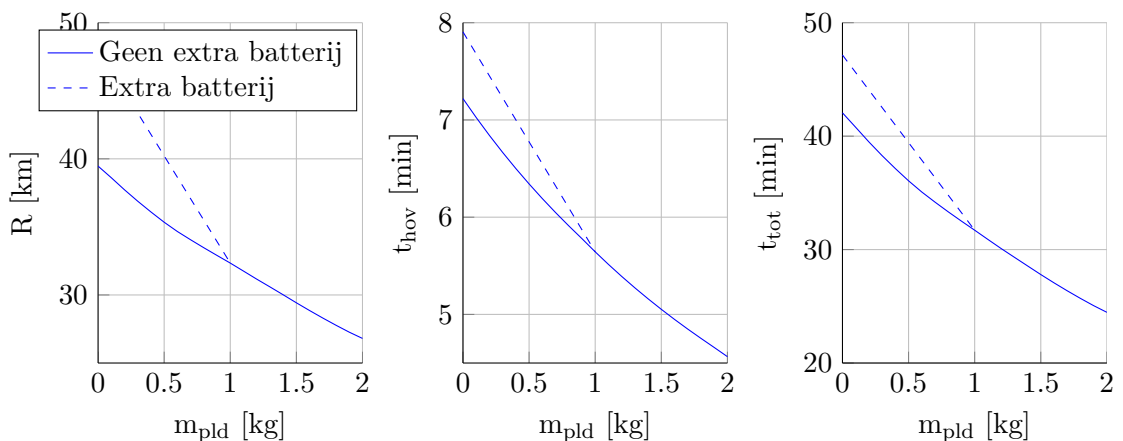
Deze sectie onderzoekt andere oplossingen dan de VertiKUL. De ontwerpen worden elk geïoptimaliseerd naar een andere parameter. Deze zijn:

1. Hoge actieradius met minder nuttige last
2. Hoge nuttige last
3. Hoge kruissnelheid

Tabel 2.6 vergelijkt deze drie ontwerpen met de VertiKUL.

Het eerste ontwerp heeft een actieradius van 50 km. Het is gelijkaardig aan de VertiKUL, er is enkel nuttige last uitgewisseld voor batterijmassa. Omdat echter langer voorwaarts gevlogen wordt, is het voordelig een propeller met een hogere pitch te gebruiken. Deze zijn immers efficiënter in voorwaartse vlucht.

Het tweede ontwerp heeft een nuttige last van 3 kg maar heeft een beperkte actieradius van 19 km. De verhoogde nuttige last veroorzaakt een sneeuwbaaleffect. Om nog aan het optimale glijgetal te kunnen vliegen, moet de vleugel groter zijn, gegeven dat de romp relatief veel weerstand heeft en er dus niet aan hogere snelheden gevlogen kan worden. Om de zware last te ondersteunen, dient de romp ook extra verstevigd



Figuur 2.27: Actieradius (links), maximale hovervluchtduur (midden) en totale vluchtduur (rechts) in functie van de nuttige last.



Parameter	Eenheid	VertiKUL	Hoge $R$	Hoge $m_{pld}$	Hoge $v_c$
Actieradius	km	32	<b>50</b>	19	18
Nuttige last	kg	1	0,100	<b>3</b>	0,5
Kruissnelheid	m/s	17	17	18	<b>33</b>
Vluchtduur	min	33	50	19	10
Spanwijdte	m	1,55	1,55	2	1
Totale massa	kg	6,5	6,5	12,6	3
Batterijmassa	kg	2,5	3,4	3,2	1
Motorvermogen	W	740	780	1.700	400
Propeller	-	APC $TE$ 9x4.5	APC $TE$ 9x6	APC $TE$ 12x8	APC $TE$ 9x5.5
$P/W$ ratio	W/kg	450	476	553	548
$W/S$ ratio	kg/m <sup>2</sup>	16	16	18	17
$RPM_{max}$	min <sup>-1</sup>	16.000	14.500	12.000	24.000

Tabel 2.6: Vergelijking van de drie alternatieve ontwerpen met de VertiKUL waarbij respectievelijk actieradius  $R$ , nuttige last  $m_{pld}$  en kruissnelheid  $v_c$  werd vergroot.

te worden. Al deze aanpassingen zorgen ervoor dat de totale massa 12,6 kg is. Om nog op te kunnen stijgen met deze massa zijn grote propellers nodig met een diameter van 12 inch.

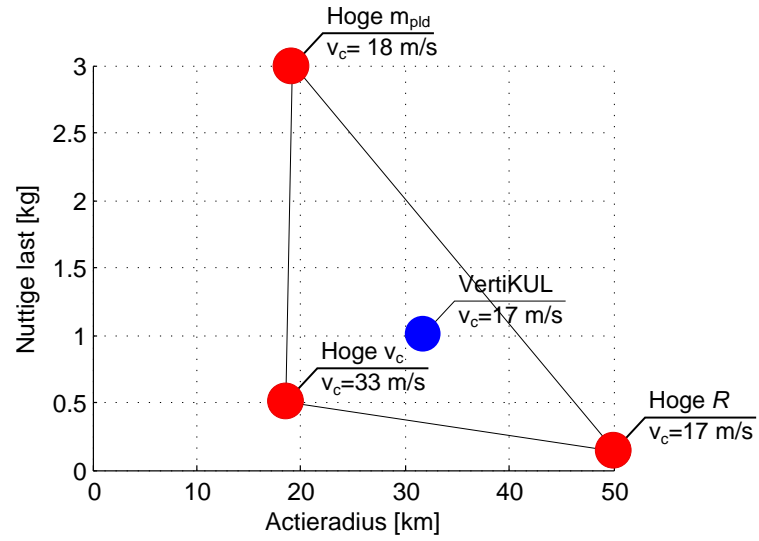
Het derde ontwerp heeft een hoge kruissnelheid van 33 m/s. Om aan hoge snelheden te vliegen met deze romp is relatief veel stuwkracht nodig. Dit vereist zowel een grote diameter en grote pitch. Echter, omdat de vleugels kleiner zijn, is er globaal minder inbouwruimte voor de propellers. Er wordt aan een lagere liftcoëfficiënt en dus een niet optimaal glijgetal gevlogen waardoor de actieradius daalt.

Figuur 2.28 toont de drie alternatieven samen met de VertiKUL. De VertiKUL is een compromis tussen de drie parameters. Echter, amper een verdubbeling in actieradius impliceert een tiende van de nuttige last ten opzichte van de VertiKUL. VertiKUL is dus een interessant compromis tussen actieradius en nuttige last. Als de nuttige last gehalveerd kan worden, kan het transport bijna dubbel zo snel verlopen. Dit is interessant voor toepassing zoals het vervoer van medicijnen of hart-defibrillatoren.

#### 2.5.4 Sensibiliteitsanalyse

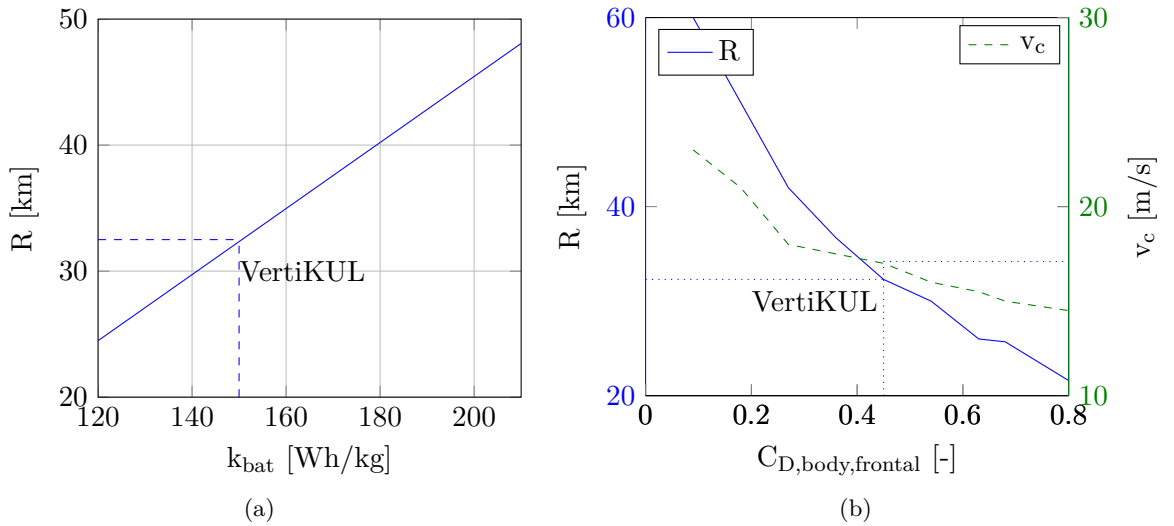
Deze sectie onderzoekt de invloed van verschillende parameters op het optimaal ontwerp voor de VertiKUL. Figuur 2.29a toont de invloed van de energiedensiteit van de batterij op de actieradius. Zoals formule 2.11 reeds aantoonde, is dit een recht evenredig verband.

Figuur 2.29b toont de invloed van de frontale weerstandscoefficiënt van de romp op de actieradius en de kruissnelheid. Bij een hogere weerstandscoefficiënt van de romp is het efficiënter om traag te vliegen (vergelijking 2.14), zodat de totale luchtweerstand



Figuur 2.28: De drie alternatieve ontwerpen vergeleken met de VertiKUL.

afneemt. Hierdoor neemt echter ook de actieradius af. De weerstandscoefficiënt van de romp heeft een relatief grote invloed op de actieradius. Een reducering van de weerstandscoefficiënt van de romp van 33% resulteert in een toename van de actieradius met 23%. De huidige romp heeft relatief veel luchtweerstand, dus is er ruimte voor verbetering.



Figuur 2.29: Invloed van de energiedichtheid van de batterij  $k_{bat}$  (links) en de frontale luchtweerstandscoefficiënt van de romp  $C_{D,body,front}$  (rechts) op de actieradius  $R$ .

## 2.6 Besluit

Dit hoofdstuk handelde over het conceptueel ontwerp en de dimensionering van de VertiKUL. Verschillende configuraties werden besproken en de voor- en nadelen zijn afgewogen. De voorkeur ging naar de H-configuratie. De te optimaliseren ontwerpparameters werden vastgelegd. Er werd een model voor elk van de componenten voorgesteld. Deze werden gebruikt in de optimalisatie van het ontwerp. Hiervoor werd een numerieke methode gepresenteerd waarbij alle mogelijke combinaties van de primaire ontwerpparameters geëvalueerd werden. Uit de bekomen oplossingsverzameling werd vervolgens het optimale ontwerp geselecteerd. Dit gebeurde aan de hand van de randvoorwaarden gespecificeerd in sectie 2.2.

De uiteindelijk bekomen oplossing, de VertiKUL genaamd, werd geanalyseerd en vergeleken met andere oplossingen waarbij telkens naar een andere ontwerpparameter geoptimaliseerd werd. Hieruit bleek dat de VertiKUL een goede balans is tussen actieradius, nuttige last en kruissnelheid. Er werd kwantitatief onderzocht wat de invloed van de energiedensiteit van de batterij en de weerstandscoefficiënt van de romp op de actieradius is.

Tabel 5.4 toont de theoretische prestaties en ontwerpparameters van de VertiKUL. Dit wordt gebruikt als basis in hoofdstuk 5: ‘VertiKUL: realisatie en experimenten’, om tot een praktische uitvoering te komen.



# Hoofdstuk 3

## Modelleren

Dit hoofdstuk beschrijft de afleiding van het dynamisch model van de VertiKUL. Het model wordt in Simulink gebruikt om een simulatieomgeving te creëren die het gedrag van de VertiKUL zo goed als nodig beschrijft. Omdat een simulatieomgeving nooit een perfecte representatie van de werkelijkheid is, worden enkel de meest invloedrijke krachten en momenten beschouwd. Deze krachten en momenten zijn in sectie 3.1.6 opgesomd. Tevens wordt de simulatieomgeving enkel gebruikt voor het testen van controlestrategieën en bijvoorbeeld niet voor het fijnregelen van alle controleparameters.

Dit hoofdstuk maakt een onderscheid tussen de quadcopterooriëntatie en de vliegtuigoriëntatie. De quadcopterooriëntatie wordt gebruikt om de VertiKUL in quadcoptermoden voor te stellen, wanneer deze ter plekke hovert of zich met lage snelheden verplaatst zoals een traditionele quadcopter. Wanneer een hogere horizontale snelheid vereist is, maakt de VertiKUL een transitie naar vliegtuigmode zodat de oriëntatie overeenkomt met deze van een traditioneel vliegtuig. Aan beide oriëntaties wordt een lichaamsassenstelsel toegekend. Het gebruik van een tweede assenstelsel voor de vliegtuigoriëntatie laat toe op een intuïtieve manier van rollen, stampen en gieren te blijven spreken na een transitie naar voorwaartse vlucht. De attitudecontrole zal echter in beide oriëntaties enkel met het assenstelsel voor quadcopterooriëntatie werken om discontinuïteiten te voorkomen. Hierdoor zullen alle grootheden in dit hoofdstuk betrekking hebben op het quadcopterassenstelsel, tenzij anders vermeld.

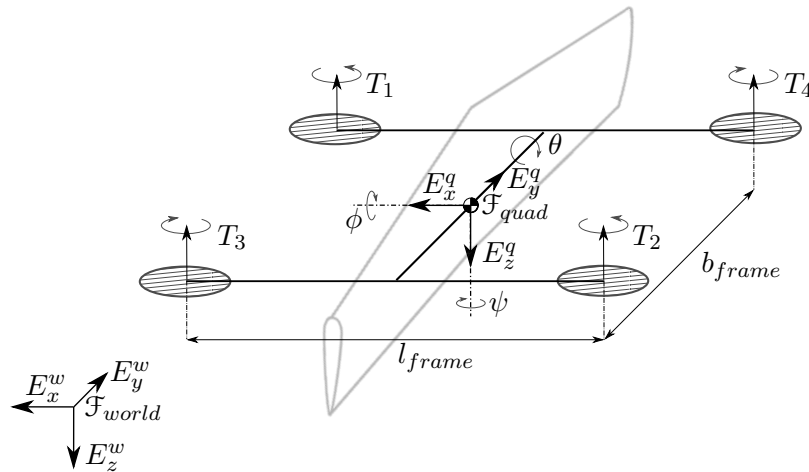
In sectie 3.2 wordt met behulp van alle krachten en momenten de bewegingsvergelijking van de VertiKUL opgesteld. Sectie 3.3, over quaternionen, bespreekt een alternatieve attitude-representatie om ongewenste singulariteiten in de Eulerhoeken-representatie te vermijden. Sectie 3.4 beschrijft de implementatie van het dynamisch model in Simulink. De laatste sectie, sectie 3.5, somt alle conclusies op. Een volledige lijst met alle modelparameters van de VertiKUL die in dit hoofdstuk aan bod komen en de overeenkomende Simulink-parameters staan in tabel B.2. De waarden van deze parameters komen overeen met de uiteindelijk gebouwde VertiKUL en niet met de parameterwaarden die volgden uit het optimalisatieproces beschreven in hoofdstuk 2.

### 3.1 Dynamisch model

In deze sectie komen verschillende aspecten van de kinematica en dynamica van de VertikUL aan bod. Sectie 3.1.1 en 3.1.2 bespreken de symbolen en formalismen die gebruikt worden om de attitude van de VertikUL voor te stellen in respectievelijk de quadcopterooriëntatie en de vliegtuigoriëntatie. Sectie 3.1.3 handelt over het basisprincipe van de aandrijving van een multicopter, namelijk differentiële stuwkracht. De kwantificering van de lineaire en rotationele inerties wordt besproken in sectie 3.1.4. Sectie 3.1.5 beschrijft een vereenvoudigd model van de motor- en propellerdynamica en de laatste sectie, sectie 3.1.6, lijst alle krachten en momenten die werken op de VertikUL op.

#### 3.1.1 Oriëntatierepresentatie quadcoptermode

Figuur 3.1 toont de definitie van het lichaamsassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}(E_x^q, E_y^q, E_z^q)$  van de VertikUL in quadcoptermode. De oorsprong valt samen met het massacentrum van de VertikUL, de x-as wijst naar voor, de z-as naar beneden en omdat het een rechtshandig assenstelsel is wijst de y-as naar stuurboord. Dit assenstelsel wordt het quadcopterassenstelsel genoemd. Het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}(E_x^w, E_y^w, E_z^w)$  is ook te zien in deze figuur en hiervan wijst de x-as naar het noorden, de y-as naar het oosten en de z-as omlaag. De oorsprong van  $\mathcal{F}_{world}$  valt instantaan samen met de oorsprong van het quadcopterassenstelsel bij het opstijgen. De rol-, stamp- en



Figuur 3.1: Lichaamsassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  van de VertikUL in quadcoptermode en het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}$ .

gierhoek beschrijven de rotaties rond de assen van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ . De rolhoek geeft een rotatie rond de x-as weer en wordt aangeduid met de Griekse letter  $\phi$ . De stamphoek  $\theta$  geeft een rotatie rond de y-as weer en de gierhoek  $\psi$  een rotatie rond de z-as. De rotatiematrix  ${}^q_w \mathbf{R}$  stelt de oriëntatie van  $\mathcal{F}_{quad}$  voor. Opeenvolgende rotaties rond de verticale (z), transverse (y) en longitudinale (x) as van het bewegende quadcopterassenstelsel over de respectievelijke hoeken  $\psi, \theta$

en  $\phi$  ten opzichte van het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}$  bepalen deze rotatiematrix. De rotatiematrix  ${}^q_w\mathbf{R}$  stemt overeen met de ZYX-Euler- of rol-stamp-gierhoeken is dus [36]:

$${}^q_w\mathbf{R} = \mathbf{R}(RPY, \phi, \theta, \psi) \quad (3.1)$$

$$= \mathbf{R}(ZYX, \psi, \theta, \phi) \quad (3.2)$$

$$= \mathbf{R}(Z, \psi) \mathbf{R}(Y, \theta) \mathbf{R}(X, \phi) \quad (3.3)$$

$$= \begin{bmatrix} c_\psi & -s_\psi & 0 \\ s_\psi & c_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} c_\theta & 0 & s_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_\theta & 0 & c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi & c_\phi \end{bmatrix} \quad (3.4)$$

$$= \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

De ZYX-Eulerhoeken zijn hier geïntroduceerd als rotaties rond bewegende assen, maar zijn equivalent aan rotaties rond de vaste assen x, y en z, respectievelijk over dezelfde hoeken  $\phi$ ,  $\theta$  en  $\psi$ . Om de rol-, stamp- en gierhoek uit de rotatiematrix  ${}^q_w\mathbf{R}$  te berekenen worden de volgende vergelijkingen gebruikt:

$$\begin{aligned} \phi &= \text{atan2}({}^q_w R_{32}, {}^q_w R_{33}) \\ \theta &= \text{asin}(-{}^q_w R_{31}) \\ \psi &= \text{atan2}({}^q_w R_{21}, {}^q_w R_{11}) \end{aligned} \quad (3.6)$$

Hierin zijn  ${}^q_w R_{ij}$  de elementen in de  $i$ -de rij en  $j$ -de kolom van de rotatiematrix  ${}^q_w\mathbf{R}$ . De functie  $\text{asin}$  berekent de boogsinus. De functie  $\text{atan2}$  berekent de boogtangens met het juiste kwadrant omdat deze expliciet gebruik maakt van zowel de sinus van de hoek (eerste argument) als de cosinus van de hoek (tweede argument) en niet enkel hun verhouding. De toestand van de VertiKUL wordt op elk moment gegeven door de lineaire en rotationele coördinaten  $\vec{\xi}$  en  $\vec{\eta}$ .

$$\vec{\xi} = (x, y, z)^\top \quad \vec{\eta} = (\phi, \theta, \psi)^\top \quad (3.7)$$

Hierin drukken  $x$ ,  $y$  en  $z$  de positie van het massacentrum van de VertiKUL ten opzichte van de oorsprong van het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}$  uit. De hoeken  $\phi$ ,  $\theta$  en  $\psi$  stellen de attitude van de VertiKUL voor, uitgedrukt in het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ .

De positievectoren  ${}^q\vec{p}_1, {}^q\vec{p}_2, {}^q\vec{p}_3$  en  ${}^q\vec{p}_4$ , gedefinieerd in het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ , bepalen de aangrijpingspunten van de respectievelijke stuwkrachten  $\vec{T}_1, \vec{T}_2, \vec{T}_3$  en  $\vec{T}_4$  in figuur 3.1. De afstand tussen twee propellers in de x-richting wordt gekwantificeerd door parameter  $l_{frame}$  en de afstand tussen twee propellers in de y-richting door parameter  $w_{frame}$ . Een derde parameter  $h_{frame}$  geeft de loodrechte afstand volgens de z-as weer tussen de propellers en de oorsprong. De aangrijpingspunten van de krachten gegenereerd door propeller 1, 2, 3 en 4 zijn in het quadcopterassenstelsel

respectievelijk:

$$\begin{aligned}
 {}_q\vec{p}_1 &= \left( \frac{w_{frame}}{2}, \frac{l_{frame}}{2}, h_{frame} \right)^\top \\
 {}_q\vec{p}_2 &= \left( -\frac{w_{frame}}{2}, -\frac{l_{frame}}{2}, h_{frame} \right)^\top \\
 {}_q\vec{p}_3 &= \left( \frac{w_{frame}}{2}, -\frac{l_{frame}}{2}, h_{frame} \right)^\top \\
 {}_q\vec{p}_4 &= \left( -\frac{w_{frame}}{2}, \frac{l_{frame}}{2}, h_{frame} \right)^\top
 \end{aligned} \tag{3.8}$$

### 3.1.2 Oriëntatierepresentatie vliegtuigmode

Voor de vliegtuigoriëntatie wordt een tweede lichaamsassenstelsel  $\mathcal{F}_{plane}(E_x^p, E_y^p, E_z^p)$  gedefinieerd dat  $90^\circ$  ten op zichte van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  geroteerd is rond de y-as, zie figuur 3.2. De z-as van het assenstelsel  $\mathcal{F}_{plane}$  valt hierdoor samen met de x-as van  $\mathcal{F}_{quad}$ , de y-as met de y-as van  $\mathcal{F}_{quad}$  en de x-as met de negatieve z-as van  $\mathcal{F}_{quad}$ . De oorsprong van  $\mathcal{F}_{world}$  valt samen met de oorsprong van  $\mathcal{F}_{quad}$ . Dit lichaamsassenstelsel  $\mathcal{F}_{plane}$  wordt het vliegtuigassenstelsel genoemd. De vliegtuigrol-, stamp- en gierhoek, respectievelijk  $\phi_p$ ,  $\theta_p$  en  $\psi_p$ , stellen de attitude van de VertikUL in het vliegtuigassenstelsel voor. Door het vliegtuigassenstelsel te gebruiken in voorwaartse vlucht komen  $\phi_p$ ,  $\theta_p$  en  $\psi_p$  overeen met de attitude van een conventioneel vliegtuig. De matrix  ${}^p_q\mathbf{R}$  die een vector, uitgedrukt in het vliegtuigassenstel, uitdrukt in het quadcopterassenstelsel is de rotatiematrix voor een rotatie van  $90^\circ$  rond de y-as:

$${}^p_q\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos(90^\circ) & 0 & \sin(90^\circ) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(90^\circ) & 0 & \cos(90^\circ) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3.9}$$

Gecombineerd met de rotatiematrix uit vergelijking 3.5 is de rotatiematrix  ${}^p_w\mathbf{R}$  die het wereldassenstelsel naar het vliegtuigassenstel roteert gelijk aan:

$${}^p_w\mathbf{R} = {}^q_w\mathbf{R} {}^p_q\mathbf{R} \tag{3.10}$$

$$= \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\phi s_\theta c_\psi + s_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\phi s_\theta s_\psi - s_\phi c_\psi \\ -s_\theta & s_\phi c_\theta & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \tag{3.11}$$

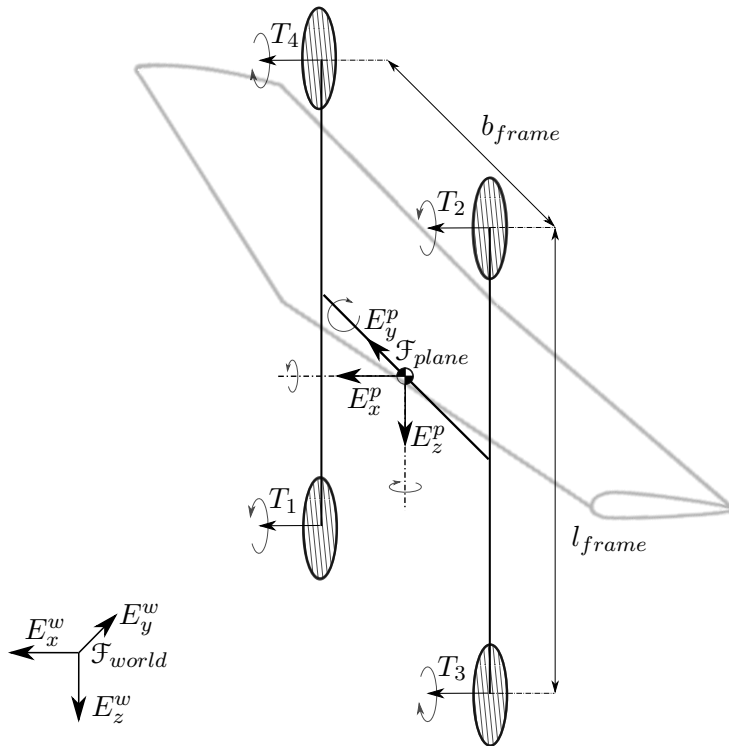
$$= \begin{bmatrix} -c_\phi s_\theta c_\psi - s_\phi s_\psi & s_\phi s_\theta c_\psi - c_\phi s_\psi & c_\theta c_\psi \\ -c_\phi s_\theta s_\psi + s_\phi c_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\theta s_\psi \\ -c_\phi c_\theta & s_\phi c_\theta & -s_\theta \end{bmatrix} \tag{3.12}$$

$$= \begin{bmatrix} c_{\theta_p} c_{\psi_p} & s_{\phi_p} s_{\theta_p} c_{\psi_p} - c_{\phi_p} s_{\psi_p} & c_{\phi_p} s_{\theta_p} c_{\psi_p} + s_{\phi_p} s_{\psi_p} \\ c_{\theta_p} s_{\psi_p} & s_{\phi_p} s_{\theta_p} s_{\psi_p} + c_{\phi_p} c_{\psi_p} & c_{\phi_p} s_{\theta_p} s_{\psi_p} - s_{\phi_p} c_{\psi_p} \\ -s_{\theta_p} & s_{\phi_p} c_{\theta_p} & c_{\phi_p} c_{\theta_p} \end{bmatrix} \tag{3.13}$$



Analoog aan vergelijking 3.6 kunnen de vliegtuigrol-, stamp- en gierhoek uit de rotatiematrix  ${}^p_w \mathbf{R}$  berekend worden met:

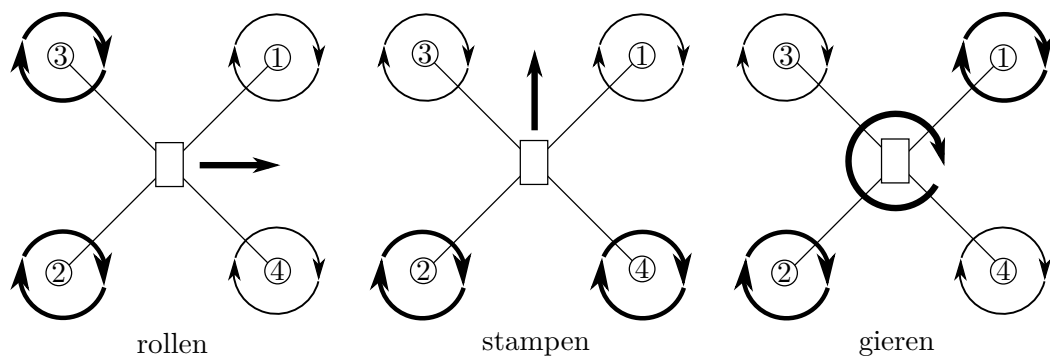
$$\begin{aligned}\phi_p &= \text{atan2}({}^p_w R_{32}, {}^p_w R_{33}) \\ \theta_p &= \text{asin}(-{}^p_w R_{31}) \\ \psi_p &= \text{atan2}({}^p_w R_{21}, {}^p_w R_{11})\end{aligned}\tag{3.14}$$



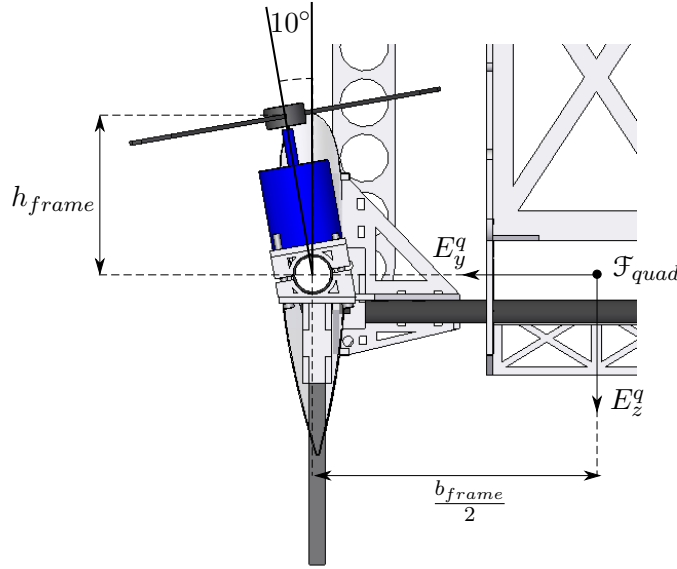
Figuur 3.2: Lichaamsassenstelsel  $\mathcal{F}_{plane}$  van de VertikUL in vliegtuigmode.

### 3.1.3 Differentiële stuwkracht

Differentiële stuwkracht (ENG: *differential thrust*) is het basisprincipe van de aandrijving van elke multicopter. Deze sectie legt de werking van dit principe uit voor een quadcopter, zijnde een multicopter met vier propellers. Om een quadcopter horizontaal te houden draaien alle vier de motoren aan ongeveer dezelfde snelheid. Hierdoor zijn de vier stuwkrachten  $\vec{T}_1, \vec{T}_2, \vec{T}_3$  en  $\vec{T}_4$  opgewekt door de propellers even groot en worden er nagenoeg geen momenten rond de assen van het quadcopterassenstelsel opgewekt, zie figuur 3.1. Elk paar tegenoverstaande propellers moet in dezelfde richting draaien en deze beide paren moeten in tegengestelde richting draaien om een ontkoppelde attitudecontrole te bekomen. Om een positief moment rond de x-as te generen laat men propeller 2 en 3 harder draaien. Typisch wordt tegelijkertijd de rotatiesnelheid van overstaande propellers (propeller 1 en 4) met hetzelfde verschil verlaagd om de totale stuwkracht gelijk te houden. Met analoge redenering genereert het versnellen van propeller 1 en 3 en het vertragen van propeller 2 en 4 een positief moment rond de y-as. De redenering om een moment rond de z-as op te wekken is anders. Elke propeller genereert namelijk ook een moment op het frame, namelijk het propellermoment. Dit is voor te stellen door een helicopter die rond de verticale as tolt wanneer de staartrotor geen tegenmoment genereert. Aangezien propeller 1 en 2 in tegenwijzerzin draaien en propeller 3 en 4 in wijzerzin zal een positief moment rond de z-as opgewekt worden wanneer propeller 1 en 2 harder draaien dan propeller 3 en 4. De quadcopter roteert in dit geval in wijzerzin. Ook hier zal een toename in rotatiesnelheid van het ene paar de afname in rotatiesnelheid van het andere paar compenseren om de totale stuwkracht gelijk te houden. Het giermoment opgewekt rond de z-as is typisch veel kleiner dan de momenten opgewekt rond de andere twee assen. Dit doordat de invloed van het propellermoment veel kleiner is dan de invloed van de stuwkracht. Door een schuinstelling van de propellers, zie figuur 3.4, is het mogelijk dit giermoment te vergroten omdat hierdoor ook de stuwkrachten een moment rond de z-as opwekken. Voor de VertikUL is een schuinstelling van  $10^\circ$  gebruikt om de grote traagheid rond de z-as te overwinnen.



Figuur 3.3: Differentiële stuwkracht om momenten rond te x-, y- en z- as op te wekken: respectievelijk rollen, stampen en gieren.



Figuur 3.4: Detail van schuinstelling van propeller 1 in een vooraanzicht van de VertikUL in quadcopter mode.

### 3.1.4 Inertie

De totale massa van de VertikUL wordt voorgesteld door  $m_{tot}$  gelijk aan 4,86 kg. Deze massa bestaat uit een leeggewicht  $m_{empty}$ , zijnde de massa van de VertikUL zonder pakket en een nuttige last  $m_{pld}$ , zijnde de massa van het pakket. Een volledige lijst met de massa's van elk onderdeel is te vinden in tabel 5.3. De traagheidsmatrix uitgedrukt in het quadcopterassenstelsel wordt voorgesteld door  ${}_q\mathbf{I}$ .

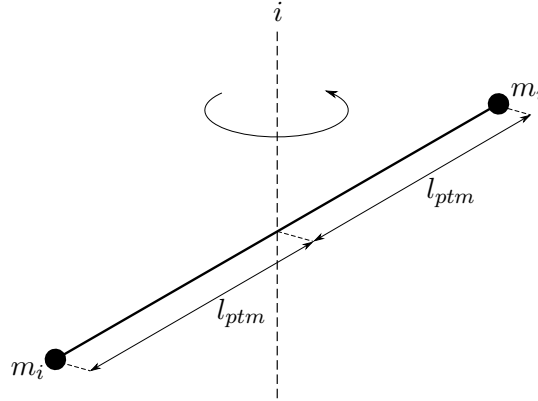
$${}_q\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (3.15)$$

Dit model veronderstelt dat de assen van het quadcopterassenstelsel symmetrieassen zijn en dat de oorsprong samenvalt met het massacentrum. Hierdoor vallen de assen van  $\mathcal{F}_{quad}$  samen met de centrale hoofdstraagheidsassen van de VertikUL. De traagheidsmatrix in vergelijking 3.15 herleidt zich daarom tot:

$${}_q\mathbf{I} = \begin{pmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{pmatrix} \quad (3.16)$$

Een benaderende berekening van de traagheidsmomenten  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  en  $I_{zz}$  staat in bijlage 3.1.4. Hieruit volgt dat de inertie rond de rol-as gelijk is aan  $I_{xx} = 0,111 \text{ kg m}^2$ . Dit is vergelijkbaar met de inertie van twee puntmassa's  $m_x$  van 0,22 kg, elk op een afstand  $l_{ptm}$  van 0,5 m van een rotatie-as, zie figuur 3.5. De inertie rond de stamp-as is  $I_{yy} = 0,066 \text{ kg m}^2$ , vergelijkbaar met twee puntmassa's  $m_y$  van 0,13 kg.

Voor de gier-as is de inertie  $I_{zz} = 0,302 \text{ kg m}^2$ , vergelijkbaar met twee puntmassa's  $m_z$  van 0,60 kg.



Figuur 3.5: Voorstelling van equivalent traagheidsmoment door twee puntmassa's  $m_i$ , elk op een afstand  $l_{ptm}$  van 0,5 m van een rotatie-as  $i$  ( $i = \{x, y, z\}$ ).

### 3.1.5 Actuatordynamica

De vier propellers genereren elk een stuwkracht en een moment welke noodzakelijk zijn voor de attitude- en hoogtecontrole van de VertiKUL. Deze stuwkrachten en momenten zijn evenredig met het kwadraat van de rotatiesnelheid van de propellers. Een vertraging tussen de gewenste en werkelijke propellertoerentallen zorgt ervoor dat de gewenste actuatoracties niet onmiddellijk aangelegd worden en kan ernstige gevolgen hebben op de stabiliteit van de attitudecontrole. De overdrachtsfunctie  $G_{rot}(s)$  tussen het gewenste en het werkelijke propellertoerental wordt in dit model voorgesteld door een eerste orde systeem met mechanische tijdsconstante  $\tau_{mech}$ , zie vergelijking 3.17 [27]. De tijdsconstante  $\tau_{mech}$  is afhankelijk van de inertie van de roterende delen, zijnde de propeller en de rotor van de motor. Bijlage A.2 geeft een afleiding van het traagheidsmoment van de roterende delen  $I_{rot}$ . Op basis van een experiment waarbij de vertraging tussen een stap in een aangelegd ingangssignaal en de gemeten stuwkracht zichtbaar is, wordt  $\tau_{mech}$  gelijk aan 0,1 s genomen. Deze vertraging is zichtbaar in figuur B.1. De motor en propeller die voor dit experiment gebruikt werden zijn niet dezelfde als deze op de VertiKUL, maar omdat op de VertiKUL lichtere propellers en sterkere motoren zitten, wordt verondersteld dat deze tijdsconstante  $\tau_{mech}$  niet onderschat is.

$$G_{rot}(s) = \frac{1}{1 + \tau_{mech} s} = \frac{1}{1 + 0.1 s} \quad (3.17)$$

### 3.1.6 Krachten en momenten

Deze sectie somt alle externe krachten en momenten die werken op de VertiKUL op. Ze staan uitgedrukt in het quadcopterasenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ .

### Stuwkracht

De vier propellers genereren een stuwkracht (ENG: *thrust*)  $\vec{T}_i$  die evenredig is met het kwadraat van toerental  $n_i$  in Hz. Door de schuinstelling  $i_{prop}$  van de propellers zijn deze vectoren niet meer parallel aan de z-as, maar de componenten volgens y-as heffen elkaar op. De totale stuwkracht  ${}_q\vec{T}_{tot}$  is dan:

$${}_q\vec{T}_{tot} = \sum_{i=1}^4 \vec{T}_i \cos(i_{prop}) \eta_{int} = - \left( 0 \quad 0 \quad \sum_{i=1}^4 T_i \eta_{int} \cos(i_{prop}) \right)^\top \quad (3.18)$$

$$\text{met} \quad T_i = C_T \rho n_i^2 D_{prop}^4 \quad i = \{1, 2, 3, 4\} \quad (3.19)$$

Hierin is  $\rho$  de dichtheid van de lucht en  $D_{prop}$  de diameter van de propeller. De stuwkrachtcoëfficiënt van de propeller  $C_T$  is afhankelijk van de snelheid van de lucht loodrecht op de propeller. Deze coëfficiënt wordt in dit model echter constant verondersteld en gelijk aan  $C_{T_0}$ , de statische stuwkrachtcoëfficiënt. Het experiment waaruit deze coëfficiënt wordt bepaald, staat beschreven in bijlage E. De totale stuwkracht vermindert door interferentie van de schroefwinden, dit wordt gekwantificeerd door  $\eta_{int}$ .

### Luchtweerstand

De luchtweerstand (ENG: *body drag*) werkende op de VertiKUL is evenredig met het kwadraat van de snelheid  ${}_q\vec{v}$  en wordt voorgesteld door  ${}_q\vec{D}_{body}$ . Voor de x- en y-richting van  $\mathcal{F}_{quad}$  heeft dit betrekking op de volledige VertiKUL, voor de z-richting enkel op de romp van de VertiKUL omdat de luchtweerstand van de vleugel apart wordt beschouwd.

$${}_q\vec{D}_{body} = \begin{pmatrix} -D_{body,x} \\ -D_{body,y} \\ -D_{body,z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{1}{2} C_{D,body,top} S \rho {}_q v_x |{}_q v_x| \\ -\frac{1}{2} C_{D,body,side} S \rho {}_q v_y |{}_q v_y| \\ -\frac{1}{2} C_{D,body,front} S \rho {}_q v_z |{}_q v_z| \end{pmatrix} \quad (3.20)$$

Hierin is  $S$  de vleugeloppervlakte. De weerstandcoëfficiënt  $C_{D,body,front}$  wordt experimenteel bepaald. Op basis van dit experiment wordt voor  $C_{D,body,side}$  en  $C_{D,body,top}$  een benaderende waarde berekend. Een beschrijving van het experiment en de berekening van de drie weerstandcoëfficiënten is te vinden in sectie 5.4.1. Een kanttekening hierbij is dat de z-component van  ${}_q\vec{D}_{body}$  enkel representatief is voor een negatieve  ${}_q v_z$ . Dit komt overeen met de voorwaartse vlucht of stijgvlucht in quadcoptermode.

### Zwaartekracht

De zwaartekracht  ${}_q\vec{W}$  grijpt aan in het massacentrum van de VertiKUL en dus in de oorsprong van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ . De massa van de VertiKUL wordt voorgesteld door  $m_{tot}$  en  $g$  is de valversnelling ( $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ ). In het quadcopterassenstelsel is de zwaartekracht:

$${}_q\vec{W} = {}_w\mathbf{R}^\top {}_w\vec{W} = {}_w\mathbf{R}^\top \left( 0 \quad 0 \quad m_{tot} g \right)^\top \quad (3.21)$$

met  ${}_w\mathbf{R}$  gelijk aan de rotatiematrix uit vergelijking 3.5.

### Rolactuatoormoment

Een moment  ${}_q\vec{M}_\phi$  rond de x-as ontstaat wanneer de som van de stuwkrachten gegenereerd door propeller 2 en 3 verschillend is van de som van de stuwkrachten gegenereerd door propeller 1 en 4, zie ook sectie 3.1.3.

$${}_q\vec{M}_\phi = \left( M_\phi \eta_{int} \cos(i_{prop}) \quad 0 \quad 0 \right)^\top \quad (3.22)$$

$$\text{met} \quad M_\phi = -\frac{w_{frame}}{2}(T_1 + T_4) + \frac{w_{frame}}{2}(T_2 + T_3) \quad (3.23)$$

### Stampactuatoormoment

Een moment  ${}_q\vec{M}_\theta$  rond de y-as ontstaat wanneer de som van de stuwkrachten gegenereerd door propeller 1 en 3 verschillend is van de som van de stuwkrachten gegenereerd door propeller 2 en 4, zie ook sectie 3.1.3.

$${}_q\vec{M}_\theta = \left( 0 \quad M_\theta \eta_{int} \cos(i_{prop}) \quad 0 \right)^\top \quad (3.24)$$

$$\text{met} \quad M_\theta = \frac{l_{frame}}{2}(T_1 + T_3) - \frac{l_{frame}}{2}(T_2 + T_4) \quad (3.25)$$

### Gieractuatoormoment

Een gecombineerd effect van de vier propellers kan ook een moment in de z-richting genereren doordat elke propeller een moment  $Q_i$  opwekt dat evenredig is met het kwadraat van het toerental  $n_i$  in Hz. Een moment  ${}_q\vec{M}_\psi$  rond de z-as ontstaat wanneer de som van reactiemomenten gegenereerd door propeller 1 en 2 verschillend is van de som van de reactiemomenten gegenereerd door propeller 3 en 4. Dit effect wordt versterkt door een schuinstelling  $i_{prop}$  van de propellers, zie ook sectie 3.1.3.

$${}_q\vec{M}_\psi = \left( 0 \quad 0 \quad M_\psi \right)^\top \quad (3.26)$$

$$\text{met} \quad M_\psi = (Q_1 + Q_2 - Q_3 - Q_4) + \frac{l_{frame}}{2}(T_1 + T_2 - T_3 - T_4) \eta_{int} \sin(i_{prop}) \quad (3.27)$$

$$\text{en} \quad Q_i = C_Q \rho n_i^2 D_{prop}^5 \quad i = \{1, 2, 3, 4\} \quad (3.28)$$

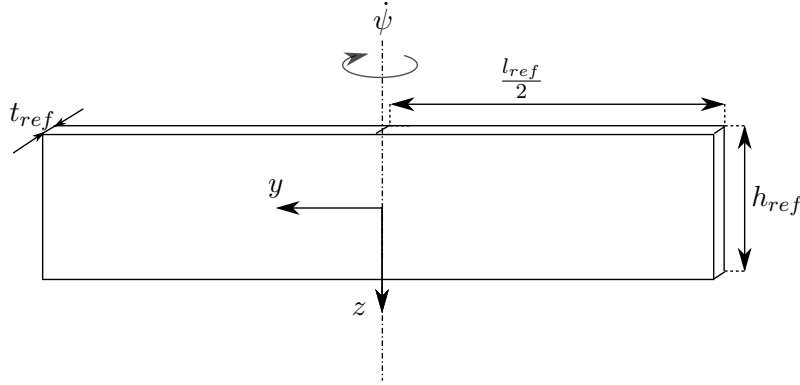
Hierin is  $C_Q$  de momentcoëfficiënt van de propeller, deze is afhankelijk van de snelheid van de lucht loodrecht op de propeller. In dit model wordt deze coëfficiënt echter constant verondersteld en gelijk aan  $C_{Q_0}$ , de statische momentcoëfficiënt van de propeller. Het experiment waaruit deze coëfficiënt wordt bepaald staat beschreven in sectie E.

### Weerstandsmomenten

De luchtweerstand wekt ook momenten  ${}_q\vec{M}_{D,body}$  op evenredig met het kwadraat van de hoeksnelheden  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$  en  $\dot{\psi}$ . Een afleiding van vergelijking 3.29 is te vinden in bijlage A.3.

$${}_q\vec{M}_{D,body} = \begin{pmatrix} -M_{D,body,\phi} \\ -M_{D,body,\theta} \\ -M_{D,body,\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{h_{ref}^4 l_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\psi} |\dot{\psi}| \\ -\frac{l_{ref}^4 h_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\theta} |\dot{\theta}| \\ -\frac{h_{ref}^4 l_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\psi} |\dot{\psi}| \end{pmatrix} \quad (3.29)$$

Hierin zijn  $t_{ref}$ ,  $l_{ref}$  en  $h_{ref}$  respectievelijk de referentiedikte, -lengte en -hoogte gebruikt om de VertikUL voor te stellen, zie figuur 3.6. Deze lengtes komen overeen met die van de volledige vleugel omdat voor de rotationele luchtweerstand het effect van de vleugel veel groter is dan dat van de romp. De waarden van deze lengtes zijn te vinden in tabel B.2. De weerstandscoefficiënt  $C_{D,plate}$  is gelijk aan de weerstandscoefficiënt van een vlakke plaat, namelijk  $C_{D,plate} = 1,98$  [33].



Figuur 3.6: Definitie van referentielengte, -hoogte en -dikte voor het bepalen van het weerstandsmoment  $M_{D,body,\psi}$  rond de z-as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ .

### Gyroscopisch effect

Het roteren van de propellers wekt een moment  ${}_q\vec{M}_{gyro}$  op dat de VertikUL doet kantelen. Dit is het gyroscopisch effect van de propellers.

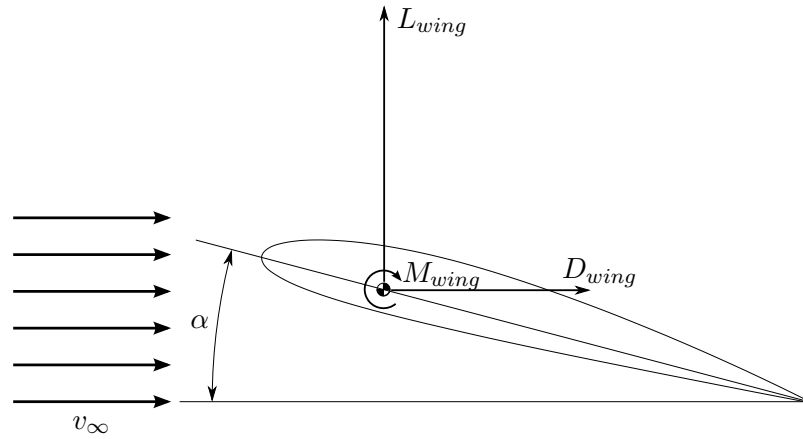
$${}_q\vec{M}_{gyro} = -I_{rot} \Omega \begin{pmatrix} \dot{\theta} & -\dot{\phi} & 0 \end{pmatrix}^T \quad (3.30)$$

$$\text{met} \quad \Omega = -\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 + \omega_4 \quad (3.31)$$

Hierin is  $I_{rot}$  het traagheidsmoment van de roterende delen, zijnde de propeller en de rotor van de motor. In bijlage A.2 wordt de grootte van dit traagheidsmoment afgeschat. Het toerental van de propeller in rad/s wordt voorgesteld door  $\omega_i$  ( $i = \{1, 2, 3, 4\}$ ).

**Voorwaartse vlucht** In voorwaartse vlucht genereert de vleugel aerodynamische krachten die niet te verwaarlozen zijn. Figuur 3.7 toont de liftkracht  $L_{wing}$  en de luchtweerstand van de vleugel  $D_{wing}$ . Deze aerodynamisch krachten zijn afhankelijk van aanvalshoek  $\alpha$  welke gedefinieerd is als de hoek tussen de koorde van het vleugelprofiel en de luchtstroming. Deze aanvalshoek wordt berekend als de boogtangens van de verhouding van de x-component over de z-component van de snelheid  ${}_q\vec{v}$ . Wanneer de koorde van het vleugelprofiel niet parallel aan de x-as van het vliegtuigassenstelsel  $\mathcal{F}_{plane}$  is maar onder een inbouwhoek  $i$  staat, dient de hoek bepaald door de boogtangens met  $i$  vermeerderd te worden. De aanvalshoek van de vleugel is dan:

$$\alpha = \text{atan2}(-{}_qv_x, -{}_qv_z) + i \quad (3.32)$$



Figuur 3.7: Liftkracht  $L_{wing}$ , luchtweerstand van de vleugel  $D_{wing}$  en vleugelmoment  $M_{wing}$  werkende op een vleugelprofiel bij aanvalshoek  $\alpha$  en vrije luchtsnelheid  $v_\infty$ .

### Liftkracht

De luchtstroom over de vleugel genereert een liftkracht  ${}_q\vec{L}_{wing}$ , deze grijpt aan in het aerodynamisch centrum. Er wordt verondersteld dat enkel de componenten van de vrije luchtsnelheid  ${}_q\vec{v}_\infty$  in het vlak van het vleugelprofiel een liftkracht genereert ( ${}_q\vec{v}_\infty = -{}_q\vec{v}$ ).

$${}_q\vec{L}_{wing} = L_{wing} \begin{pmatrix} \frac{{}_qv_z}{\sqrt{{}_qv_x^2 + {}_qv_z^2}} & 0 & \frac{-{}_qv_x}{\sqrt{{}_qv_x^2 + {}_qv_z^2}} \end{pmatrix}^\top \quad (3.33)$$

$$\text{met} \quad L_{wing} = \frac{1}{2} C_L \rho S ({}_qv_x^2 + {}_qv_z^2) \quad (3.34)$$

Hierin is  $C_L$  de liftcoëfficiënt. Deze is afhankelijk van de aanvalshoek  $\alpha$  en dit verband is voor het gekozen vleugelprofiel *NACA 23012* terug te vinden in figuur 2.12.



### Luchtweerstand van de vleugel

De luchtweerstand van de vleugel  ${}_q\vec{D}_{wing}$  (ENG: *wing drag*) wordt apart van de luchtweerstand van de romp beschouwd en wordt voorgesteld door een kracht die aangrijpt in het aerodynamisch centrum. De weerstandscoëfficiënt van de vleugel  $C_{D,wing}$  bestaat uit een geïnduceerde ( $C_{D,i}$ ) en een parasitaire ( $C_{D,afl}$ ) component. Het verband tussen  $C_{D,afl}$  en aanvalshoek  $\alpha$  is voor het gekozen vleugelprofiel *NACA 23012* af te leiden uit figuur 2.12. Ook hier wordt verondersteld dat enkel de componenten van de vrije lichtsnelheid in het vlak van de vleugel een luchtweerstand genereert.

$${}_q\vec{D}_{wing} = D_{wing} \begin{pmatrix} \frac{-qv_x}{\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2}} & 0 & \frac{-qv_z}{\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2}} \end{pmatrix}^\top \quad (3.35)$$

$$\text{met} \quad D_{wing} = \frac{1}{2} C_{D,wing} \rho S (qv_x^2 + qv_z^2) \quad (3.36)$$

$$\text{en} \quad C_{D,wing} = C_{D,afl} + C_{D,i}, \quad C_{D,i} = \frac{C_L^2}{\pi AR e} \quad (3.37)$$

Hierin is  $AR$  de *aspect ratio*, gedefinieerd als de verhouding het kwadraat van de spanwijdte  $b$  tot de vleugeloppervlakte  $S$  en  $e$  het Oswald getal, welke de niet-ellipticiteit van de liftverdeling in acht neemt.

### Vleugelmoment

De vleugel wekt ook een moment  ${}_q\vec{M}_{wing}$  op rond de  $y$ -as dat evenredig is met het kwadraat van de snelheid ten opzichte van de luchtstroming.

$${}_q\vec{M}_{wing} = \begin{pmatrix} 0 & M_{wing} & 0 \end{pmatrix} \quad (3.38)$$

$$\text{met} \quad M_{wing} = \frac{1}{2} (C_M + C_L \frac{-l_{aero}}{l_\mu}) \rho S l_\mu (qv_x^2 + qv_z^2) \quad (3.39)$$

Hierin is  $l_\mu$  de gemiddelde koorde, gedefinieerd als de verhouding van de vleugeloppervlakte  $S$  tot de spanwijdte  $b$ . De momentcoëfficiënt van de vleugel  $C_M$  is afhankelijk van de aanvalshoek  $\alpha$ . Deze afhankelijkheid is voor het gekozen vleugelprofiel *NACA 23012* getoond in figuur 2.12. De verhouding  $l_{aero}$  tot  $l_\mu$  is de statische stabiliteitsmarge met  $l_{aero}$  de afstand tussen het massacentrum en het aerodynamisch centrum van de vleugel. Bij de VertiKUL ligt het aerodynamisch centrum achter het massacentrum.

### Vinmoment

De structuren die de vier motoren aan de romp houden zijn vergelijkbaar met een staartvin van een conventioneel vliegtuig. Doordat deze vinnen zich echter in de schroefwind van de propellers bevinden is de luchtstroming hier vooral turbulent en niet aangehecht aan het oppervlak. Daarom wordt in dit model verondersteld dat de vinnen geen stabiliserend moment opwekken.

### Wingletmoment

Winglets op de VertiKUL (figuur 5.7) zorgen voor stabiliteit rond de x- en z-as van het quadcopterasenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ . Figuur 3.8 illustreert de stabiliteit rond de x-as. Voor de berekening van de lift en luchtweerstand van de winglet, respectievelijk  $L_{winglet}$  en  $D_{winglet}$ , worden de lift- en luchtweerstandscoefficiënt  $C_{L,plate}$  en  $C_{D,plate}$  van een vlakke plaat bij kleine aanvalshoeken gebruikt, zie vergelijking 3.41 en 3.42. De aanvalshoek van de winglets is de sliphoek  $\beta$  en wordt berekend als de boogtangens van de verhouding van het tegengestelde van de y-component van de snelheid  ${}_q\vec{v}$  tot het tegengestelde van de z-component:

$$\beta = \text{atan2}(-{}_qv_y, -{}_qv_z) \quad (3.40)$$

$$C_{L_{winglet}} = C_{L,plate} = 2 \pi \beta \quad (3.41)$$

$$C_{D_{winglet}} = C_{D,plate} = 1,28 \sin \beta \quad (3.42)$$

Analoog aan vergelijking 3.33 en 3.35 kunnen de liftkracht en luchtweerstand van de winglet als volgt berekend worden:

$${}_q\vec{L}_{winglet} = L_{winglet} \begin{pmatrix} 0 & \frac{{}_qv_z}{\sqrt{{}_qv_y^2 + {}_qv_z^2}} & \frac{{}_qv_y}{\sqrt{{}_qv_y^2 + {}_qv_z^2}} \end{pmatrix}^\top \quad (3.43)$$

$$\text{met } L_{winglet} = \frac{1}{2} C_{L_{winglet}} \rho S_{winglet} \cos(i_{winglet}) ({}_qv_y^2 + {}_qv_z^2) \quad (3.44)$$

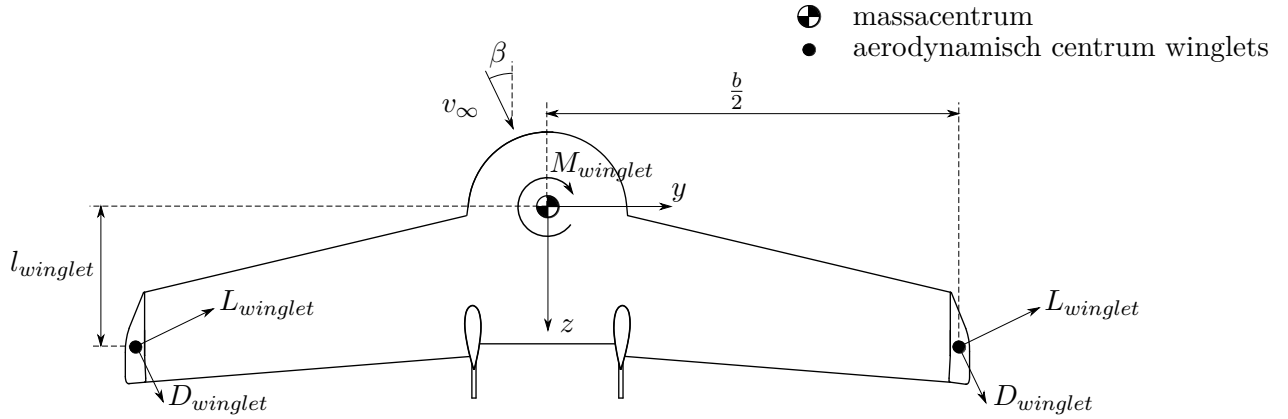
$${}_q\vec{D}_{winglet} = D_{winglet} \begin{pmatrix} 0 & \frac{{}_qv_y}{\sqrt{{}_qv_y^2 + {}_qv_z^2}} & \frac{-{}_qv_z}{\sqrt{{}_qv_y^2 + {}_qv_z^2}} \end{pmatrix}^\top \quad (3.45)$$

$$\text{met } D_{winglet} = \frac{1}{2} C_{D_{winglet}} \rho S_{winglet} \cos(i_{winglet}) ({}_qv_y^2 + {}_qv_z^2) \quad (3.46)$$

Hierin is  $S_{winglet}$  de oppervlakte van de winglet en  $i_{winglet}$  de hoek tussen het vlak van de winglet en het xz-vlak van  $\mathcal{F}_{quad}$ . De lengte  $l_{winglet}$  tussen het aerodynamisch centrum van een winglet en het massacentrum volgens de z-as van  $\mathcal{F}_{quad}$  is getoond in figuur 3.8. Het moment  ${}_q\vec{M}_{winglet}$  door de aanwezigheid van winglets is:

$${}_q\vec{M}_{winglet} = \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{-b}{2} \\ l_{winglet} \end{pmatrix} \times ({}_q\vec{L}_{winglet} + {}_q\vec{D}_{winglet}) + \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{b}{2} \\ l_{winglet} \end{pmatrix} \times ({}_q\vec{L}_{winglet} + {}_q\vec{D}_{winglet}) \quad (3.47)$$

Omwille van de afwezigheid van V-stelling (dihedraal) worden de winglets onder een kleine inclinatie  $i_{winglet}$  geplaatst om rolstabiliteit te verhogen.



Figuur 3.8: Stabiliserend moment  $M_{winglet}$  rond de x-as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  door de winglets, afhankelijk van sliphoek  $\beta$ .

### Gierinvloed

Door een rotatiesnelheid rond gier-as van het vliegtuigassenstelsel (x-as van het quadcopterassenstelsel) zal tijdens voorwaartse vlucht één vleugel een grotere luchtsnelheid waarnemen dan de andere. Hierdoor zal ook de liftkracht en luchtweerstand bij die vleugel groter zijn, zie figuur 3.9. De liftkracht en luchtweerstand van de linker- en rechtervleugel is respectievelijk:

$${}_q\vec{L}_{wing,L} = \frac{1}{2}q\vec{L}_{wing} \frac{(\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2} + \frac{w_{aero}}{2}\dot{\phi})^2}{qv_x^2 + qv_z^2} \quad (3.48)$$

$${}_q\vec{D}_{wing,L} = \frac{1}{2}q\vec{D}_{wing} \frac{(\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2} + \frac{w_{aero}}{2}\dot{\phi})^2}{qv_x^2 + qv_z^2} \quad (3.49)$$

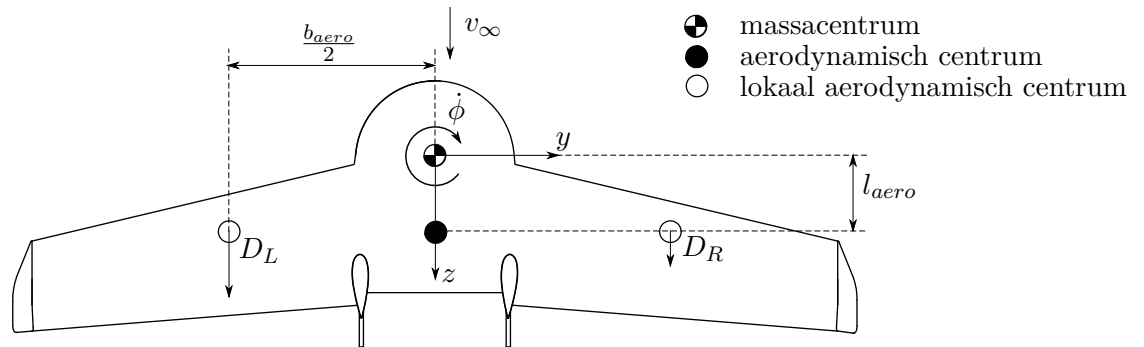
$${}_q\vec{L}_{wing,R} = \frac{1}{2}q\vec{L}_{wing} \frac{(\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2} - \frac{w_{aero}}{2}\dot{\phi})^2}{qv_x^2 + qv_z^2} \quad (3.50)$$

$${}_q\vec{D}_{wing,R} = \frac{1}{2}q\vec{D}_{wing} \frac{(\sqrt{qv_x^2 + qv_z^2} - \frac{w_{aero}}{2}\dot{\phi})^2}{qv_x^2 + qv_z^2} \quad (3.51)$$

Het moment  ${}_q\vec{M}_{\dot{\psi}}$  gecreëerd door dit verschil in liftkracht en luchtweerstand van de linker- en rechtervleugel is:

$${}_q\vec{M}_{\dot{\psi}} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\frac{w_{aero}}{2} \\ 0 \end{pmatrix} \times ({}_q\vec{D}_{wing,R} - {}_q\vec{D}_{wing,L} + {}_q\vec{L}_{wing,R} - {}_q\vec{L}_{wing,L}) \quad (3.52)$$

Hierin is  $w_{aero}$  de afstand tussen de lokale aerodynamische centra van de twee vleugelhelften, zie figuur 3.9.



Figuur 3.9: Verschil in liftkracht en luchtweerstand op de linker- en rechtervleugels o.w.v. een hoeksnelheid rond de  $z$ -as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ .

**Overige krachten en momenten** De literatuur beschrijft nog andere krachten en momenten. Zo zijn er bijvoorbeeld naafkrachten (ENG: *hub forces*), dit zijn krachten in het vlak van de propellers die inwerken op de naaf en propeller [27]. Daarnaast zijn er rollmomenten (ENG: *rolling moments*) wanneer de luchtstroming over het avancerende deel van de propeller sneller is dan over het terugtrekkende deel. Dit doet zich bijvoorbeeld voor tijdens horizontale bewegingen in quadcopter mode [27]. Aangezien het moeilijk is deze kleine momenten te kwantificeren en omdat het toevoegen van deze momenten van weinig toegevoegde waarde is in de simulatieomgeving zijn deze niet in het model opgenomen. Ook S. Bouabdallah [27] maakt deze aanname bij het opstellen van het controlemodel voor een quadcopter.

## 3.2 Bewegingsvergelijkingen

Het Newton-Eulerformalisme [37] in vergelijking 3.53 beschrijft de dynamica van de VertikUL onder invloed van externe krachten en momenten die op het massacentrum werken. Hierin zijn  ${}^q\vec{v} = ({}^q\vec{v}_x, {}^q\vec{v}_y, {}^q\vec{v}_z)^\top$  en  ${}^q\vec{\omega} = (\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi})^\top$  de respectievelijk lineaire en rotationele snelheden uitgedrukt in het quadcopterasenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ . Matrix  ${}^q\mathbf{I}$  is de inertiematrix,  $m$  is de totale massa van de VertikUL en  $\mathbb{1}_3$  is een 3x3-eenheidsmatrix. De externe krachten  ${}^q\vec{F}$  en momenten  ${}^q\vec{M}$  in het rechterlid van de vergelijking staan opgesomd in de vorige sectie, sectie 3.1.6.

$$\begin{bmatrix} m\mathbb{1}_3 & 0 \\ 0 & {}^q\mathbf{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}^q\dot{\vec{v}} \\ {}^q\dot{\vec{\omega}} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} {}^q\vec{\omega} \times m {}^q\vec{v} \\ {}^q\vec{\omega} \times {}^q\mathbf{I} {}^q\vec{\omega} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sum {}^q\vec{F} \\ \sum {}^q\vec{M} \end{bmatrix} \quad (3.53)$$

### 3.2.1 Translatie

Wanneer enkel translatie beschouwd wordt herleidt vergelijking 3.53 zich tot vergelijking 3.54 [38]. Uitgedrukt in het quadcopterasenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  is dit:

$$\left\{ \begin{array}{l} m {}^q\dot{v}_x = m (\dot{\psi} {}^qv_y - \dot{\theta} {}^qv_z) + {}^qW_x - D_{body,x} + L_{wing} \frac{{}^qv_z}{\sqrt{{}^qv_x^2 + {}^qv_z^2}} \\ \qquad \qquad \qquad - D_{wing} \frac{{}^qv_x}{\sqrt{{}^qv_x^2 + {}^qv_z^2}} \\ m {}^q\dot{v}_y = m (\dot{\phi} {}^qv_z - \dot{\psi} {}^qv_x) + {}^qW_y - D_{body,y} \\ m {}^q\dot{v}_z = m (\dot{\theta} {}^qv_x - \dot{\phi} {}^qv_y) + {}^qW_z - D_{body,z} - L_{wing} \frac{{}^qv_x}{\sqrt{{}^qv_x^2 + {}^qv_z^2}} \\ \qquad \qquad \qquad - D_{wing} \frac{{}^qv_z}{\sqrt{{}^qv_x^2 + {}^qv_z^2}} - \sum_{i=1}^4 (T_i \eta_{int} \cos(i_{prop})) \end{array} \right. \quad (3.54)$$

Door de krachten uit sectie 3.1.6 vóór te vermenigvuldigen met de rotatiematrix  ${}^q_w\mathbf{R}$  bekomt men de bewegingsvergelijking voor translatie uitgedrukt in het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}$ :

$$m \ddot{\xi} = {}_w\vec{W} + {}_w\vec{T}_{tot} + {}_w\vec{D}_{body} + {}_w\vec{L}_{wing} + {}_w\vec{D}_{wing} \quad (3.55)$$

Hierin is  $\ddot{\xi}$  de vector die de tweede afgeleides van de positiecoördinaten  $x$ ,  $y$  en  $z$  van de VertikUL in het wereldassenstelsel bevat,  $\ddot{\xi} = (\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z})^\top$ .

### 3.2.2 Rotatie

Met de momenten uit sectie 3.1.6 herleidt de bewegingsvergelijking voor rotatie uitgedrukt in het quadcopterasenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  zich tot de volgende vergelijking [38]:

$$\begin{cases} I_{xx} \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} (I_{yy} - I_{zz}) - I_{rot} \Omega \dot{\theta} - {}_q M_{D,body,x} + {}_q M_{winglet,x} + {}_q M_{\dot{\psi},x} + M_{\phi} \eta_{int} \cos(i_{prop}) \\ I_{yy} \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} (I_{zz} - I_{xx}) + I_{rot} \Omega \dot{\phi} - {}_q M_{D,body,y} + {}_q M_{winglet,y} + {}_q M_{\dot{\psi},y} + M_{wing} + M_{\theta} \eta_{int} \cos(i_{prop}) \\ I_{zz} \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} (I_{xx} - I_{yy}) + {}_q M_{D,body,z} + {}_q M_{winglet,z} + {}_q M_{\dot{\psi},z} + M_{\psi} \end{cases} \quad (3.56)$$

De eerste termen in de rechterleden van vergelijking 3.56 vertegenwoordigen het gyroscopisch effect van het lichaam. Vergelijking 3.56 wordt niet omgevormd naar het wereldassenstelsel  $\mathcal{F}_{world}$  omdat voor rotatie voornamelijk de uitdrukking in het quadcopterasenstelsel gebruikt wordt.

## 3.3 Quaternionvoorstelling

De voorstelling van de attitude van een quadcopter of vliegtuig met ZYX-Eulerhoeken als rotaties rond bewegende assen is zeer intuïtief en kan perfect gebruikt worden voor attitudecontrole zolang de quadcopter of het vliegtuig binnen zijn traditioneel vluchtregime blijft. Echter, door een singulariteit in deze voorstelling wanneer de stamhoek  $-90^\circ$  of  $90^\circ$  is, zal de attitudecontrole falen wanneer bijvoorbeeld een vliegtuig verticaal omhoog ( $\theta_p = 90^\circ$ ) vliegt, of wanneer een quadcopter  $90^\circ$  gekanteld en horizontaal vooruit ( $\theta = -90^\circ$ ) vliegt. Sectie 3.3.5 legt uit waarom attitudecontrole rond een singulariteit niet mogelijk is. Een andere attituderepresentatie komt tegemoet aan zulke probleem gevende attitudes die zich bij de VertiKUL continu voordoen.

Eén alternatief voor Eulerhoeken is het gebruik van rotatiematrices welke geen singulariteiten bevatten, maar wel meer variabelen gebruiken dan noodzakelijk. De Eulerhoekenrepresentatie gebruikt het minimaal aantal variabelen, namelijk drie hoeken, terwijl rotatiematrices negen variabelen gebruiken, namelijk de negen elementen in de 3x3-matrix.

Deze sectie beschrijft nog een alternatief, namelijk de quaternionrepresentatie die interessant is omdat ze een compromis vormt tussen de voor- en nadelen van de twee vorige attituderepresentaties. Ze wordt vooral gebruikt in de ruimtevaart om bijvoorbeeld de attitude van satellieten te controleren.

### 3.3.1 Quaterniondefinitie

De quaternionrepresentatie is een set van vier variabelen. Als de equivalente rotatieas  $\vec{e}_{eq}$  en de equivalente rotatiehoek  $\chi$  gekend zijn, dan is de quaternion  $\vec{q}$  die dezelfde

attitude voorstelt, gedefinieerd als de volgende vector met vier elementen:

$$\vec{q}(\vec{e}_{eq}, \chi) = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \frac{\chi}{2} e_{eq,x} \\ \sin \frac{\chi}{2} e_{eq,y} \\ \sin \frac{\chi}{2} e_{eq,z} \\ \cos \frac{\chi}{2} \end{pmatrix} \quad (3.57)$$

### 3.3.2 Quaternion-Eulerconversies

#### Eulerhoeken naar Quaternion

Aangezien in plaats van de equivalente rotatieas en rotatiehoek soms de rol-, stamp- en gierhoek gegeven zijn, is een conversie nodig om uit deze Eulerhoeken de quaternion  $\vec{q}$  te bepalen die dezelfde attitude voorstelt [39]:

$$\vec{q} = \begin{pmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} - \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} - \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} \\ \cos \frac{\phi}{2} \cos \frac{\theta}{2} \cos \frac{\psi}{2} + \sin \frac{\phi}{2} \sin \frac{\theta}{2} \sin \frac{\psi}{2} \end{pmatrix} \quad (3.58)$$

#### Quaternion naar Eulerhoeken

De volgende vergelijking laat toe de Eulerhoeken die overeenstemmen een gegeven quaternion te bepalen [40]:

$$\begin{aligned} \phi &= \text{atan2}(2(q_1 q_4 + q_2 q_3), -q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 + q_4^2) \\ \theta &= \text{asin}(-2(q_1 q_3 - q_2 q_4)) \\ \psi &= \text{atan2}(2(q_1 q_2 + q_3 q_4), q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 + q_4^2) \end{aligned} \quad (3.59)$$

### 3.3.3 Quaternionvermenigvuldiging

De vermenigvuldiging tussen twee quaternionen  $\vec{q}_{init}$  en  $\vec{q}_{rot}$  is gedefinieerd als volgt [41]:

$$\vec{q}_{final} = \vec{q}_{init} \otimes \vec{q}_{rot} = \begin{bmatrix} q_{rot,4} & q_{rot,3} & -q_{rot,2} & q_{rot,1} \\ -q_{rot,3} & q_{rot,4} & q_{rot,1} & q_{rot,2} \\ q_{rot,2} & -q_{rot,1} & q_{rot,4} & q_{rot,3} \\ -q_{rot,1} & -q_{rot,2} & -q_{rot,3} & q_{rot,4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{init,1} \\ q_{init,2} \\ q_{init,3} \\ q_{init,4} \end{bmatrix} \quad (3.60)$$

Quaternionvermenigvuldiging kan geïnterpreteerd worden als een transformatie van een initiële attitude  $\vec{q}_{init}$  naar een uiteindelijke attitude  $\vec{q}_{final}$ . Deze transformatie is een rotatie over de hoeken  $\psi$ ,  $\theta$  en  $\phi$  over de bewegende z-, y- en x-as respectievelijk. Met deze rotatie komt een quaternion  $\vec{q}_{rot}$  overeen die men bekomt door  $\psi$ ,  $\theta$  en  $\phi$  in te vullen in vergelijking 3.58.

### 3.3.4 Quaternioninverse

De inverse van een gegeven quaternion is [42]:

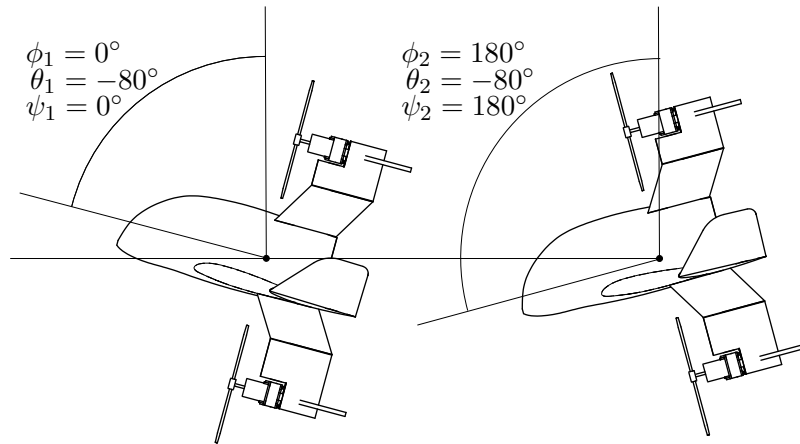
$$\vec{q}_{inv} = \vec{q}^{-1} = \begin{pmatrix} -q_1 \\ -q_2 \\ -q_3 \\ q_4 \end{pmatrix} \quad (3.61)$$

### 3.3.5 Quaternioncontrole

In een simpele controlewet die bepaalt welke momenten  $\tau_\alpha$  aan te leggen rond de lichaamsassen zijn deze momenten bijvoorbeeld gelijk aan een factor  $K_\alpha$  maal de fout op de gewenste attitude  $\Delta\alpha$ .

$$\tau_\alpha = K_\alpha \Delta\alpha \quad \text{met} \quad \Delta\alpha = \alpha_{des} - \alpha_{curr} \quad \alpha = \{\phi, \theta, \psi\} \quad (3.62)$$

Figuur 3.10 toont twee situaties waarbij de VertiKUL net iets vóór en net iets voorbij de referentiehoek  $\theta_{des}$  van  $-90^\circ$  gedraaid is. In de eerste situatie (links) is de stamphoek  $\theta_1$  gelijk aan  $-80^\circ$  en in de tweede situatie (rechts) is de stamphoek  $\theta_2$  ook gelijk aan  $-80^\circ$ , maar zijn rolhoek  $\phi_2$  en gierhoek  $\psi_2$   $180^\circ$  gekanteld. De fout op de gewenste attitude  $\Delta\alpha = \theta_{des} - \theta_i$  ( $i = \{1, 2\}$ ) is dus in beide gevallen negatief. Ook het moment  $\tau_\alpha$  zal in beide gevallen negatief zijn en zal voor de tweede situatie ertoe leiden dat de fout op de gewenste hoek stijgt. Doordat zich



Figuur 3.10: Illustratie ter verduidelijking van het falen van de attitudecontrole rond een singulariteit ( $\theta_i = -90^\circ$ ) in de Eulerhoekenrepresentatie.

in de quaternionvoorstelling deze singulariteiten niet voordoen, worden de gewenste momenten  $\tau_\alpha$  met quaternioncontrole wel altijd correct berekend. Vertaald naar quaternions ziet de controlewet van vergelijking 3.62 er als volgt uit [43]:

$$\tau_\alpha = 2 K_\alpha \delta\alpha \quad \text{met} \quad \begin{cases} \delta\phi = q_{E,1} q_{E,4} \\ \delta\theta = q_{E,2} q_{E,4} \\ \delta\psi = q_{E,3} q_{E,4} \end{cases} \quad \alpha = \{\phi, \theta, \psi\} \quad (3.63)$$



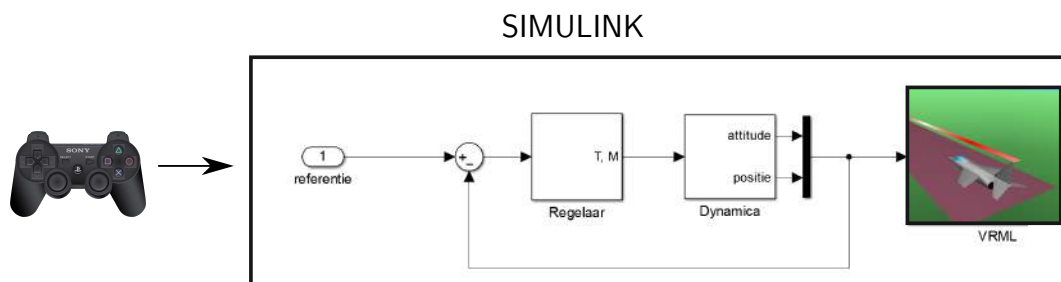
$$\text{en} \quad \vec{q}_E = \begin{pmatrix} q_{E,1} \\ q_{E,2} \\ q_{E,3} \\ q_{E,4} \end{pmatrix} = \vec{q}_{curr}^{-1} \otimes \vec{q}_{des} \quad (3.64)$$

Hierin is  $\vec{q}_{curr}$  de quaternion die overeenkomt met de huidige attitude,  $\vec{q}_{des}$  de quaternion die overeenkomt met de gewenste attitude en  $\vec{q}_E$  de foutquaternion. Hoofdstuk 4 gaat dieper in op de implementatie van deze quaternioncontrole.

Attitudecontrole op basis van rotatiematrices is ook mogelijk, maar wordt niet besproken omdat daarbij meer variabelen berekend moeten worden [43].

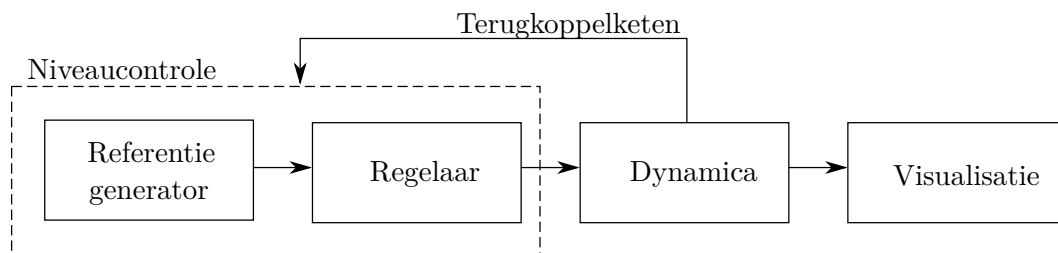
### 3.4 Simulatie

Om controlestrategieën en algoritmes zo goed mogelijk te testen zonder de VertikUL daadwerkelijk te laten vliegen wordt het dynamisch model uit de vorige secties in Simulink geïmplementeerd. Een bestaande Simulink-functieblok *6DoF (Quaternion)* simuleert de attitude en positie van de VertikUL op basis van de aangelegde krachten en momenten. Hierbij wordt de VertikUL voorgesteld door een massa  $m_{tot}$  met inerties  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  en  $I_{zz}$ . De gesimuleerde positie en attitude worden visueel voorgesteld met het *Simulink 3D Animation*-pakket. Omdat de visualisatie gebaseerd is op *Virtual Reality Modeling Language (VRML)* wordt deze simulatieomgeving *Simulink-VRML* genoemd. Ook de lineaire en rotationele snelheden worden gesimuleerd. Hieruit worden de aerodynamische krachten en momenten die op de VertikUL werken bepaald. Met behulp van een PlayStation3-controller (PS3) legt de bestuurder tijdens simulatievluchten de gewenste ingangssignalen aan. Figuur 3.11 toont een illustratie van deze simulatieomgeving. Het Simulink-model is onderverdeeld in



Figuur 3.11: Visualisatie van de Simulink-VRML-simulatieomgeving.

vier algemene functieblokken afgebeeld in figuur 3.12. In de eerste functieblok worden de ruwe ingangssignalen van een PS3-controller uitgelezen en omgezet in nuttige referentiesignalen. De regelaar in de tweede functieblok bepaalt uit deze referentiesignalen de gewenste stuwkracht en actuatorsmomenten om de fout tussen de gewenste positie en attitude en de huidige gesimuleerde positie en attitude te minimaliseren. Het eerste orde systeem uit sectie 3.1.5 weerspiegelt de relatie tussen de gewenste en werkelijke stuwkracht en actuatorsmomenten die op de VertikUL



Figuur 3.12: Diagram van het simulatieprogramma in Simulink.

werken om de inertie van de roterende delen in rekening te brengen. Een derde functieblok bevat het dynamisch model en berekent de krachten en momenten (sectie 3.1.6) werkende op de VertiKUL. Door de som van al deze krachten en momenten te integreren worden op elk tijdstip de positie en attitude gesimuleerd. Dit gebeurt in de voorgeprogrammeerde Simulink-functieblok *6DoF (Quaternion)*. De laatste functieblok verzorgt de visuele weergave van de gesimuleerde positie en attitude op basis een VRML. De opbouw van de regelaar en hoe de ruwe ingangssignalen omgezet worden in een referentiesignalen is afhankelijk van de controlemode en staat uitgebreid beschreven in hoofdstuk 4. Tabel B.2 toont alle modelparameters die in het Simulink-model voorkomen en de overeenkomende symbolen gebruikt in dit hoofdstuk. De waarden van deze parameters komen overeen met de uiteindelijk gebouwde VertiKUL en niet met de parameterwaarden die volgde uit het optimalisatieproces beschreven in hoofdstuk 2.

### 3.5 Besluit

Dit hoofdstuk presenteerde de gebruikte assenstelsels en representaties om de positie en de attitude van de VertiKUL voor te stellen. Een onderscheid werd gemaakt tussen een oriëntatie die overeenkomt met die van een traditionele quadcopter en een oriëntatie die overeenkomt met die van een traditioneel vliegtuig.

Enkel de voornaamste krachten en momenten die inwerken op de VertiKUL werden opgenomen in een dynamisch model. Hiertoe behoren de stuwkrachten van de propellers, de zwaartekracht, de aerodynamische weerstandskrachten en -momenten, de actuatiemomenten verkregen door een onbalans in de vier stuwkrachten, het propellergyroscopisch effect, de liftkracht en luchtweerstand van de vleugel, het vleugelmoment en het wingletmoment. Hieruit werden de bewegingsvergelijkingen opgesteld. Het vinmoment, de naafkrachten en de rollingmomenten werden verwaarloosd. Ook werden quaternionen geïntroduceerd als alternatief voor de Eulerhoekenrepresentatie om singulariteiten in de attitudecontrole te vermijden. De laatste sectie beschreef de implementatie van het dynamisch model in Simulink. De Simulink-VRML-simulatieomgeving wordt gebruikt om controlestrategieën en algoritmes zo goed mogelijk te testen in simulatievluchten zonder daadwerkelijk testvluchten met de VertiKUL te doen.

## Hoofdstuk 4

# Controle

Dit hoofdstuk beschrijft de methodes gebruikt om de attitude en positie van de VertiKUL te regelen. Op gebied van controle is het uiteindelijke doel van deze masterproef een regelaar te ontwerpen die de VertiKUL op basis van GPS-coördinaten, GPS-bakens genoemd (ENG: *waypoints*), autonoom doet opstijgen en naar zijn bestemming brengt om een pakket af te leveren. Om tot dit niveau van autonomie te geraken wordt de controle in drie modi verdeeld, de laag-niveaucontrole, midden-niveaucontrole en hoog-niveaucontrole modus. In elke modus bestaat de controle uit een referentiegenerator en een regelaar. De referentiegenerator en regelaar komen overeen met respectievelijk de eerste en tweede functieblok in het Simulink-model getoond in figuur 3.12. Naar gelang de controlemodus verschilt de invulling van deze functieblokken en wordt ook voor de regelaar van laag-niveau-, midden-niveau- of hoog-niveauregelaar gesproken.

In de laag-niveaucontrole modus zal de bestuurder referentiehoeksnelheden opleggen die door de laag-niveauregelaar geregeld worden. Deze acrobatische manier van besturing vereist echter behendigheid van de bestuurder. Sectie 4.1 bespreekt deze controlemodus. In de midden-controleniveau modus legt de bestuurder enkel een referentiehoogte en -vliegrichting op. De midden-niveauregelaar zorgt dat de gewenste hoogte behouden blijft en dat de VertiKUL op de correcte manier wordt aangestuurd wanneer de bestuurder een bocht wenst te maken. In deze controlemode is het mogelijk zonder ervaring de VertiKUL op een intuïtieve manier te besturen. Sectie 4.2 bespreekt de midden-niveaucontrole modus. In hoog-niveaucontrol modus is het mogelijk de VertiKUL volledig autonoom te laten vliegen. Hierbij dient de bestuurder enkel GPS-bakens en vluchtprocedures zoals opstijgen en landen in te geven. Sectie 4.3 bespreekt dit niveau van controle.

Voor de laag-niveau- en midden-niveaucontrole wordt een onderscheid gemaakt tussen de controle ontworpen in Simulink en de controle die daadwerkelijk op de boordcomputer geprogrammeerd wordt. De besturing van de VertiKUL gebeurt in de simulatievluchten in Simulink met een PS3-controller. Tijdens de testvluchten wordt de VertiKUL met een Futaba-zender bestuurd. Figuur 4.1 toont alle relevante

functies en de kanaaltoewijzing van de PS3-controller en Futaba-zender. Voor de hoog-niveauregelaar wordt enkel het ontwerp in Simulink besproken. Een volledige lijst van alle controleparameters gebruikt in Simulink is te vinden in tabel B.3.

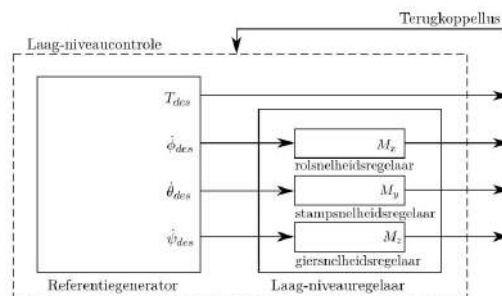


Figuur 4.1: Toekenning van kanalen en functies op een PlayStation3-controller (links) en Futaba-zender (rechts).

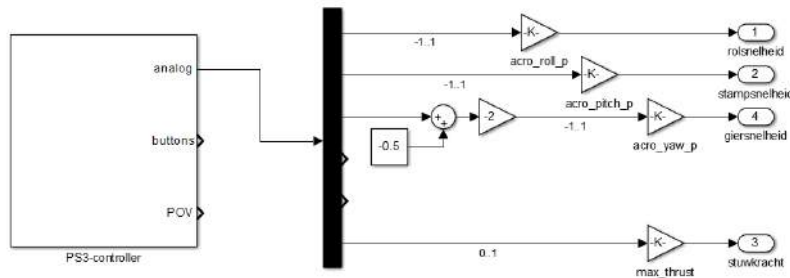
## 4.1 Laag-niveauctrole

In het vorige hoofdstuk toonde figuur 3.12 het volledige Simulink-model. Figuur 4.2 toont de eerste twee functieblokken voor de laag-niveauctrole. Het eerste deel van deze sectie bespreekt het ontwerp van de laag-niveauctrole in Simulink, daarna worden de verschillen met de geïmplementeerde controle besproken.

**Ontwerp in Simulink** In de laag-niveauctrole modus gebruikt de bestuurder de vier stuurkanalen van de PS3-controller. Figuur 4.3 toont hoe in Simulink de ruwe ingangssignalen omgezet worden in referentiehoeksnelheden rond de assen van het quadcopterassenstelsel. Kanaal 1 legt een referentierolsnelheid  $\dot{\phi}_{des}$

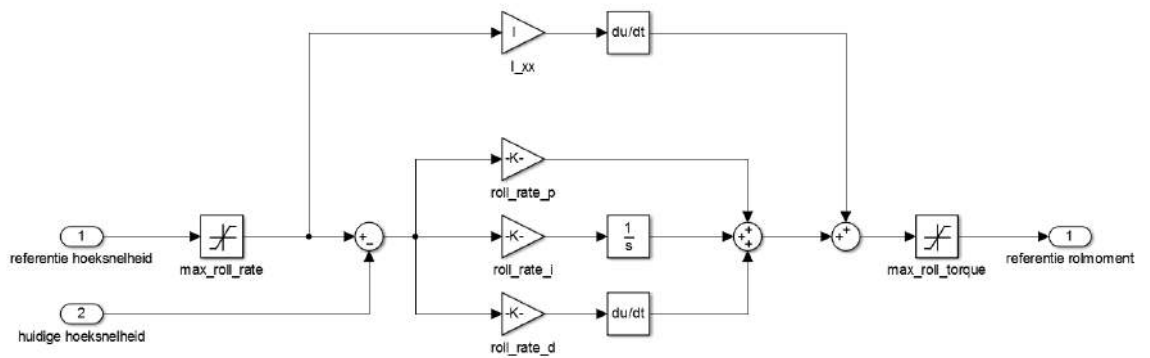


Figuur 4.2: Diagram van de laag-niveauctrole met referentiegenerator en laag-niveauregelaar.

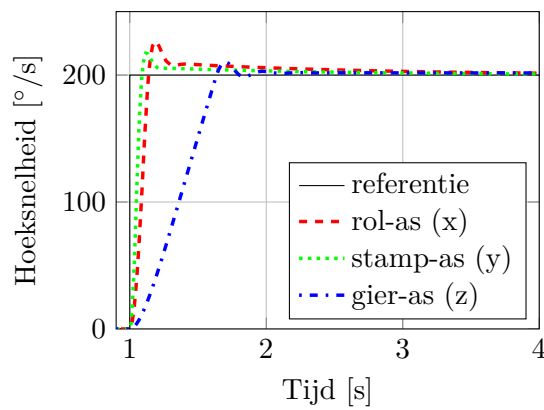


Figuur 4.3: Referentiegenerator - laag-niveaucontrole: Transformatie van ruwe ingangssignalen naar referentiehoeksnelheden en gewenste stuwkracht.

rond de x-as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  op. Analoog leggen kanaal 2 en 3 respectievelijk een referentiestampsnelheid  $\theta_{des}$  rond de y-as en referentiegiersnelheid  $\dot{\psi}_{des}$  rond de z-as op. De verhouding tussen de procentuele uitslag van de stuurknuppels en de gewenste rotatiesnelheden wordt gekwantificeerd door de parameters `acro_roll_rate_p`, `acro_pitch_rate_p` en `acro_yaw_rate_p`. De referentiehoeksnelheden worden in de laag-niveauregelaar gelimiteerd door de parameters `max_roll_rate`, `max_pitch_rate` en `max_yaw_rate`. Als laatste legt kanaal 3 een gewenste stuwkracht  $T_{des}$  op. De verhouding tussen de procentuele uitslag van deze stuurknuppel en de gewenste stuwkracht wordt gekwantificeerd door de parameter `max_thrust` zodat een maximale uitslag overeenkomt met maximale stuwkracht. De berekening van de maximale stuwkracht van de vier propellers tezamen is gegeven in bijlage A.5. De laag-niveauregelaar bestaat uit drie PID-regelaars met voorwaartse keten en regelt voor elk van de drie vrijheidsgraden de hoeksnelheid. Figuur 4.4 toont de regelkring om de hoeksnelheid rond de rol-as van het quadcopterassenstelsel te controleren. Hierbij kwantificeren de parameters `roll_rate_p`, `roll_rate_i` en `roll_rate_d` de PID-waardes en `roll_rate_imax` de maximale contributie van de integrerende component. Het uitgangssignaal van deze regelkring is een referentie-actuatoormoment  $M_x$  rond overeenstemmende as en wordt gelimiteerd door de parameter `max_roll_torque`. Voor het controleren van de hoeksnelheden rond de stamp- en gier-as wordt eenzelfde regelkring gebruikt. Bijlage A.6 toont de berekening van de limieten voor de referentie-actuatoormomenten rond de rol-, stamp- en gier-as. Figuur 4.5 toont de responsies van de hoeksnelheidsregelaars op een stap van  $200^\circ/\text{s}$ . In figuur 4.6 zijn de overeenkomende referentie-actuatoormomenten af te lezen. Hieruit is duidelijk dat ondanks de schuinstelling van de propellers de grote inertie rond de z-as van het quadcopterassenstelsel moeilijk te overwinnen is. Ook is te zien dat de regelaars in saturatie gaan door de limieten op de referentie-actuatoormomenten. Echter, zonder deze limieten is het mogelijk dat de motoren in plaats van de regelaars satureren wat de controleerbaarheid van alle referentiehoeksnelheden in gedrang brengt. Voor de hogere controleniveaus komt daardoor ook controleerbaarheid van attitude en hoogte in gedrang wat tot een crash

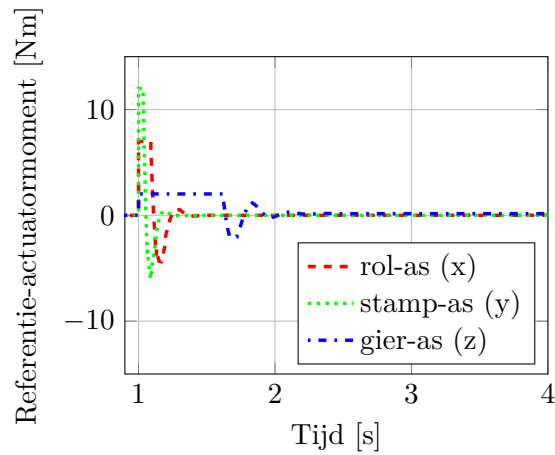


Figuur 4.4: Laag-niveauregelaar: Regelaar met PID-terugkoppelketen en voorwaartse keten om de hoeksnelheid rond de lichaamsrol-as van het quadcopterassenstelsel te regelen in de laag-niveauregelaar.



Figuur 4.5: Responsies van de PID-hoeksnelheidsregelaars met voorwaartse keten voor de x-, y- en z-as van het quadcopterassenstelsel op een stap van  $200^\circ/\text{s}$ .

kan leiden.



Figuur 4.6: Actuatorsmomenten tijdens een stap van  $200^\circ/\text{s}$  in referentiehoeksnelheden rond de x-, y- en z-as van het quadcoptersstelsel.

Zoals te zien in figuur 4.3 wordt de gewenste stuwkracht bepaald door het ingangssignaal enkel met een constante te vermenigvuldigen om maximale invoer overeen te laten komen met de maximale stuwkracht. Hier wordt dus geen terugkoppelketen gebruikt, maar de regeling van de versnelling van de VertiKUL volgens z-as van het quadcoptersstelsel gebeurt enkel op basis van de perceptie van de bestuurder. Ook de regeling van de attitude van de VertiKUL gebeurt op basis van de perceptie van de bestuurder. Dit maakt het besturen van de VertiKUL in deze acrobatische mode zeer moeilijk, met name het maken van een transitie en het vliegen in de vliegtuigmode. Een zekere ervaring is nodig om de VertiKUL in deze controlemode besturen.

**Implementatie in ArduVTOL** De besturing van de VertiKUL in deze acrobatische mode wordt in de ArduPilot-broncode *ACRO-mode* genoemd. Op analoge wijze als hierboven beschreven legt de bestuurder referentiehoeksnelheden op met de Futaba-zender welke door de laag-niveauregelaar geregeld worden. De regelaar in de broncode heeft dezelfde structuur als deze ontworpen in Simulink. De PID-waardes bepaald in simulatie kunnen echter niet overgenomen worden in de broncode. Dit komt enerzijds doordat in de broncode met andere eenheden gewerkt wordt en anderzijds doordat de referentie-actuatoracties niet overeenkomen met een fysisch moment, maar met een percentage. Met kanaal 3 op de Futaba-zender wordt de *throttle* opgegeven, dit is het promillage *PWM*-uitgangssignaal (*Pulse Width Modulation*) gestuurd naar de ESC's in afwezigheid van referentie-actuatoracties. Op basis van de *throttle* gecommandeerd door de bestuurder en de referentie-actuatoracties bepaald door regelaar wordt door differentiële stuwkracht de *PWM*-uitgangssignalen naar de ESC's bepaald. De *ACRO-mode* die door ArduPilot-ontwikkelaars geprogrammeerd is heeft al jarenlang zijn dienst bewezen en wordt daarom niet gewijzigd. Enkel de PID-waardes worden experimenteel afgestemd.

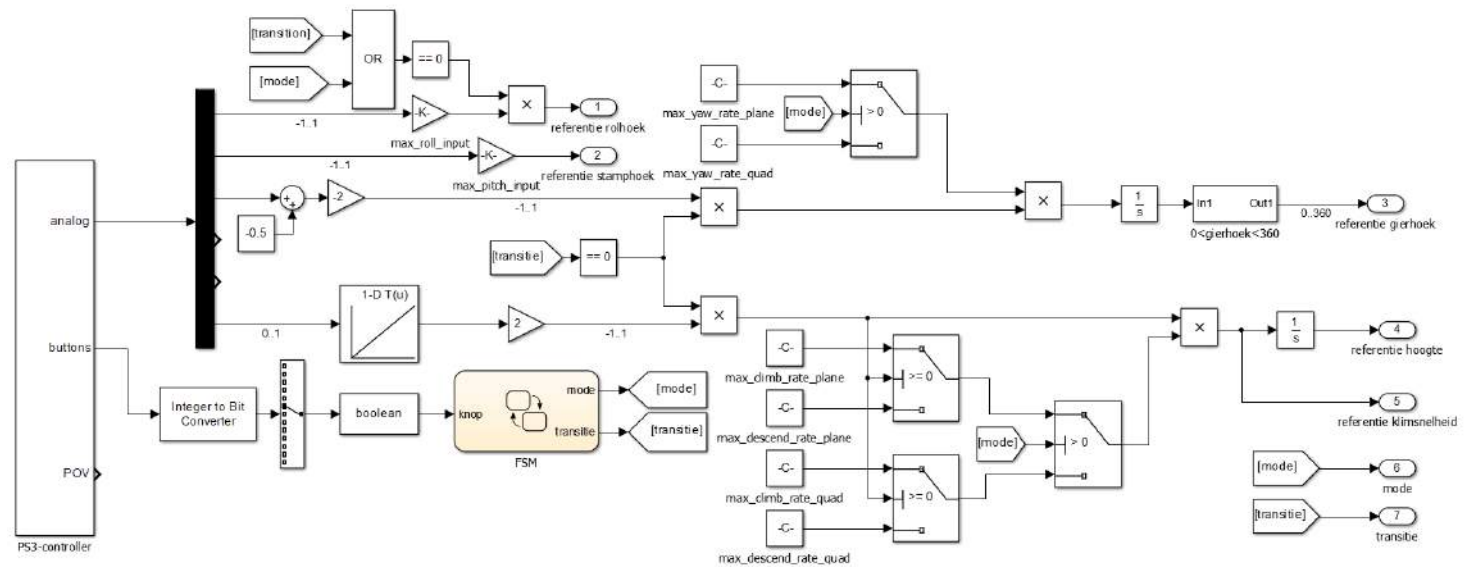
## 4.2 Midden-niveaucontrole

De midden-niveaucontrole maakt het mogelijk de VertiKUL op een intuïtieve manier te besturen. Zonder invoer van de bestuurder houdt de VertiKUL zijn hoogte en koers aan. In de midden-niveaucontrole mode wordt een onderscheid gemaakt tussen de quadcoptermode (sectie 4.2.1) en vliegtuigmode (sectie 4.2.2). Voor elk van deze modi wordt weer eerst het controle-ontwerp in Simulink besproken en daarna de verschillen met de implementatie in de ArduVTOL-broncode.

### 4.2.1 Quadcoptermode

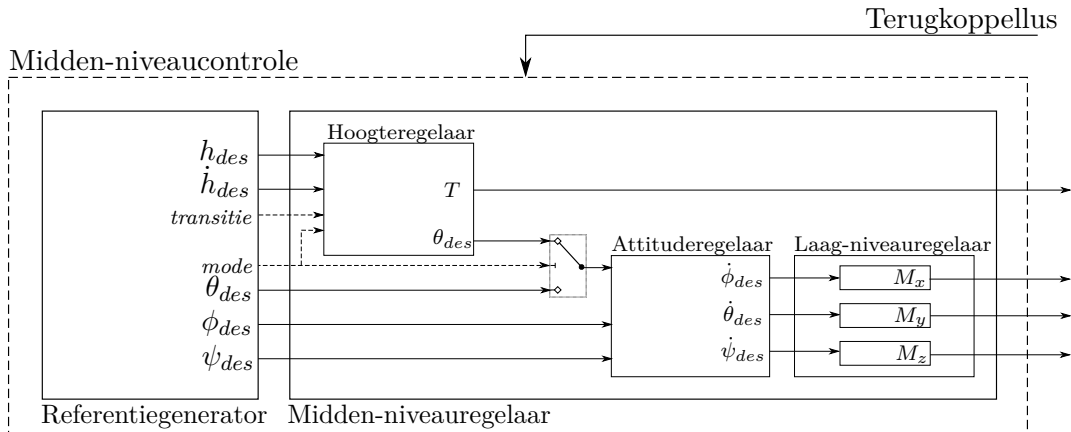
**Ontwerp in Simulink** Figuur 4.7 toont de referentiegenerator voor de midden-niveaucontrole welke ruwe ingangssignalen omzet in referentiesignalen. In quadcoptermode wordt de VertiKUL bestuurd als een conventionele quadcopter. De bestuurder legt met kanaal 1 en 2 respectievelijk de gewenste rolhoek  $\phi_{des}$  en stamphoek  $\theta_{des}$  aan. Omdat de hoogte constant gehouden wordt komt dit overeen met een voorwaartse en een zijwaartse verplaatsing. Kanaal 4 stuurt de gewenste gierhoeksnelheid  $\dot{\psi}_{des}$  aan welke geïntegreerd wordt om de referentiegirohoek  $\psi_{des}$  te verkrijgen. Aangezien deze referentiehoek in plaats van de snelheid geregeld wordt, draait de VertiKUL zich na een storing altijd terug in de gewenste richting. Parameters `max_roll_input`, `max_pitch_input` en `max_yaw_rate_quad` geven de verhouding weer tussen de ingangssignalen van kanaal 1, 2 en 4 en de referentiesignalen  $\phi_{des}$ ,  $\theta_{des}$  en  $\dot{\psi}_{des}$  respectievelijk. Kanaal 3 stuurt in de midden-niveaucontrole niet meer rechtstreeks de stuwkracht aan maar de referentieklimsnelheid  $\dot{h}_{des}$ . Wanneer de knuppel in het midden staat, is de referentieklimsnelheid nul. De maximale negatieve klimsnelheid, of daalsnelheid (`max_descend_rate_quad`), is kleiner dan de maximale positieve klimsnelheid (`max_climb_rate_quad`) om *vortex ring state* te





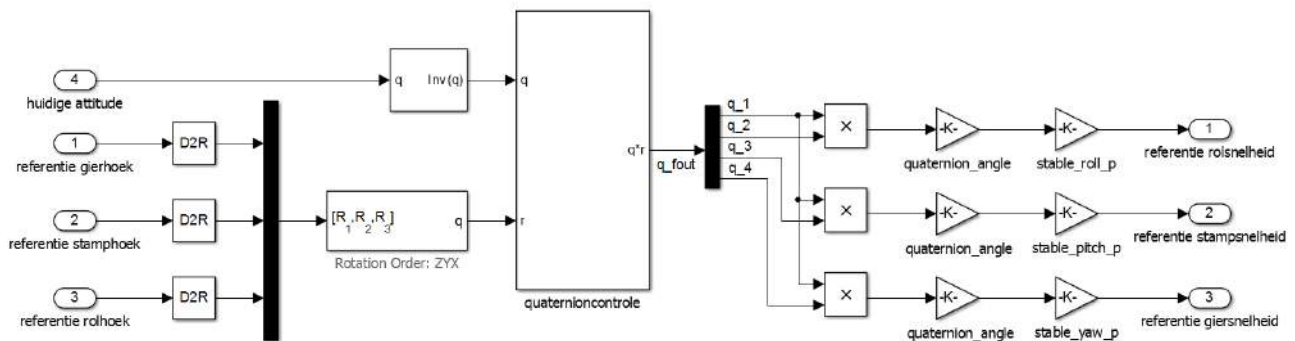
Figuur 4.7: Referentiegenerator - midden-niveaucontrole: Transformatie van ruweingangssignalen naar referentieklimsnelheid, -hoogte, -gierhoeksnelheid, -rolhoek, -stamhoek en -gierhoek.

voorkomen [44]. Ook de referentieklimsnelheid wordt geïntegreerd om tegelijkertijd de referentiehoogte  $h_{des}$  aan te passen. Op deze manier bereikt de VertikUL altijd de gewenste hoogte ook al is de referentieklimsnelheid terug nul geworden voordat deze hoogte bereikt wordt. Figuur 4.8 toont de referentiegenerator en midden-niveauregelaar van de midden-niveaucontrole. De midden-niveauregelaar bestaat uit een hoogteregelaar, een attituderegelaar en de laag-niveauregelaar die in sectie 4.1 reeds werd besproken. In quadcoptermode berekent de hoogteregelaar de benodigde stuwkracht om de gewenste klmsnelheid en hoogte aan te houden. Figuur 4.10 toont dat een fout op de referentie hoogte  $h_{des}$  wordt omgezet in een supplementaire klmsnelheid die bij de referentie klmsnelheid  $\dot{h}_{des}$  wordt opgeteld om een gecorrigeerde referentieklimsnelheid te bekomen. Uit deze gecorrigeerde referentieklimsnelheid wordt een referentieklimversnelling bepaald welke met een PI-regelaar geregeld wordt. De parameters `thrust_hover_alt_p`, `thrust_hover_rate_p` en de PI-waardes `thrust_hover_acc_p`, `thrust_hover_acc_i` en `thrust_hover_acc_imax` worden tijdens simulatievluchten afgestemd. De afwezigheid van een derivatieve term in deze PI-regelaar voorkomt saturatie van de motoren als gevolg van een snel variërende referentie of meetwaarde van de geregelde grootheden, zijnde hoogte, klmsnelheid en klimversnelling. Door een fout in de hoogte om te zetten in een referentieklimsnelheid zal de gewenste hoogte altijd bereikt worden op voorwaarde dat door externe factoren zoals sterke wind, de integrerende term niet satureert. De hoogteregelaar bevat naast deze terugkoppelketen ook een voorwaartse keten `thrust_hover_ff` welke gelijk is aan de zwaartekracht om de benodigde controleactie te verkleinen. Figuur 4.9 toont de attituderegelaar welke de gewenste rol-,



Figuur 4.8: Diagram van de midden-niveaucontrole met referentiegenerator en laag-niveauregelaar

stamp- en gierhoek regelt op basis van quaternioncontrole. De theorie van quaternioncontrole werd reeds in sectie 3.3.5 besproken en de parameters die op basis van een foutquaternion de referentiehoeksnelheden opleggen, zijn `stable_roll_p`, `stable_pitch_p` en `stable_yaw_p`, respectievelijk voor de rol-, stamp- en gier-as. De conversiefactor `quaternion_angle` dient om de uitgang van de quaternionregelaar om te zetten in een hoekfout in graden. Aangezien quaternioncontrole niet lineair is zal dit enkel voor één werkingpunt de correcte hoekfout berekenen. Als werkingpunt wordt een hoek van  $30^\circ$  genomen omdat dit overeenkomt met maximaal waargenomen hoekfouten. Zo zal een hoekfout van  $30^\circ$  gemeten in Eulerhoeken overeenkomen met een hoekfout van  $30^\circ$  na vermenigvuldiging met deze factor. Ter vergelijking komt een Euler-hoekfout van  $5^\circ$  niet overeen met een fout van  $5^\circ$  na conversie maar met  $5,2^\circ$  omdat dit buiten het werkingpunt valt. Een Euler-hoekfout van  $45^\circ$  komt na de conversie overeen met een fout van  $42,4^\circ$ . De quaternionregelaar is voor quadcopter- en vliegtuigmode hetzelfde. In de simulatie kan de bestuurder op elk moment een transitie maken van quadcopter- naar vliegtuigmode, of andersom, door op de R1-knop van de PS3-controller te drukken. Om deze overgang zo vlot mogelijk te doen verlopen negeert het controlesysteem de invoer van de gebruiker gedurende de hele transitie. Wanneer de transitie begint wordt de gierhoekregeling niet meer gerelaxeerd zoals in quadcoptermode. De controle zal echter de gierhoek gemeten aan het begin van de transitie blijven aanhouden. De referentierolhoek is tijdens de transitie nul en de referentiestamphoek wordt geleidelijk aan vergroot totdat de stall snelheid overschreden is en de optimale aanvalshoek `AoA_cruise` bereikt wordt. Hiertoe wordt de referentiestamphoek op het einde van de transitie gelijkgesteld aan het verschil tussen de optimale aanvalshoek en de inbouwhoek van de vleugel. Door de transitie traag genoeg uit te voeren zal de VertiKUL op het einde van de transitie genoeg snelheid hebben opgebouwd om lift te genereren. Wanneer de transitie compleet is, komt de functie van de hoogteregelaar en referentieregelaar overeen met die van in vliegtuigmode. Deze worden in de volgende sectie besproken. Het aanpassen van de transitietijd gebeurt door de referentiestamphoek sneller of



Figuur 4.9: Attituderegelaar - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste en huidige attitude naar referentiehoeksnelheden d.m.v. quaternioncontrole.

langzamer met een constante snelheid naar de gewenste stamphoek in voorwaartse vlucht te laten gaan. Een transitietijd van ongeveer 4 s blijkt uit simulatie nodig te zijn om de transitie vlot te laten verlopen wanneer de optimale aanvalshoek gelijk is aan  $6,9^\circ$ . De waargenomen doorslag in de hoogteregeling bedraagt in dat geval minder dan 0,4 m en wordt in voorwaartse vlucht na enkele seconden weggewerkt. Bij een te langzame transitie ( $> 6$  s) gebeurt de hoogtecontrole te lang in quadcoptermode terwijl de vleugel al een aanzienlijke lift opwekt. De controle is dan op het einde van de transitie te lang niet optimaal waardoor een doorslag van groter dan 2 m optreedt in de hoogteregeling. Een tweede nadelig effect van een te lange transitie is dat de VertiKUL langer gevoelig is aan windstoten. Uit testvluchten bleek dat door het grote vleugeloppervlak de VertiKUL vooral tijdens hovervlucht gevoelig is aan windstoten. Bij een te korte transitie ( $< 3$  s) heeft de VertiKUL echter een te lage voorwaartse snelheid en genereert de vleugel te weinig lift. Wanneer op het einde van de transitie de controle wisselt naar de controle in vliegtuigmode is de controle niet optimaal waardoor weer een doorslag in de hoogteregeling optreedt. Voor een transitietijd van 3 s is deze doorslag ongeveer 1 m, maar wordt al na enkele seconden in voorwaartse vlucht weggewerkt. Echter, voor een transitietijd van 2 s komt deze doorslag overeen met een hoogteverlies van meer dan 5 m wat inhoudt dat de transitie gefaald is. Het is dus belangrijk de transitietijd welke een vlotte transitie oplevert, in simulatie te bepalen. De correlatie tussen het model van de VertiKUL en de gebouwde VertiKUL bepaalt de uiteindelijke prestatie tijdens transitie en de gevoeligheid op een verschillende transitietijd. Hierover kan uit de uitgevoerde testvluchten echter nog geen conclusie getrokken worden aangezien tijdens deze vluchten aan een grote aanvalshoek en onder de stall snelheid werd gevlogen, zie hoofdstuk 5.

**Implementatie in ArduVTOL** De functionaliteit van deze midden-niveaucontrole in quadcoptermode komt overeen met die van de *Alt Hold*-vliegmode in de ArduCopter-broncode. Het verschil is echter dat in de oorspronkelijke ArduCopter-broncode

attitudecontrole op basis van Eulerhoeken gebeurt en dat in de ArduVTOL-broncode, ontwikkeld in deze masterproef, attitudecontrole op basis van quaternionen gebeurt. In de ArduVTOL-broncode wordt voor de midden-niveaucontrole in quadcopter- en vliegtuigmode een andere vliegmode gebruikt. De vliegmode die overeenkomt met de midden-niveaucontrole in quadcoptermode wordt *Hover* genoemd en de vliegmode die overeenkomt met de midden-niveaucontrole in vliegtuigmode wordt *Cruise* genoemd. Er kan gewisseld worden van vliegmode met schakelaar A en B op de Futaba-zender welke een vijfde kanaal bedienen. Ook hier zal tijdens het wisselen van Hover- naar Cruise-vliegmode de invoer van de bestuurder tijdelijk overschreven worden om een vlotte transitie te garanderen. Op het einde van de transitie is de invulling van de controle veranderd naar deze voor voorwaartse vlucht en kan de bestuurder verder vliegen in vliegtuigmode met midden-niveaucontrole. Eén belangrijke aanpassing in de controle in quadcoptermode werd gedaan na het uitvoeren van enkele testvluchten met de VertiKUL. Uit deze testvluchten bleek dat door sterke windstoten tijdens hovervlucht de fout tussen gewenste en huidige gierhoek zo hoog kan oplopen dat één of meer motoren in saturatie gaan. Hierdoor daalt de controleerbaarheid van de attitude en verhoogt het risico op een crash. Als oplossing wordt de regeling van de gierhoek gerelaxeerd. Dit houdt in dat op basis van de gemeten gierhoek de referentie aangepast wordt zodat de fout op de gierhoek nooit groter dan  $10^\circ$  wordt. Hierdoor blaast wind de VertiKUL tijdens hovervlucht mogelijks uit de gewenste richting, maar blijft de attitudecontrole behouden. Vanaf het moment dat de transitie begint wordt echter de gierhoek die de VertiKUL op dat moment heeft als nieuwe referentie genomen. Deze wordt gedurende de gehele transitie aangehouden. Na de transitie heeft de bestuurder terug controle over de gierhoek in het vliegtuigassenstelsel door met kanaal 2 op de Futaba-zender de gewenste gierhoeksnelheid op te leggen. De regeling van de gierhoek is in vliegtuigmode niet gerelaxeerd omdat in voorwaartse vlucht de VertiKUL minder gevoelig is aan wind. Hierdoor zal zonder invoer van de gebruiker de laatst gecommandeerde richting behouden blijven, ook wanneer deze door wind wordt verstoord.

#### 4.2.2 Vliegtuigmode

**Ontwerp in Simulink** In vliegtuigmode wordt de VertiKUL bestuurd als een conventioneel vliegtuig. Figuur 4.7 toont hoe de ruwe ingangssignalen worden omgezet in bruikbare referentiesignalen voor de vliegtuigmode. De bestuurder kan in deze mode met kanaal 3 opnieuw de klimsnelheid regelen. De maximale klim- en daalsnelheid, respectievelijk `max_climb_rate_plane` en `max_descent_rate_plane` zullen in deze mode echter verschillen van die in quadcoptermode. Kanaal 2 wordt gebruikt om bochten te maken door het ruwe ingangssignaal om te zetten in een referentiehoeksnelheid rond de verticale as van het wereldassenstelsel. De maximale kromtestraal `max_cruise_curvature` geeft de verhouding weer tussen het ingangssignaal en de referentie kromtestraal en is gelijk aan het omgekeerde van de parameter `min_cruise_radius`, welke de minimale straal van een bocht voorstelt. De referentiehoeksnelheid rond de verticale as van het wereldassenstelsel is dan gelijk aan het product van de referentiekromtestraal en de kruissnelheid `v_cruise`. Een schatting

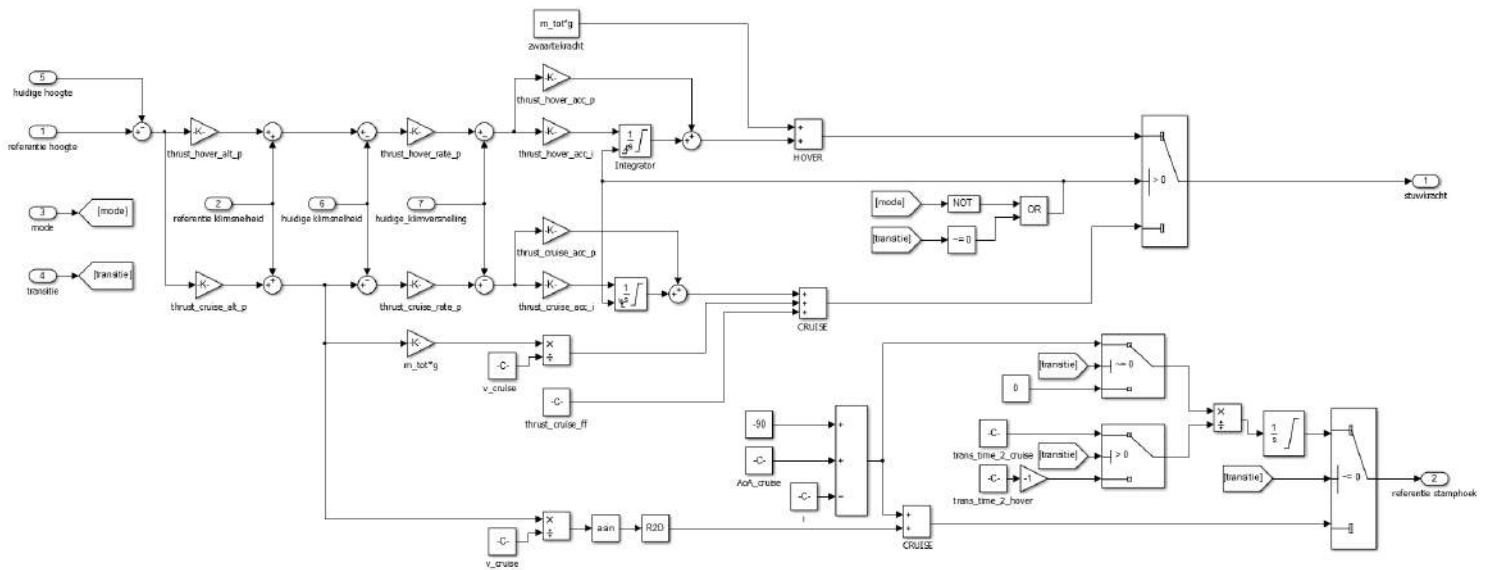
van de kruissnelheid volgt uit een simulatievlucht waarbij in evenwicht aan de optimale aanvalshoek wordt gevlogen.

Bij het controleren van conventionele vliegtuigen wordt de luchtsnelheid typisch met de stuwkracht geregeld. De hoogte regeling gebeurt dan door de stamphoek aan te passen. In deze masterproef wordt er expliciet voor gekozen om de midden-niveaucontrole zonder meting van de luchtsnelheid te doen werken. Op deze manier wordt het gebruik van een extra sensor, een Pitot-buis, vermeden. Het is mogelijk een Pitot-buis toe te voegen om tijdens transitie en voorwaartse vlucht de verwachte luchtsnelheid te verifiëren. Het controlesysteem commandeert dan bij een inconsistentie tijdig een transitie terug naar quadcoptermode. In wat volgt worden twee alternatieven voor de hoogteregeling in vliegtuigmode besproken, namelijk hoogteregeling met stuwkracht en hoogteregeling met stamphoek. Deze alternatieven worden daarna met elkaar vergeleken.

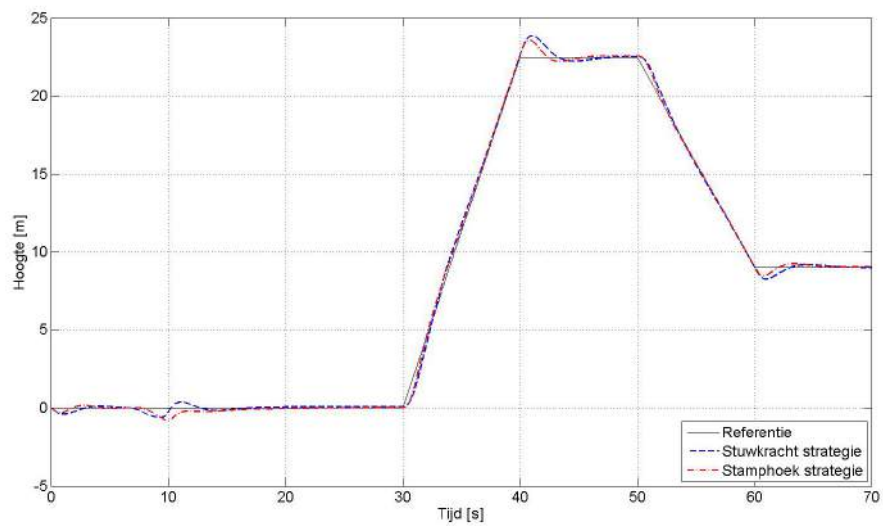
### Hoogteregeling met stuwkracht

Figuur 4.10 toont de hoogteregelaar voor vliegtuigmode op basis van stuwkracht. De regeling welke de stuwkracht berekent bestaat uit een voorwaartse en een terugkoppelketen. De terugkoppelketen is volledig gelijkaardig aan de terugkoppelketen in de hoogteregelaar voor quadcoptermode, zichtbaar in dezelfde figuur en wordt daarom niet opnieuw volledig besproken. De parameters in deze regelaar zijn echter verschillend en dienen apart in de vliegtuigmode afgestemd te worden. Deze parameters zijn `thrust_cruise_alt_p`, `thrust_cruise_rate_p`, `thrust_cruise_acc_p`, `thrust_cruise_i` en `thrust_cruise_imax`. De voorwaartse keten van de stuwkracht bestaat uit een constante term `thrust_cruise_ff` en een term proportioneel afhankelijk van de gecorrigeerde referentieklimsnelheid. De constante term is gelijk aan de benodigde stuwkracht om in evenwicht op een constante hoogte te vliegen en blijkt uit simulatievluchten gelijk te zijn aan 7,5 N. De proportionele term volgt uit statisch evenwicht tijdens de stijgvlucht. Om tijdens de stijgvlucht aan de optimale aanvalshoek en aan de kruissnelheid te vliegen is, dit gelijk aan de zwaartekracht vermenigvuldigd met de sinus van de stijghoek  $\gamma$ . De sinus van de stijghoek is gelijk aan de verhouding van de gecorrigeerde referentieklimsnelheid tot de kruissnelheid.

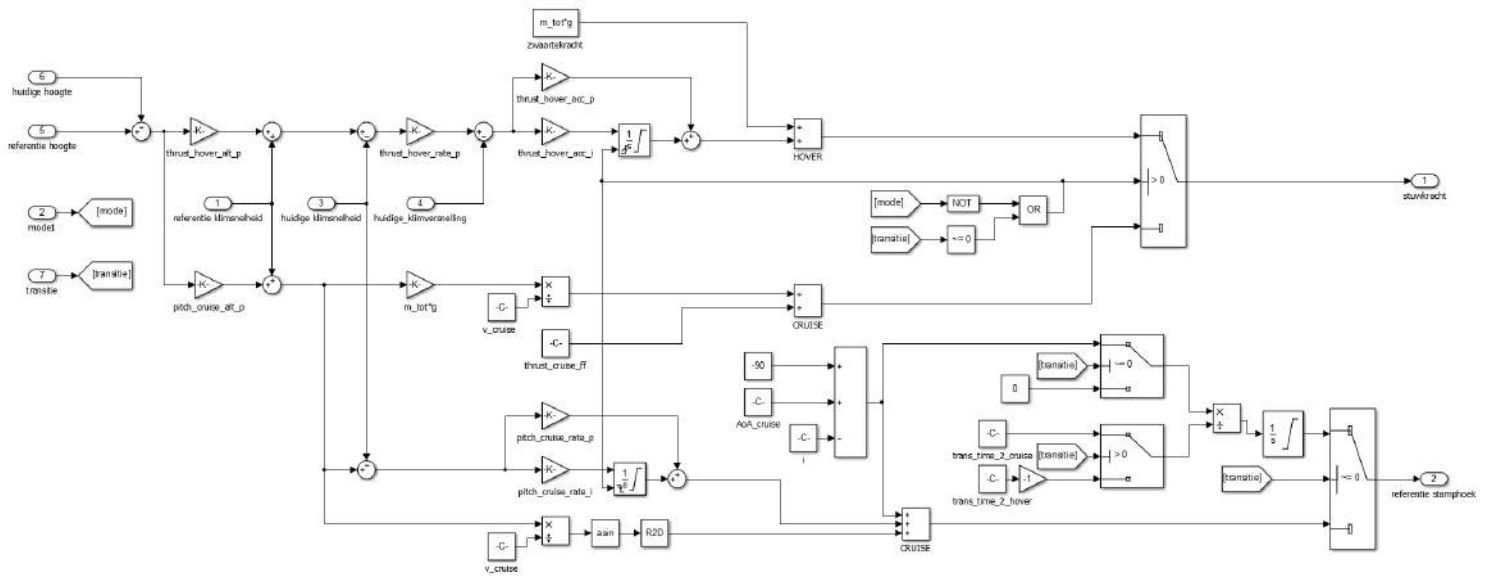
Een tweede pad berekent de referentiestamphoek en bevat enkel een voorwaartse keten. De voorwaartse keten bestaat uit een term gelijk aan de stijghoek  $\gamma$  en twee constante termen, namelijk de optimale aanvalshoek `AoA_cruise` en de inbouwhoek van de vleugel `i` welke van elkaar afgetrokken worden om een basis referentiestamphoek te bekomen. Deze stamphoek komt overeen met een optimale aanvalshoek van de vleugel ten opzichte van de luchtstroming. De stijghoek wordt berekend als de boogsinus van de verhouding van de gecorrigeerde referentieklimsnelheid tot de kruissnelheid. Door deze term aan de basis referentiestamphoek toe te voegen zal de VertiKUL ook tijdens stijgen en dalen aan de optimale aanvalshoek vliegen. Het volgedrag van deze hoogteregelaar is te zien in figuur 4.11 waar deze wordt vergeleken met het volgedrag van hoogteregeling met stamphoek.



Figuur 4.10: Hoogteregelaar met stuwkracht - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste hoogte en klimsnelheid naar referentiestuwkracht en -stamphoek.



Figuur 4.11: Volgedrag van hoogteregelaar in mid-levelcontrol met stuwkrachtstrategie en stamphoekstrategie.



Figuur 4.12: Hoogteregelaar met stamhoek - midden-niveauregelaar: Transformatie van gewenste hoogte en klmsnelheid naar referentiestuwkracht en -stamhoek.

### Hoogteregeling met stamphoek

Figuur 4.12 toont de hoogteregeling met stamphoek. Deze controlestrategie komt overeen met het omgekeerde van de hoogteregeling met stuwkracht. In de hoogteregeling met stamphoek wordt namelijk de referentiestamphoek bepaald met een voorwaartse en terugkoppelketen en de stuwkracht enkel met een voorwaartse keten. De voorwaartse keten van de stuwkracht en de referentiestamphoek is dezelfde als deze in de hoogteregeling met stuwkracht. De terugkoppelketen van de stamphoek is een PI-regelaar op de gecorrigeerde referentieklimsnelheid met parameters `pitch_cruise_alt_p`, `pitch_cruise_rate_p`, `pitch_cruise_rate_i` en `pitch_cruise_rate_imax`. Het volgedrag van deze hoogteregelaar met stamphoek is samen met de hoogteregelaar met stuwkracht te zien in figuur 4.11.

### Vergelijking hoogteregelaars

Tot toe werd enkel een beschrijving van de twee alternatieve hoogteregelaars voor de midden-niveaucontrole in vliegtuigmode gegeven. Uit figuur 4.11 is duidelijk dat beide hoogteregelaars equivalent zijn op gebied van volgedrag. Om de twee alternatieven beter te vergelijken worden enkele kenmerken opgelijst. Voor de hoogteregeling met stuwkracht gelden de volgende opmerkingen:

- Wanneer de stamphoek, uitgedrukt in het vliegtuigassenstelsel, negatief wordt terwijl de gemeten hoogte kleiner is dan de referentiehoogte zal de PI-regelaar de stuwkracht verhogen waardoor de VertiKUL zich net verder van de referentie verwijderd. Er dient wel opgemerkt te worden dat de stamphoek altijd in het

oog gehouden kan worden om een veilig gedrag te garanderen. Bovendien zal bij het toenemen van de fout op de hoogte ook de supplementaire referentieklimsnelheid stijgen waardoor het aandeel van de voorwaartse keten van de referentiestamphoek stijgt.

- Bij snel dalen kan de stuwkracht nul worden wat de controleerbaarheid van de attitude in gedrang brengt. Het is mogelijk een ondergrens op de stuwkracht te leggen, maar als deze te hoog gekozen wordt is het mogelijk dat de referentiehoogte tijdens het dalen weer te traag gevolgd wordt.
- Doordat de hoogteregeling met stuwkracht gebeurt kan het stuwkrachtverloop oscillerend gedrag vertonen, wat niet gewenst is.
- Een voordeel is dat aangezien de stamphoek enkel door een voorwaartse keten bepaald is, de vleugel altijd onder de optimale aanvalshoek staat, ook wanneer door een andere nuttige last de totale massa groter of kleiner is. De stuwkracht bereikt dan het nieuwe optimale evenwicht.
- Wanneer de transitietijd te kort is zal de stall snelheid op het einde van de transitie nog niet overschreden zijn. De vleugel genereert dan niet genoeg lift waardoor de stuwkracht satureert en VertiKUL attitude-controleerbaarheid verliest.

Ook voor de hoogteregeling met stamphoek worden enkele opmerkingen gegeven:

- Aangezien de stuwkracht enkel door een voorwaartse keten bepaald wordt, zal het stuwkrachtverloop geen oscillaties vertonen en is een lage stuwkracht tijdens voorwaartse vlucht gegarandeerd.
- Doordat de hoogteregeling met stamphoek gebeurt kan de stamphoek vergroten of verkleinen waardoor de vleugel niet meer onder de optimale aanvalshoek staat. Dit zal zeker zo zijn wanneer door een andere nuttige last de totale massa verschilt. Dit is echter te verhelpen door vóór elke vlucht de totale massa in te geven of deze tijdens hovervlucht te schatten. Op deze manier kan voor elke totale massa de juiste voorwaartse keten van de stuwkracht bepaald worden zodat in evenwicht de optimale aanvalshoek beter benaderd wordt.
- Een voordeel van deze hoogteregeling is dat wanneer de transitietijd te kort is en de transitie vervolledigd is voordat de stall snelheid overschreden is de stuwkracht niet satureert. In tegendeel zal de stamphoek snel toenemen en de attitude terug overeenkomen met deze in quadcoptermode. Op deze manier kan makkelijk een veiligheid worden ingebouwd door een transitie naar quadcoptermode te commanderen wanneer de stamphoek voorbij een limiet gaat.

Deze laatste opmerking zorgt ervoor dat de voorkeur uitgaat naar hoogteregeling met stamphoek. Tijdens testvluchten werd echter enkel met de hoogteregeling met stuwkracht gevlogen. De reden hiervoor is dat tijdens deze vluchten aan een grote



aanvalshoek werd gevlogen waardoor het niet nodig bleek te zijn de parameters van de hoogteregelaar in quadcoptermode aan te passen. In quadcoptermode én vliegtuigmode werd dus met exact dezelfde hoogteregelaar gevlogen.

**Implementatie in ArduVTOL** In de ArduVTOL-broncode wordt voor de midden-niveaucontrole in quadcopter- en vliegtuigmode een andere vliegmode gebruikt. De vliegmode die overeenkomt met de midden-niveaucontrole in vliegtuigmode wordt *Cruise* genoemd. De controlestrategie geïmplementeerd in de ArduVTOL-broncode is volledig analoog aan de controle ontworpen in Simulink. Wel worden enkele veiligheidsmaatregelen toegevoegd om het risico op een crash te verminderen. Zo zal in voorwaartse vlucht de stamp- en rolhoek in het vliegtuigassenstelsel opgevolgd worden. Wanneer één van deze voor meer dan 0,5 s over de op voorhand ingevoerde limiet gaat zal automatisch een transitie terug naar de Hover-vliegmode gecommandeerd worden. In de experimenten werd voor de veiligheid enkel aan hoge aanvalshoeken gevlogen zodat de controlestrategieën in testvluchten geëvalueerd kunnen worden alvorens de uiteindelijke prestaties en efficiëntie te beoordelen.

### 4.3 Hoog-niveaucontrole

De hoog-niveaucontrole laat toe een pakket volledig autonoom naar een bestemming te brengen. In plaats van met een zender referentiesignalen op te geven dient de bestuurder enkel nog GPS-bakens (ENG: *waypoints*) in een missieplan in te geven en een gewenste vlieghoogte vast te leggen. Zo'n missieplan bestaat uit een *vertrek*-commando, één of meerdere bestemmingen (GPS-bakens) en een *land*-commando. Figuur 4.13 toont de structuur van de hoog-niveaucontrole bestaande uit een referentiegenerator en hoog-niveauregelaar. De referentiegenerator biedt aan de hand van het missieplan op de gepaste tijdstippen enkel discrete positiecoördinaten van de volgende bestemming aan de hoog-niveauregelaar aan. De navigatieregelaar van de hoog-niveauregelaar bepaalt aan de hand van de gewenste positie de referentiesignalen welke aan de midden-niveauregelaar worden aangeboden. De gewenste hoogte  $h_{des}$  wordt geregeld zoals in de midden-niveaucontrole. Door het gebrek aan een referentieklimpsnelheid  $\dot{h}_{des}$  komt de gecorrigeerde referentieklimpsnelheid overeen met de supplementaire klimpsnelheid bepaald uit een fout op de gewenste hoogte.

Afhankelijk van de afstand tot de bestemming wordt een andere controlestrategie gebruikt om naar de gewenste positie te navigeren.

#### 4.3.1 Voorwaartse vluchtnavigatie

Wanneer de afstand tot de bestemming groter is dan een op voorhand bepaalde limiet `d_transition` zal een transitie naar vliegtuigmode gecommandeerd worden. Deze limiet hangt af van de maximale kromming van een bocht en dient experimenteel bepaald te worden. De gewenste gierhoek volgt uit het verschil in de positiecoördinaten van de gewenste positie  $(x_{dest}, y_{dest})^T$  en huidige positie  $(x_{curr}, y_{curr})^T$ :

$$\psi_{des} = \text{atan2}(y_{dest} - y_{curr}, x_{dest} - x_{curr}) \quad (4.1)$$

#### 4.3.2 Hovervluchtnavigatie

Wanneer de afstand tot de bestemming onder de limiet `d_transition` zakt wordt een transitie terug naar quadcoptermode gecommandeerd. De gewenste voorwaartse snelheid wordt met een PD-regelaar geregeld en bepaalt de stamphoek. De gewenste rolhoek wordt constant gehouden en de gierhoek wordt op dezelfde manier berekend als in vergelijking 4.1.

#### 4.3.3 Precisienavigatie

Wanneer de afstand tot de bestemming onder een tweede limiet, de precisielimiet `d_precision` zakt, wordt overgeschakeld naar precisienavigatie. De gierhoek blijft nu constant omdat de VertiKUL anders rond de bestemming blijft draaien. Rol- en stamphoek worden onafhankelijk van elkaar aangestuurd om de afstand tot de bestemming te minimaliseren. Hiertoe wordt de positie van de bestemming getransformeerd

naar het quadcopterasstelsel met behulp van homogene transformatiematrices:

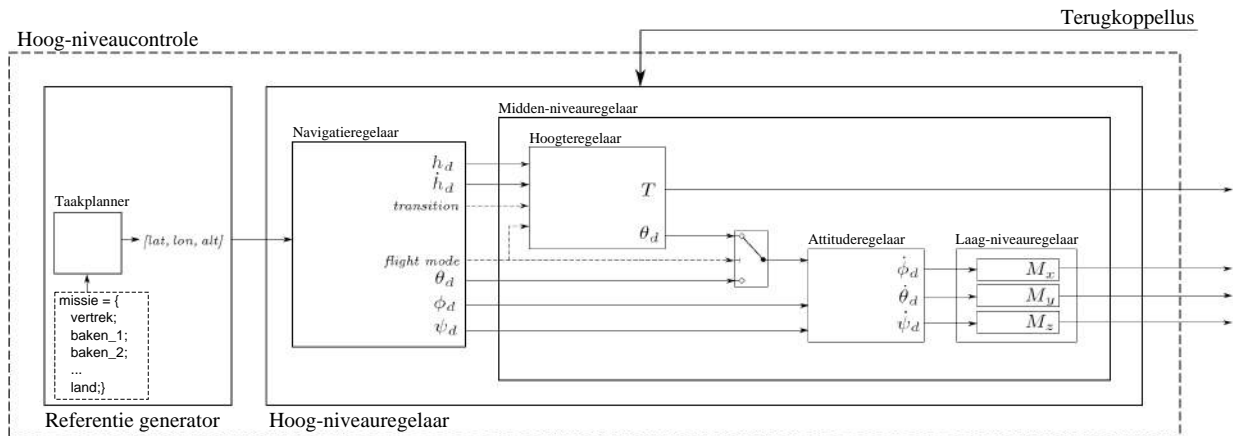
$$\begin{bmatrix} {}_q\vec{p}_{BD} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} {}_w^q\mathbf{R}^\top & -{}_w^q\mathbf{R}^\top {}_w\vec{p}_{WB} \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} {}_w\vec{p}_{WD} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

Punt  $W$  valt samen met de oorsprong van  $\mathcal{F}_{world}$  en punt  $B$  met de oorsprong van  $\mathcal{F}_{quad}$ . Punt  $D$  komt overeen met de positie van de bestemming zodat  ${}_w\vec{p}_{AD} = (x_{dest}, y_{dest})^\top$ . De positie van de VertiKUL is in het wereldassenstelsel gelijk aan  ${}_w\vec{p}_{WB} = (x_{curr}, y_{curr})^\top$ . Matrix  ${}_w^q\mathbf{R}$  is hier een tweedimensionale rotatiematrix, afhankelijk van de gierhoek  $\psi$ :

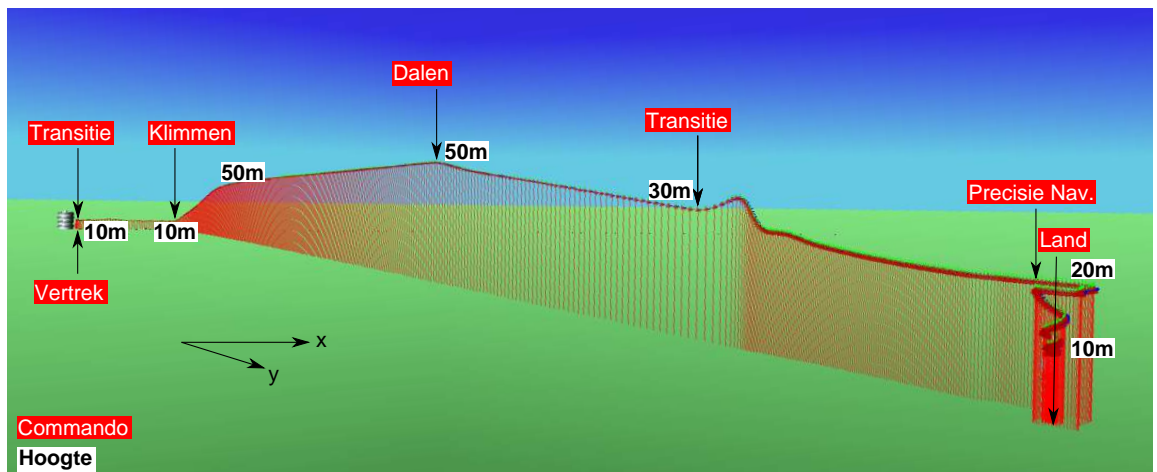
$${}_w^q\mathbf{R} = \begin{pmatrix} c_\psi & -s_\psi \\ s_\psi & c_\psi \end{pmatrix} \quad (4.3)$$

Uit vergelijking 4.2 volgt de positie van de bestemming bepaald in het quadcopterasstelsel waarmee rol- en stamphoek onafhankelijk van elkaar gecommandeerd worden om de positiefout volgens respectievelijk de x- en y-richting te minimaliseren. Zoals tijdens hovervluchtnavigatie zal nu voor beide vrijheidsgraden de positiefout omgezet worden in een referentiesnelheid welke met een PD-regelaar geregeld wordt en een referentierol- en stamphoek op legt.

Figuur 4.14 toont een simulatievlucht met hoog-niveaucontrole waar een gewenste positie,  $x = 500$  m en  $y = 1000$  m, wordt opgelegd. De referentiehoogte wordt gedurende het traject veranderd om alle mogelijkheden van de controlestrategie aan te tonen. Deze hoog-niveaucontrole werd echter enkel in Simulink ontworpen en dient nog geïmplementeerd te worden in de ArduVTOL-broncode.



Figuur 4.13: Diagram van de hoog-niveauregelaar met referentiegenerator en hoog-niveauregelaar.



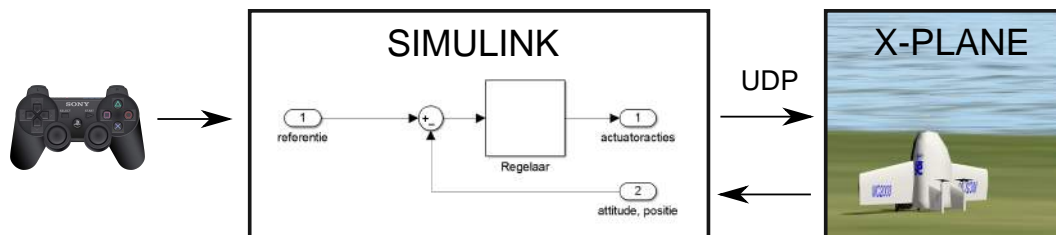
Figuur 4.14: Simulatie van hoog-niveauregelaar met omschakeling naar verschillende navigatiestrategieën. Bestemming op  $x = 500$  m en  $y = 1000$  m en veranderende referentiehoogte.

## 4.4 Alternatieve Simulatie-omgevingen

Naast de Simulink-VRML simulatieomgeving worden enkele alternatieven besproken om de controlestrategieën en zelfs de gecompileerde broncode op de boordcomputer te testen alvorens testvluchten met de VertiKUL uit te voeren.

### 4.4.1 Simulink - X-Plane

Een alternatief voor de simulatie gemaakt in Simulink en de visualisatie door VRML is een commerciële simulator. Een typische vliegtuigsimulator laat echter niet toe de attitudecontrole aan te passen en men kan er enkel met voorgeïnstalleerde vliegtuigen in vliegen. De simulator gebruikt in deze masterproef, namelijk X-Plane 10, laat toe met zelfgemaakte modellen te vliegen. In deze modellen kunnen motoren en controlevlakken toegevoegd worden welke via Simulink aangestuurd kunnen worden. Figuur 4.15 toont het equivalent van figuur 3.11 wanneer de functionaliteit van de dynamica- en VRML-blok door X-Plane wordt vervangen. X-Plane simuleert ook de aerodynamische krachten die op het model werken en berekent op elk moment de gesimuleerde positie en attitude welke weer van X-Plane terug naar Simulink verzonden worden. Op basis hiervan berekent de regelaar in Simulink de benodigde actuatoracties voor de volgende tijdstap.

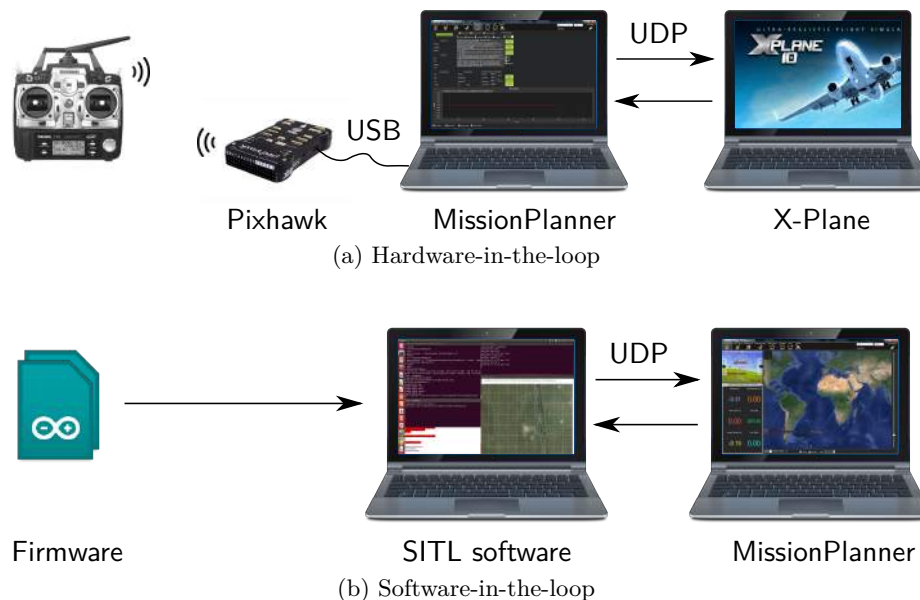


Figuur 4.15: Visualisatie van de Simulink-X-Plane-simulatieomgeving.

### 4.4.2 Hardware-in-the-loop

Hardware-in-the-loop (HIL) laat toe de broncode die op de boordcomputer gezet wordt te testen. Met HIL is de boordcomputer via USB verbonden met een computer waarop MissionPlanner geïnstalleerd is. MissionPlanner is een grafische gebruikersinterface (GUI) om de boordcomputer te configureren. Via USB worden de gewenste stuursignalen van de vier motoren van de boordcomputer naar MissionPlanner gestuurd. Daarna worden deze stuursignalen via het UDP-protocol doorgestuurd van MissionPlanner naar X-Plane, of een evenwaardige simulator. Op basis hiervan bepaalt X-Plane wat de nieuwe positie en attitude van het vliegtuig is en dit wordt via UDP weer terug naar MissionPlanner gestuurd. MissionPlanner stuurt dit op zijn beurt door via USB naar de boordcomputer waar de broncode op loopt. Op deze manier worden alle grootheden, die normaal door de fysieke sensoren aangesloten

op de boordcomputer worden bepaald, door X-Plane gesimuleerd. De regelaar in de boordcomputer berekent op basis van deze gesimuleerde sensorwaardes de nieuwe stuursignalen voor de motoren en zo is de lus rond. Figuur 4.16a is een visualisatie van de opstelling voor HIL. De ontwikkelaars van ArduPilot hebben het mogelijk gemaakt HIL te gebruiken met de ArduPilot-broncode, maar dit werkt echter enkel voor ArduPlane, de broncode voor het vliegen met traditionele vliegtuigen en niet voor ArduCopter, de broncode voor het vliegen met traditionele quadcopters en de basis van de broncode ontwikkeld in deze masterproef. De reden waarom HIL niet te gebruiken is voor ArduCopter is waarschijnlijk dat de communicatie tussen MissionPlanner en X-Plane hiervoor verkeerd geïmplementeerd is. De ArduPilot-ontwikkelaars hebben dit probleem erkend, maar het is nog niet zeker binnen welke termijn hiervoor een oplossing beschikbaar is.



Figuur 4.16: Visualisatie alternatieve simulatieomgevingen.

#### 4.4.3 Software-in-the-loop

Met software-in-the-loop (SITL) kan ook de code die op de autopiloot gezet wordt getest worden maar zonder het gebruik van enige hardware. ArduPilot-ontwikkelaars hebben software uitgebracht die toelaat SITL te gebruiken met ArduPilot-broncode. Figuur 4.16b is een visualisatie van de SITL omgeving. Via commando's kunnen ingangssignalen gecreëerd worden die de functionaliteit van een fysieke zender vervangen. De positie en attitude van het vliegtuig wordt in 2D voorgesteld door een eenvoudig visualisatiepakket. Het (aero)dynamisch model dat in deze software gebruikt wordt is echter zeer beperkt en kan niet gebruikt worden om de vlucht van een transitioneel vliegtuig te simuleren aangezien het enkel de dynamica van óf een traditionele quadcopter óf een traditioneel vliegtuig kan simuleren.

## 4.5 Besluit

De controle van de VertiKUL werd in drie niveaus verdeeld. De laag-niveaucontrole laat acrobatische besturing toe, maar is vooral noodzakelijk als basis voor de hogere controleniveaus. De midden-niveaucontrole laat een intuïtieve besturing toe. Zonder invoer van de gebruiker behoudt de VertiKUL zijn huidige hoogte en koers. In quadcoptermode werd echter de regeling van de gierhoek gerelaxeerd om attitudecontroleerbaarheid te behouden. Een automatisch stabiele transitie van quadcoptermode naar vliegtuigmode is mogelijk. De transitietijd dient echter voldoende hoog te zijn om voldoende voorwaartse sneheid op te bouwen voordat de transitie compleet is.

Doordat in vliegtuigmode de attitude dicht bij singulariteiten in de Eulerhoekenrepresentatie komt, is quaternioncontrole noodzakelijk.

Twee alternatieve strategiën voor het regelen van de hoogte in voorwaartse vlucht bleken tijdens simulatievluchten gelijkaardig volgedrag te hebben. De strategie waarbij de stamphoek de hoogte regelt kreeg de voorkeur omdat bij een stijgende fout een veiliger hovervluchtregime benaderd wordt. Veranderende hoogte en richting worden in de midden-niveaucontrole goed gevold. Dit blijkt niet alleen uit simulatievluchten, maar ook uit testvluchten.

De midden-niveaucontrole dient ook weer als basis voor de hoog-niveaucontrole. De navigatieregelaar van de hoog-niveaucontrole laat volledig autonome vlucht toe en gebruikt enkel discrete positiecoördinaten van de bestemming als invoer. De hoog-niveaucontrole wordt in Simulink met simulatievluchten getest. Een initiëel ontwerp van de hoog-niveaucontrole bleek succesvol, maar testvluchten met hoog-niveaucontrole dienen nog uitgevoerd te worden.





## Hoofdstuk 5

# VertiKUL: realisatie en experimenten

Dit hoofdstuk behandelt het gedetailleerd ontwerp van de VertiKUL. Hoofdstuk 2: ‘Ontwerp’ presenteerde in tabel 5.4 reeds het theoretisch optimaal ontwerp voor de beoogde toepassing. Tot dusver werden enkel de massa en de afmetingen van de componenten bepaald door gebruik te maken van de modellen beschreven in sectie 2.3. Dit hoofdstuk beschrijft onder andere de componentenkeuze. De gekozen componenten zullen geassembleerd worden in de VertiKUL.

Dit hoofdstuk is praktischer van aard. Niet alleen de keuze van de componenten wordt toegelicht maar ook de wijze waarop deze geassembleerd worden. Andere bouwwijzen worden besproken en vergeleken met de gekozen oplossing. Om de gebruikte modellen te valideren, worden de echte karakteristieken vergeleken met de theoretische voorspellingen. Het laatste deel van dit hoofdstuk bespreekt de experimentele resultaten.

### 5.1 Algemene structuur en bouw

Vertrekkende vanuit de ontwerpparameters gegeven in tabel 5.4 wordt een volledig functioneel prototype gebouwd genaamd de VertiKUL. De eerste sectie bespreekt de massaverdeling en de stabiliteit. De tweede sectie handelt over de praktische uitvoering.

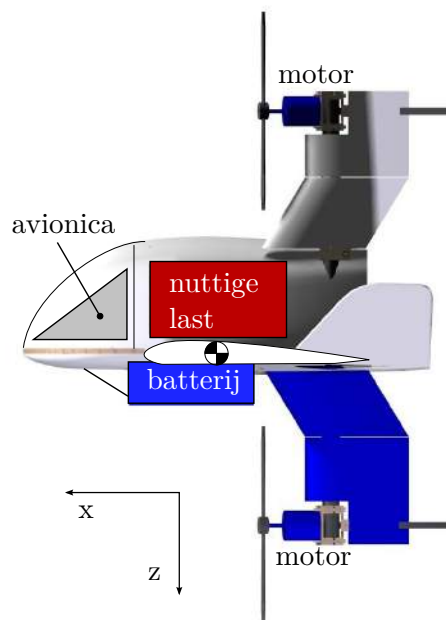
#### 5.1.1 Massaverdeling en stabiliteit

Sectie 2.1 besluit met de keuze van de H-configuratie. Deze configuratie is echter volledig verschillend aan een conventioneel vliegtuig en dus kon het ontwerp van de structuur niet gebaseerd worden op reeds bestaande vliegtuigen. Ook de integratie van het pakket vergt de nodige aandacht.

Voor het ontwerp van de structuur is het belangrijk een idee te hebben van de globale massaverdeling. Bij de plaatsing van de componenten zijn de volgende zaken in acht genomen:

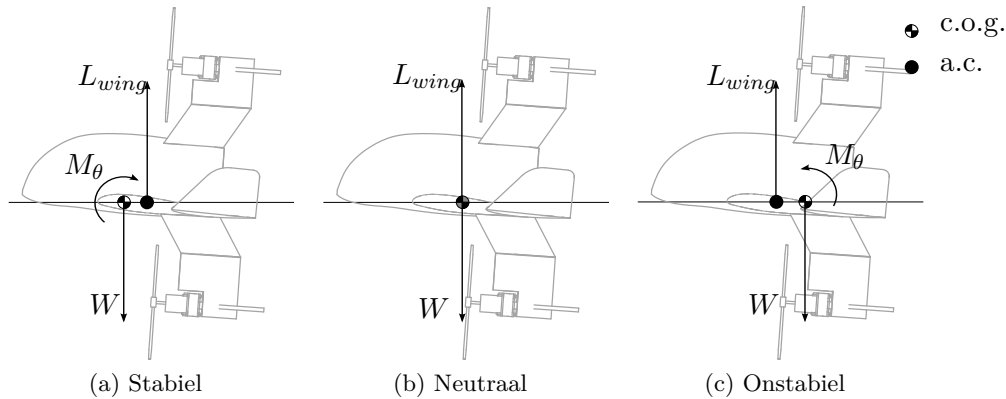
- De ligging van het massacentrum wordt opgelegd door de ligging van de vleugel.
- Het pakket ligt ter hoogte ( $x$ -richting) van het gewenste zwaartepunt, zodat de longitudinale stabiliteit niet afhankelijk is van de massa van het pakket.
- Het pakket is uitneembaar langs de achterkant van de romp.
- Het pakket ligt zo ver mogelijk naar achter ( $x$ -richting) om zo weinig mogelijk dode ruimte achter het pakket te hebben.
- Het gewenste zwaartepunt ligt in het midden van de motoren in de  $z$ -richting.

Figuur 5.1 toont een mogelijke plaatsing van de componenten. De werkelijke ligging van het zwaartepunt wordt grotendeels bepaald door de plaatsing van de batterij omdat deze ongeveer één derde van het totale gewicht is, zoals  $mf_{bat}$  aangeeft in tabel 5.4. De batterijen hangen onder aan de romp en naar voren. Het gewicht van de batterij is in balans met het gewicht van de motoren, die achter het gewenste zwaartepunt liggen. Uit veiligheids- en praktische overwegingen komen de batterijen gedeeltelijk uit de romp, zodat ze gemakkelijk verwijderd en mogelijk automatisch verwisseld kunnen worden. De plaatsing van het pakket is zodanig dat het langs de achterkant uit de romp kan en dat het ter hoogte van het gewenste zwaartepunt ligt.



Figuur 5.1: Plaatsing van de componenten.

## Longitudinale stabiliteit



Figuur 5.2: Longitudinale stabiliteit van de VertiKUL.  $M_\theta$  is het moment opgewekt dor de propellers.

De ligging van het zwaartepunt (c.o.g.) ten opzichte van het aerodynamisch centrum (a.c.) heeft een grote invloed op het vlieggedrag tijdens voorwaartse vlucht. De ligging van het a.c. is geometrisch bepaald. Er zijn 3 gevallen mogelijk:

**Stabiel** Het c.o.g. ligt vóór het a.c. Een afwijking van de aanvalshoek wekt een corrigerend moment op. De propellers moeten echter een moment uitoefenen op het frame om het moment veroorzaakt door liftkracht omheen het c.o.g. en het nulmoment van de vleugel te compenseren.

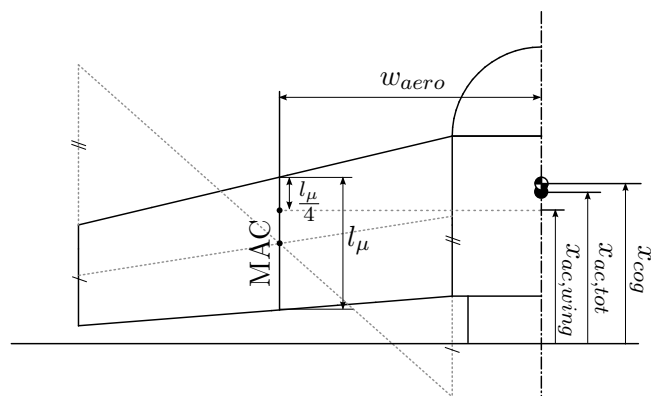
**Neutraal** Het c.o.g. ligt ter hoogte van het a.c. De propellers moeten enkel het nulmoment van de vleugel compenseren. De VertiKUL is echter niet meer natuurlijk stabiel en dus moet de regelaar voortdurend de stamphoek corrigeren om een artificiële stabiliteit te creëren. Dit heeft grote schommelingen in de propellertoerentallen tot gevolg.

**Onstabiel** Het c.o.g. ligt achter het a.c. Een afwijking van de aanvalshoek wekt een moment op dat de afwijking vergroot. Vanaf een bepaald punt kan de regelaar dit niet meer tegenwerken.

Een compromis moet worden gesloten tussen de grootte van het op te wekken moment door de propellers  $M_\theta$  en de regelintensiteit van de regelaar. De statische stabiliteitsmarge  $\sigma$  wordt bij de VertiKUL vastgelegd op 4,5 %, wat een moderate stabiliteit impliceert. Bijlage D behandelt de bepaling van de ligging van het c.o.g.

## Directionele- en rolstabiliteit

Omdat de verticale vinnen van de motoren in de schroefwind van de propellers zitten dragen deze weinig bij tot de directionele stabiliteit. Daarom zijn er winglets toegevoegd. Om de momentarm van de winglets te vergroten wordt pijlstelling



Figuur 5.3: Bepaling van het aerodynamisch centrum van de vleugel.

toegevoegd aan de vleugel, zodat de winglets verder naar achter staan. Echter, de pijlstelling is begrensd door de afstand van de vleugeluiteindes tot de grond.

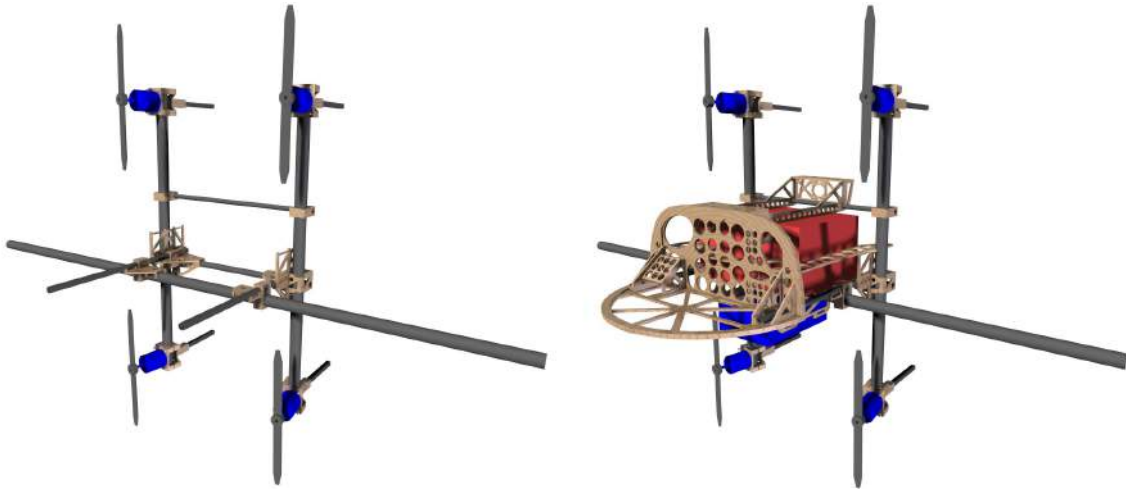
Uit structurele overweging wordt geen V-stelling (dihedraal) aan de vleugel gegeven, zodat één doorlopende staaf gebuikt kan worden in de vleugel. Hierdoor gaat echter rolstabiliteit verloren. Daarom worden de winglets onder een stompe hoek ingebouwd met de vleugel, zie figuur 5.7. Dit zorgt voor rolstabiliteit volgens hetzelfde principe van dihedraal.

### 5.1.2 Structuur

**Romp** De uiteindelijke structuur is opgebouwd uit carbonstaven. Deze zijn sterk, stijf en toch zeer licht. Uit structurele overweging worden zo weinig mogelijk verbindingselementen gebruikt. Figuur 5.4 toont de structuur. De structuur bestaat uit een horizontale ligger waar de vleugel aan bevestigd wordt en twee verticale armen, waar de vier motoren aan bevestigd worden.

De carbonstaven worden uitgebreid met een multiplex-structuur, die de dragende structuur is voor het pakket, batterij en apparatuur. Ook de verbindingselementen zijn gemaakt van multiplex uitgesneden met een lasersnijder, zie figuur 5.5. Multiplex is een sterke en lichte houtsoort waarbij de nerven laagsgewijs  $90^\circ$  ten opzichte van elkaar gedraaid zijn en dat naast balsahout veel gebruikt wordt in de modelbouw.

De buitenste laag is gemaakt van polystyreenschuim (geëxpandeerd polystyreen, *isomo*), dat gemakkelijk een gewenste vorm gegeven kan worden door het snijden met een hete draad en nabewerking met schuurpapier. De buitenkant is afgewerkt met kraftpapier, dat met een mengsel van houtlijm en water aangebracht wordt. Kraftpapier is een sterke papiersoort dat gebruikt wordt voor bijvoorbeeld verpakkingen en karton.



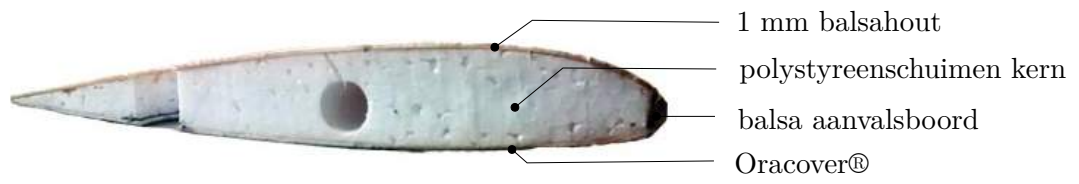
Figuur 5.4: De structuur van de VertiKUL. Zonder (links) en met houten frame, batterij en pakket (rechts).



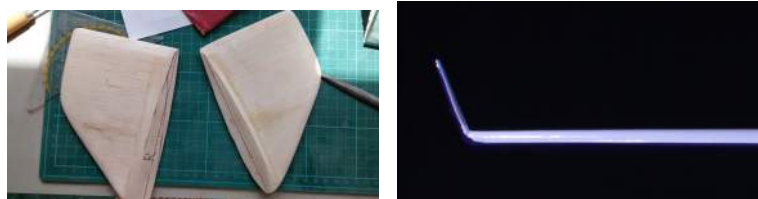
Figuur 5.5: Detail van een verbindingselement.

**Vleugels** De vleugel bestaat uit een schuimbouwwijze, meer bepaald een sandwich-structuur van polystyreenschuim en balsahout. Figuur 5.6 toont de sectie van de vleugel. De polystyreenschuimen kern wordt uitgesneden met een hete draad en bepaalt het profiel van de vleugel. De buitenlaag bestaat uit 1 mm dik balsahout. Dit wordt met twee-componentenlijm aan de kern bevestigd. Balsahout is zeer licht en heeft een goede stijfheid en treksterkte in de richting volgens de nerven. Om een goede buigstijfheid van de vleugel te bekomen, worden de nerven in de richting van de spanwijdte geplaatst. De buigstijfheid van de vleugel is immers evenredig met de stijfheid van de buitenlaag en het oppervlaktetraagheidsmoment van de vleugelsectie. De sandwich-structuur heeft een groot oppervlaktetraagheidsmoment omdat het meeste materiaal aan de buitenkant geconcentreerd is. Oracover wordt gebruikt om de vleugel weerbestendig te maken en een gladde afwerking te geven.

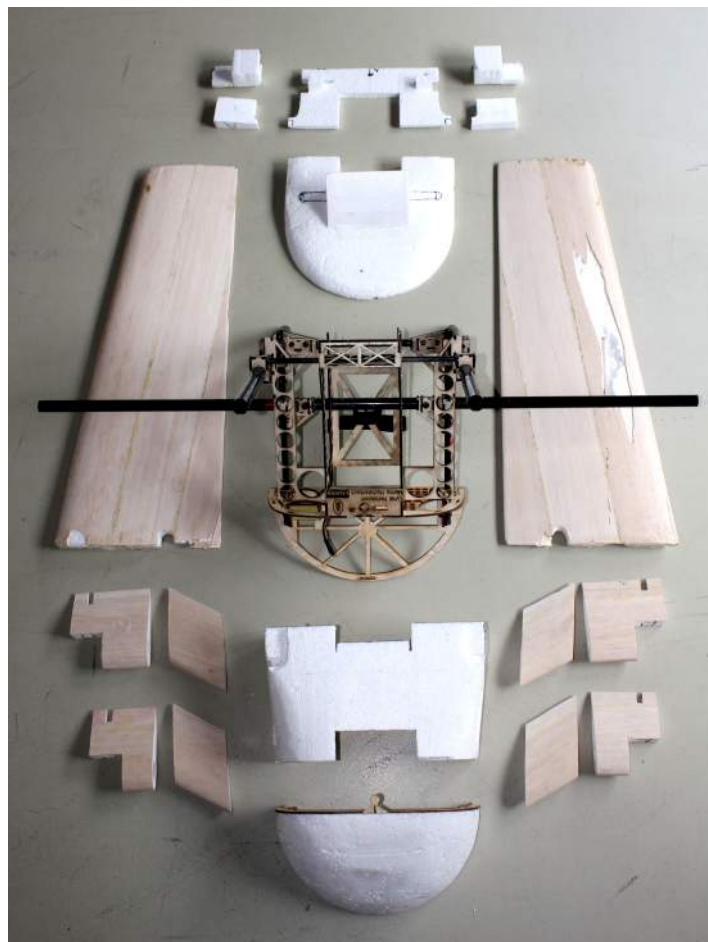
Vergeleken met een puur balsahout constructiewijze is een schuimbouwwijze sterker, duurzamer, beter het profiel behoudend en eenvoudiger te maken maar wel 10% tot 30% zwaarder. De winglets worden gemaakt uit massief balsahout en zijn bespannen met Oracover. Figuur 5.7 geeft deze weer.



Figuur 5.6: Doorsnede van de vleugel van de VertiKUL.



Figuur 5.7: Detail van de winglets.



Figuur 5.8: Explosieaanzicht van de VertiKUL.

## 5.2 Propulsiegroep en avionica

Deze sectie behandelt de selectie van de onderdelen zodanig dat deze zo goed mogelijk bij het theoretisch ontwerp aansluiten. Hiervoor worden de waarden in tabel 5.4 als richtwaarden gebruikt. Tabel 5.1 geeft een overzicht van de gekozen componenten.

**Batterij** Er is gekozen voor twee 6 cellige Lipo batterijen (22,2 V) in parallel om aan de gewenste capaciteit te komen<sup>1</sup>. Door de hoge spanning is er minder stroom benodigd voor hetzelfde vermogen. Er kunnen dus dunnere en lichtere kabels gebruikt worden. Echter, aan maximaal vermogen moet elke batterij nog een piekstroom van 120 A kunnen leveren.

De aangekochte batterij heeft een lagere energiedensiteit (138 in plaats van 150 Wh/kg) dan voorspeld. Dit komt omdat de batterijen gebruikt door hobbyisten voldoen aan lagere standaarden.

**Elektrische snelheidsregelaar** De gekozen snelheidsregelaar is ontworpen voor een continue stroom van 40 A en piekstromen tot 60 A. De firmware van de snelheidsregelaar heet *SimonK*, naar de ontwikkelaar ervan. Deze firmware is geïoptimaliseerd voor het gebruik met multicopters. Standaard ESC firmware stuurt een zwevend gemiddelde van de laatste 10 inputs door naar de motor voor een effen respons. Dit is echter niet gewenst voor het gebruik bij multicopters omdat daar net een directe respons gewenst is. *SimonK*-firmware gebruikt geen zwevend gemiddelde waardoor minder hoogfrequente oscillaties tijdens het hoveren ontstaan [45].





De massa van de snelheidsregelaar is 60 % lager dan voorspeld (vermogensdichtheid van 26 kW/kg i.p.v 14 kW/kg). De waarde van 38,5 kW/kg voorgesteld door Noth[1] blijkt dus niet veel slechter. Algemeen geldt dat efficiëntere regelaars meer wegen omdat dikkere geleiders en betere componenten worden gebruikt. De gekozen regelaar is dus licht maar minder efficiënt.

**Motor** Ook bij de motor is er een afweging tussen efficiëntie en massa. De gekozen motor heeft een hogere vermogensdichtheid dan voorspeld (5,3 kW/kg ten opzichte van 3,4 kW/kg). Deze waarde is echter gebaseerd op het maximaal vermogen en niet op het nominaal vermogen. Deze waarden worden echter niet altijd duidelijk gegeven bij goedkopere motoren. Ook is het motorhuis bij goedkopere motoren nog niet gebalanceerd waardoor trillingen ontstaan. Deze trillingen worden opgemeten en balancering gebeurt door het aanbrenge van stukjes plakband op de rotor, zie figuur 5.9.

---

<sup>1</sup>Na aankoop van de batterijen bleek dat de parameter  $C_{D,body}$  onderschat was. Hierdoor verhoogde de gewenste batterijcapaciteit van het theoretisch optimaal ontwerp.

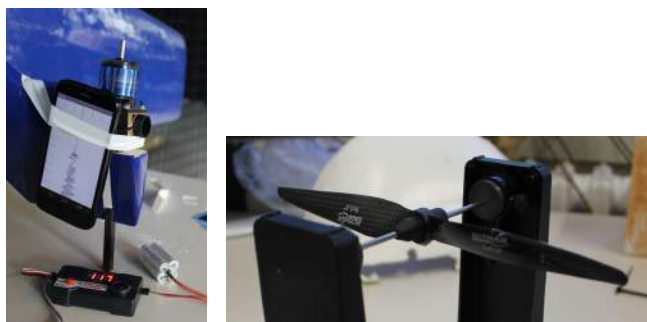
## 5. VERTIKUL: REALISATIE EN EXPERIMENTEN

Specificatie	Theoretisch	Werkelijk	Eenheid	
# cellen	6	6	-	ZIPPY Flightmax 6S1P
Capaciteit	16800	$2 \times 5000$	mA h	
C-rating	30C	20C	$\text{h}^{-1}$	
Massa	2,5	$2 \times 0,804$	kg	
Energiedensiteit	150	138	W h/kg	
Max. burst stroom	50	60	A	
Max. cont. stroom	35	40	A	
Massa	76	30	g	
Vermogensdichtheid	14000	26000	W/kg	
kv	1150	970	$\text{min}^{-1} \text{V}^{-1}$	
Max. cont. vermogen	740	745	W	
Massa	218	146	g	
Vermogensdichtheid	3400	5300	W/kg	
Diameter	9	9	inch	
Pitch	4,5	5	inch	

Tabel 5.1: Vergelijking van de gewenste en werkelijke componenten.

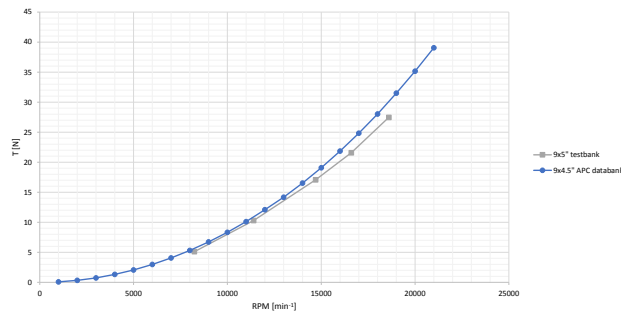
**Propeller** De propellers worden eveneens gebalanceerd. Bijlage E geeft de resultaten van de statische stuwkracht test. Figuur 5.10 geeft de resultaten van en vergelijkt deze met de meetresultaten van de gebruikte propeller databank. Hieruit wordt besloten dat de databank een redelijke benadering is voor de prestaties van de werkelijke propeller. Echter, de propeller pitch van de werkelijke propeller is hoger, waardoor het benodigd mechanisch vermogen verhoogt.

**Controle- en navigatiesysteem** De VertiKUL wordt gecontroleerd door de boordcomputer Pixhawk. Tabel B.1 toont de specificaties van de Pixhawk. Deze stuurt de vier snelheidsregelaars van de motoren aan op basis van de verschillende invoersignalen zoals afgebeeld in figuur 5.11.



Figuur 5.9: Balancerings van motor (links) en propeller (rechts).





Figuur 5.10: Stuwkracht in functie van het toerental. Vergelijking van de gemeten data met de APC databank.

### 5.3 Finaal prototype

Het ontwerp van een niet-conventioneel vliegtuig vereist een *trail-and-error* aanpak waarbij de functionaliteit stap voor stap uitgebreid wordt. Het is immers niet mogelijk een reeds bestaand ontwerp als uitgangspunt te nemen. Daarom worden doorheen de verschillende stadia van deze masterproef in totaal zes functionele prototypes gebouwd en getest. Tabel 5.2 toont deze in chronologische volgorde.

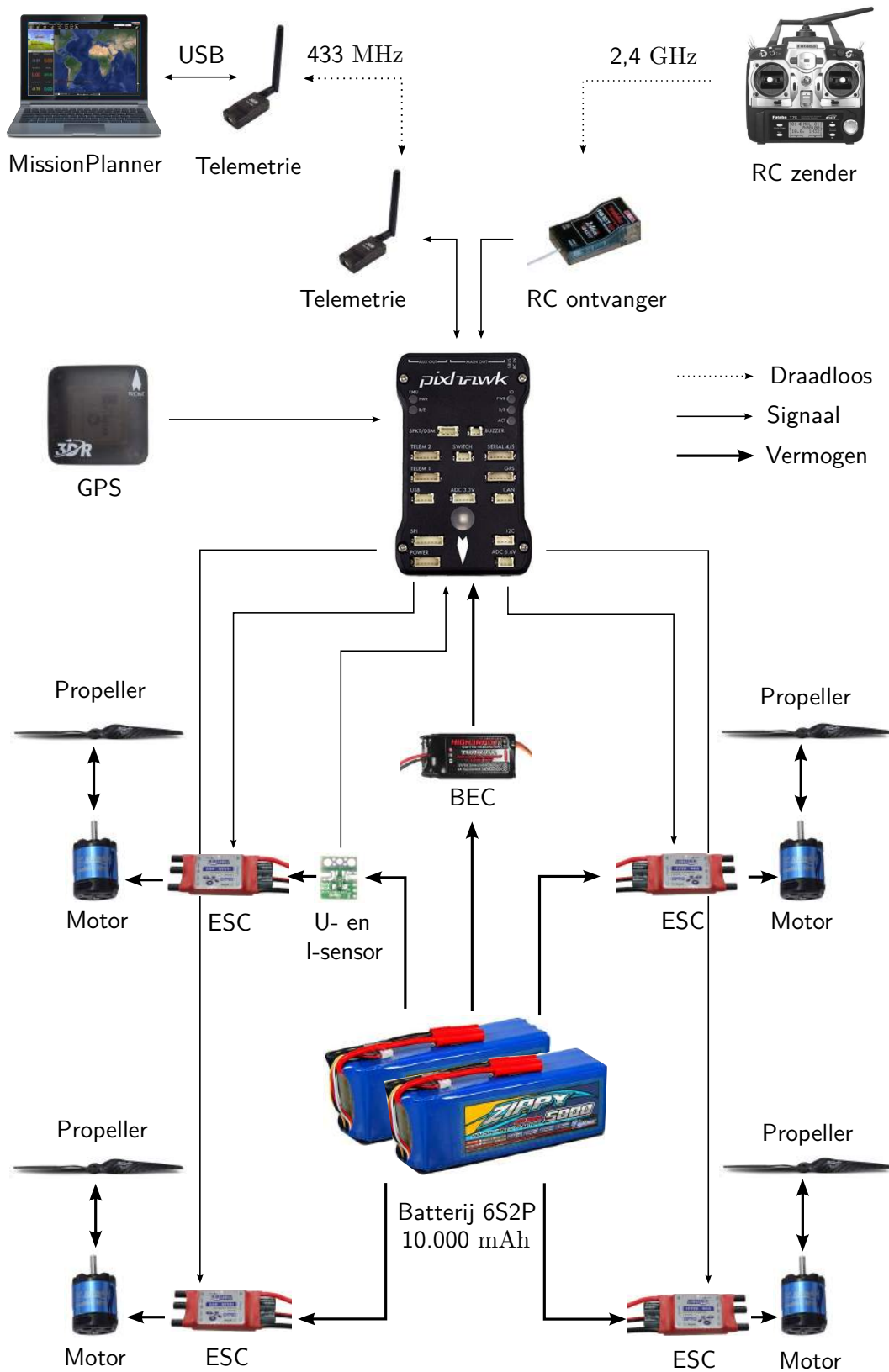
Het eerste prototype, de **X1000**, valideert het concept. Er wordt gebruik gemaakt van een ArduPilot-boordcomputer. Bij het onvoldoende nauwkeurig afstellen van het zwaartepunt en PID-parameters doen zich stabiliteitsproblemen tijdens voorwaartse vlucht voor, namelijk een *Dutch roll*[46].

Het volgende prototype **MC2000** wordt gebouwd op basis van het theoretisch optimaal ontwerp met de geselecteerde componenten. Compatibiliteit van de Pixhawk boordcomputer en alle andere componenten wordt aangetoond.







De **VertiKUL mini** toont aan dat de stabiliteitsproblemen verholpen worden door het gebruik van winglets voor directionele stabiliteit en een neuslastig zwaartepunt voor longitudinale stabiliteit. De beste manier om bochten te maken blijkt met vliegtuig-gier te zijn.

Om de ArduVTOL-broncode verder te ontwikkelen en autonome vluchten te testen worden nog twee prototypes gebouwd, **X2000** en **X3000**.

Op basis van alle vorige prototypes wordt het finaal prototype, de **VertiKUL**, gebouwd. De verkregen ervaring wordt gebruikt om het gewicht en de luchtweerstand ten opzichte van de MC2000 te verlagen. Een gewichtsverlaging van 4,26 kg naar 3,86 kg is het gevolg van de andere bouwwijze met multiplex en carbonstaven. Tabel 5.3 toont de uiteindelijke massaverdeling en tabel 5.4 toont de geschatte prestaties van de VertiKUL.



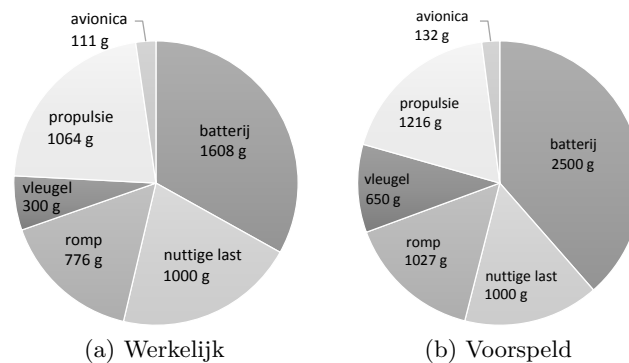
Figuur 5.11: Schema van de avionica en de propulsiegroep van de VertikUL.

Prototype	$m_{empty}$ [kg]	$b$ [m]	Beschrijving
 X1000	1,36	1,40	Proof of concept. ArduPilot boordcomputer. Styrodur® vleugel.
 MC2000	4,26	1,74	Testen van de componen- ten. Eerste gebruik van de Pixhawk boordcomputer.
 VertikUL mini	0,100	0,80	Experimenteren met lig- ging zwaartepunt en het maken van bochten.
 X2000	1,10	0,90	Testplatform voor de ArduVTOL-broncode.
 X3000	1,50	1,20	Tweede testplatform voor de ArduVTOL-broncode. Winglets toegevoegd voor hogere directionele stabili- teit.
 VertikUL	3,86	1,60	Finaal prototype.

Tabel 5.2: De verschillende prototypes gebouwd doorheen de masterproef.

Tabel 5.3: Massaverdeling van de VertiKUL en vergelijking met de voorspelde waarden.

Component	Massa [g]	Voorspeld [g]	$\Delta m$ [%]	
Pixhawk	38			
GPS	17			
RC ontvanger	8			
BEC	22			
Telemetrie	25			
U- en I-sensor	1			
<b>Avionica</b>	<b>111</b>	<b>132</b>	<b>-15,9%</b>	
4 Motoren	584	872	-33,0%	
4 ESC	120	304	-60,5%	
4 Propellers	40	40		
Kabels	140			
Vermogen verdeler	60			
4 Motor monturen	120			
<b>Propulsiegroep</b>	<b>1064</b>	<b>1216</b>	<b>-12,5%</b>	
<b>2 Batterijen</b>	<b>1608</b>	<b>2500</b>	<b>-35,7%</b>	Batterij weegt minder maar heeft ook minder capaciteit
Carbon staven	213			
Verticale vinnen	63			
Multiplex hout	380			
Polystyreenschuim	50			
Lijm & verf	70			
<b>Romp</b>	<b>776</b>	<b>1027</b>	<b>-24,4%</b>	Massamodel van de romp geeft een overschatting.
Polystyreenschuim	60			
Balsahout	100			
Lijm	112			
2 Winglets	28			
<b>Vleugel</b>	<b>300</b>	<b>650</b>	<b>-53,8%</b>	Massamodel gebaseerd op vleugel van X1000. Deze heeft een zwaardere bouwwijze.
<b>Nuttige last</b>	<b>1000</b>	<b>1000</b>		
<b>Totale massa (14/05/2014)</b>	<b>4860</b>	<b>6525</b>	<b>-25,5%</b>	



Figuur 5.12: Massaverdeling van de VertiKUL.

Symbol	Parameter	Waarde	Eenheid
$m_{tot}$	MTOW	4,86	kg
$m_{pld}$	Nuttige last	1	kg
$R$	Actieradius	26	km
$t_{tot}$	Vluchtduur	29	min
$v_c$	Kruissnelheid	15,5	m/s
$v_{stall}$	Stall snelheid	12,9	m/s
-	Vleugelprofiel	NACA23012	-
$b$	Spanwijdte	1,60	m
$S$	Vleugeloppervlak	0,36	m <sup>2</sup>
$AR$	Aspect ratio	7,11	-
$\epsilon$	Aerodynamische efficiëntie in kruisvlucht	7,5	-
$C_L$	Lift coëfficiënt in kruisvlucht	0,9	-
-	Stuwkracht-gewichtsverhouding	2,17	-
-	Vermogen-massaverhouding	610	W/kg
-	Vleugelbelasting	13,5	kg/m <sup>2</sup>
-	Propellers	APC TE 9x5"	-
-	Batterijcapaciteit	10000	mA h
$P_{max}$	Max. vermogen per motor	740	W
-	Motor kv-waarde	970	min <sup>-1</sup> V <sup>-1</sup>

Tabel 5.4: Ontwerpparameters en prestaties van de werkelijke VertikUL.



Figuur 5.13: De VertikUL tijdens hovervlucht.

## 5.4 Experimenten

### 5.4.1 Valproef

Om de weerstandscoefficiënt van de romp  $C_{D,body,front}$  te schatten wordt een valproef uitgevoerd.  $C_{D,body,front}$  heeft betrekking tot het vleugeloppervlak  $S$  en  $C_{D,body,front}^*$  tot de frontale oppervlakte  $A_{front}$ . Hiervoor wordt een dummy-romp gemaakt zoals afgebeeld in figuur 5.14a. Op een object met massa  $m$  in vrije val werkt de zwaartekracht  $W$  en de luchtwrijving  $D$ , zie figuur 5.14b. Uit de tweede wet van Newton volgt:

$$m g - k v^2(t) = m \dot{v}(t)$$

met:

$$k = C_{D,body,front}^* \frac{\rho}{2} A_{front}$$

Dit is een niet-lineaire differentiaalvergelijking in de snelheid  $v$  en heeft als oplossing[47]:

$$v(t) = V \tanh \frac{g t}{V}$$

met de eindsnelheid  $V$ :

$$V = \sqrt{\frac{g}{k}}$$

De afgelegde weg vanuit stilstand  $y(t)$  is dan:

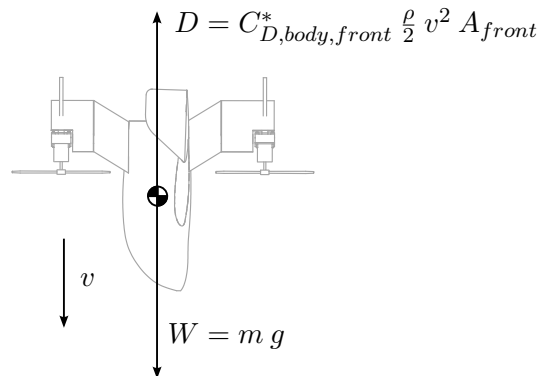
$$y(t) = \frac{V^2}{g} \ln \left( \cosh \frac{g t}{V} \right)$$

Met de gegevens uit tabel 5.5 wordt  $C_{D,body,front}$  berekend:

$$k = \frac{m}{H} \ln \left( \cosh \frac{T}{\sqrt{\frac{m}{g k}}} \right)$$



(a) De polystyreenschuimen dummy-romp dat gebruikt wordt bij de valproef.



(b) Krachtenwicht tijdens vrije val.

Figuur 5.14: De valproef.

Symbool	Waarde	Beschrijving
H	15 m	Hoogte van de valproef
m	0,500 kg	Massa van de dummy
$A_{front}$	0,071 m <sup>2</sup>	Frontale oppervlakte van de dummy
$\rho$	1,225 kg/m <sup>3</sup>	Luchtdichtheid
T	1,7 ± 0,1 s	Gemeten valduur

Tabel 5.5: Gegevens van de valproef.

Deze impliciete vergelijking in  $k$  wordt met de Newton-Rhapsonmethode opgelost:

$$k = 0,024 \pm 0,02$$

Een factor 0,80 brengt de betere oppervlaktekwaliteit van de VertiKUL ten opzichte van de dummy in rekening. Omgerekend naar het vleugeloppervlak  $S$  met behulp van de factor  $k_{front}$  (bijlage A.4) wordt verkregen:

$$C_{D,body,front}^* = 0,45 \pm 0,05$$

$$C_{D,body,front} = 0,054 \pm 0,006$$

Een ruwe schatting van de weerstandscoefficiënt van de VertiKUL in boven- en zijaanzicht ( $C_{D,top}$  en  $C_{D,side}$ ) wordt gemaakt op basis van  $C_{D,body,front}$ .

**Bovenaanzicht** De vleugel wordt voorgesteld als vlakke plaat. Volgens Hörner[33] is de weerstandscoefficiënt van een frontaal aangestroomde vlakke plaat bij een Reynoldsgetal tussen  $10^3$  en  $10^5$  gelijk aan 1,98.

De bijdrage van de romp wordt geschat op het dubbele van  $C_{D,body,front}$ . Samen met de langs boven geprojecteerde oppervlakte van de romp  $A_{top} = 0,09 \text{ m}^2$  krijgt men:

$$C_{D,top} = 2 \cdot 0,45 + 1,98 \frac{S - A_{top}}{S} = 2,40$$

**Zijaanzicht** De vleugel heeft weinig invloed op deze coëfficiënt.  $C_{D,body,side}$  wordt geschat op het driedubbele van  $C_{D,body,front}$ . Met de zijwaarts geprojecteerde oppervlakte van de romp  $A_{side} = 0,115 \text{ m}^2$  wordt dit:

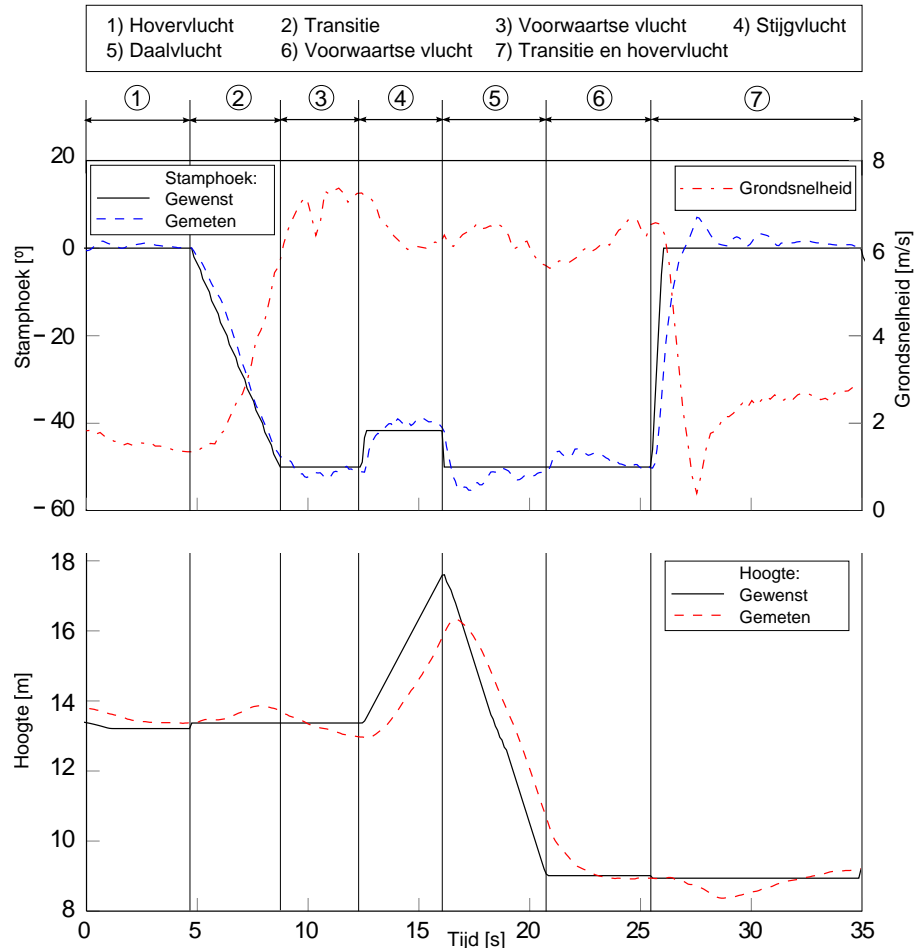
$$C_{D,side} = 3 \cdot 0,45 \frac{A_{side}}{S} = 0,43$$

### 5.4.2 Testen van de midden-niveaucontrole

Om de midden-niveaucontroller te valideren wordt de ArduVTOL-broncode getest met de prototypes X2000 en X3000. Deze sectie bespreekt twee uitgevoerde testvluchten: transitie met stijgen en dalen en een cirkelvlucht.

## Transitie

Figuur 5.15 toont gemeten hoogte, gemeten GPS-grondsnelheid, referentie en gemeten stamphoek tijdens de testvlucht. Tijdens transitie naar voorwaartse vlucht neemt de aanvalshoek gradueel af en neemt de voorwaartse snelheid toe terwijl de hoogte constant blijft. Wanneer een vooraf ingestelde stamphoek bereikt wordt ( $-50^\circ$ ) is de transitie voltooid en wordt voorwaarts gevlogen aan een constante snelheid, stamphoek en hoogte. De stall snelheid van de X2000 (8,5 m/s) wordt echter niet overschreden, waardoor de propellerstuwkracht nog steeds een groot aandeel in de totale lift heeft. Voor deze testdoeleinden is stall echter geen probleem. Er kan immers trager gevlogen worden., wat de evaluatie van de controlestrategie vergemakkelijkt. Tijdens stijgvlucht neemt de stamphoek toe en wordt de klimsnelheid geregeld met de stuwkracht. Tijdens daalvlucht wordt de stamphoek ingesteld op dezelfde waarde als bij voorwaartse vlucht en regelt de stuwkracht eveneens de daalsnelheid. Transitie terug naar hovervlucht gebeurt snel en met weinig doorslag in de stamphoek.

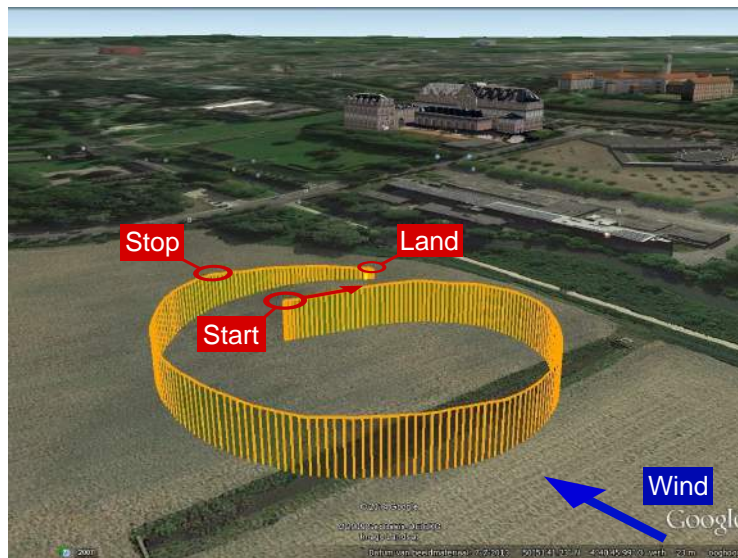


Figuur 5.15: Referentie en gemeten hoogte en stamphoek en gemeten GPS-grondsnelheid tijdens transitie en voorwaartse vlucht.

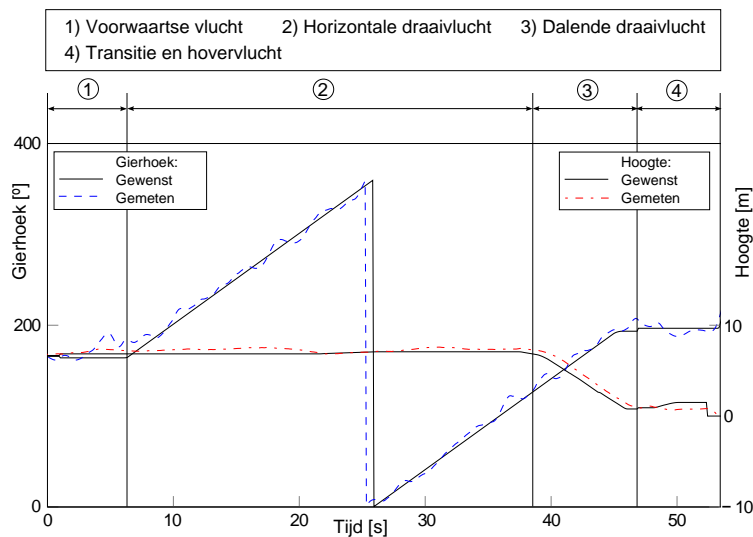


### Cirkelvlucht

Figuur 5.16 toont het afgelegde vliegtraject van de cirkelvlucht. Er wordt een 360° rechtsonder cirkelvlucht gemaakt met midden-niveaucontrole. Differentiële stuwkracht regelt een constante draaisnelheid en collectieve stuwkracht regelt de hoogte, getoond in figuur 5.17. Variaties in de gemeten hoogte beperking zich tot  $\pm 1$  m en ondanks de wind wordt een constante draaisnelheid aangehouden. Omdat de controle in experiment geen gebruik maakt van GPS zorgt de wind voor een verschuiving van het eindpunt ten opzichte van het beginpunt van de cirkel.



Figuur 5.16: Het vliegtraject van de cirkelvlucht.



Figuur 5.17: Referentie en gemeten gierhoek en hoogte tijdens cirkelvlucht.

## 5.5 Besluit

Dit hoofdstuk behandelde de realisatie van de VertiKUL. De structuur van romp en vleugels werd besproken. De componenten van de propulsiegroep werden geselecteerd op basis van de bekomen oplossing uit de optimalisatie van hoofdstuk 2: ‘Ontwerp’. De gebruikte massamodellen geven een redelijke benadering. Echter, op basis van de bekomen resultaten is het mogelijk om de massamodellen te verbeteren.

Er werd aangetoond dat de controle en sturing mogelijk is zonder het gebruik van stuurvlakken. Het gebruik van vier propellers om te sturen en te stabiliseren met behulp van collectieve en differentiële stuwkracht bleek mogelijk. Geslaagde transitie-, stijg-, daal- en draaivlucht werd gedemonstreerd met de midden-niveaucontrole. Dit gebeurde echter niet in één keer, maar er werden zes prototypes gebouwd. Elk prototype droeg bij tot het finaal ontwerp en controlestrategie van de VertiKUL.

Tijdens de testvluchten met wind werd duidelijk dat de gekozen configuratie sterk onderhevig is aan windstoten tijdens hovervlucht. Dit omdat de vleugels dan loodrecht in de wind staan. Gierhoekregeling werd hiertoe gerelaxeerd in hovervlucht. De propellers werden ook geïnclineerd ingebouwd voor een betere giercontrole tijdens hovervlucht om windstoten beter tegen te kunnen werken, zie figuur 3.4.

## Hoofdstuk 6

# Besluit

Dit eindwerk behandelde het ontwerp en de controle van een VTOL UAV, genaamd de VertiKUL, voor autonoom pakkettransport. Eerst werd de configuratie vastgelegd. Er werd gekozen voor de H-configuratie, omdat deze een eenvoudige integratie van het pakket toelaat en structureel eenvoudig is. Daarna werd een numerieke optimalisatiemethode ontwikkeld voor het initiële ontwerp van de VertiKUL. Hierbij werden componentmodellen, profiel- en propellerdatabanken gecombineerd en uiteindelijk de optimale oplossing geselecteerd. De bekomen oplossing werd geanalyseerd en vergeleken met alternatieve oplossingen. Hieruit bleek dat de VertiKUL een goede balans realiseert tussen actieradius, nuttige last en kruissnelheid. Ook werd de invloed van de rompweerstand op de actieradius onderzocht. Hieruit bleek dat de actieradius groter kan worden als het ontwerp aerodynamischer gemaakt wordt.

Om de controlestrategieën makkelijk te testen, werd een simulatie in Simulink gemaakt met een dynamisch model van de VertiKUL. Het schatten van realistische aerodynamische coëfficiënten bleek echter moeilijk te zijn zonder het gebruik van CFD-analyse of windtunneltests.

Een midden-niveaucontrole werd ontwikkeld om een intuïtieve besturing toe te laten waarbij geen pilootervaring noodzakelijk is. Zonder invoer van de bestuurder behoudt de VertiKUL zijn huidige hoogte en koers. Veranderende hoogte en richting werden in de midden-niveaucontrole goed gevolgd. Dit bleek uit zowel simulatie- als testvluchten. In quadcoptermode werd echter de regeling van de gierhoek gerelaxeerd om de controleerbaarheid van de attitude te behouden. Twee controlestrategieën voor hoogteregeling in de midden-niveaucontrole werden voorgesteld. Het regelen van de hoogte met de stamphoek verzekert een gladde stuwkracht uitvoer. Daarenboven, bij een verlies in hoogte zal de stamphoek vergroot worden waardoor een veiliger hovervluchtregime benadert wordt. Er werden tot nu toe echter enkel testvluchten uitgevoerd met de hoogteregeling door stuwkracht. Een voldoende lange transitietijd bleek noodzakelijk om voldoende voorwaartse snelheid op te bouwen. Ook werd een hoog-niveaucontrole ontworpen voor volledig autonoom transport. Binnenin dit controleniveau werden verschillende strategieën gebruikt naar gelang de afstand tot

de bestemming. In simulatievluchten werd een bestemming succesvol bereikt. Dit controle niveau werd echter nog niet tijdens testvluchten aangewend.

Om de controle te testen werden in totaal zes werkende prototypes gebouwd. Het gebruik van enkel vier propellers om te sturen en te stabiliseren met behulp van collectieve en differentiële stuwkracht bleek mogelijk. Intuïtieve midden-niveaucontrole werd gedemonstreerd, waarmee succesvolle transitie-, stijg-, daal- en draaivlucht werden uitgevoerd.

Tijdens hovervlucht bleken windstoten echter een groot probleem. De vleugel staat dan loodrecht op de luchtstroming en vangt veel wind wat ertoe kan leiden dat de VertiKUL controle verliest. Om dit probleem tegen te gaan werden de propellers geïnclineerd om betere gierdynamiek te verkrijgen. Ook werd de regeling van de gierhoek gerelaxeerd zodat windstoten niet tegengewerkt maar net gevolgd worden om saturatie van de motoren te voorkomen.

Het concept van een vliegende vleugel met quadcopter combinatie waarbij, buiten de vier propellers, geen extra actuatoren voor bijvoorbeeld stuurvlakken of kantelmechanismen gebruikt worden, bleek vernieuwend te zijn. Slechts enkele andere onderzoeksteams hebben een gelijkaardig concept. Het is nochtans een veelbelovend concept wegens de relatief lage kost, het onderhoudsgemak en de lage faalkans door het minimaal aantal bewegende onderdelen. De auteurs geloven dat er een breed toepassingsveld bestaat voor de VertiKUL.

### Verder werk

Er is nog vooruitgang mogelijk op vele vlakken. Zowel configuratie, optimalisatie, simulatie, controle en realisatie kunnen verbeterd worden.

De componentmodellen van vleugel, motor, ESC en romp kunnen verbeterd worden. Voor de vleugel kan de invloed van de aspect ratio op het structureel gewicht mee in rekening worden genomen. De efficiëntie van de ESC kan in functie van de verhouding van het ogenblikkelijk vermogen tot het maximaal vermogen van de ESC gevarieerd worden. De massa van de propeller kan geschat worden volgens het propellermassamodel van Noth[1]. Het optimalisatieprogramma kan uitgebreid worden voor andere configuraties dan de VertiKUL-specifieke configuratie. De inbouwhoek van de vleugel kan gevarieerd worden tijdens de enumeratie zodat oplossingen waarbij de propellers tijdens voorwaartse vlucht een deel van het gewicht dragen onderzocht kunnen worden. Hierdoor kunnen de vleugels verkleind worden wat de invloed van windstoten tijdens hovervlucht vermindert. De propellerdatabank kan uitgebreid worden met meerbladige propellers. Meerbladige propellers genereren evenveel stuwkracht met een kleinere diameter dan twebladige propellers. Dit is interessant voor de VertiKUL-configuratie omdat daar de maximale propellerdiameter een grote beperking vormt. In de plaats van tijdens de optimalisatie alle mogelijke combinaties van

---

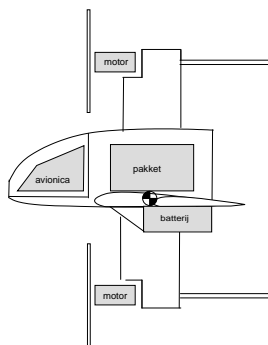
de primaire ontwerpparameters uit te rekenen, kan een branch-and-bound-methode geïmplementeerd worden wat het aantal evaluaties drastisch doet verminderen.

Enkele verbeteringen in het Simulink-model kunnen aangebracht worden. Zo kan bijvoorbeeld differentiële stuwkracht toegevoegd worden aangezien nu gewenste momenten en stuwkracht rechtstreeks aangelegd worden. Om het Simulink-model realistischer te maken is het interessant om windtunneltesten en CFD-analyse uit te voeren voor een betere schatting van de aerodynamische coëfficiënten. Ook is het mogelijk een andere simulatieomgeving te gebruiken, zoals *X-Plane*.

In de midden-niveaucontrole wordt voorwaartse snelheid niet gemeten. Er was in deze masterproef namelijk expliciet voor gekozen om de midden-niveaucontrole zo simpel mogelijk te doen werken door het gebruik van een sensor voor snelheidsmeting te vermijden. Meting van de voorwaartse snelheid kan mogelijks de prestatie van de vlucht verbeteren.

De hoog-niveaucontrole werd enkel met simulatievluchten getest en dient nog in de ArduVTOL-code geïmplementeerd te worden.

Er kunnen aparte Lipo-cellen gebruikt worden voor een betere integratie van de batterij en er kunnen spanning- en stroommeters op de vier motoren aangesloten worden. Het stabiliteitsvoordeel van een reflex-profiel kan herbekeken worden. Niet-gereflexte profielen hebben immers een hogere maximale liftcoëfficiënt waardoor transitie aan lagere snelheden doorgevoerd kan worden. Er kan geëxperimenteerd worden met turbulatorstrips aan de verticale vinnen in de schroefwind van de propeller. De stroming zal gemakkelijker terug aanhechten aan de verticale vin wat resulteert in meer directionele stabiliteit. Tijdens het schrijven van deze masterproef is een alternatieve interne schikking van componenten ontstaan, zie figuur 6.1. Deze schikking heeft mogelijk betere eigenschappen, zoals de positie van het zwaartepunt dat achter de propellers ligt voor betere stabiliteit tijdens hovervlucht en een positie van het pakket en batterij dicht bij de grond voor eenvoudiger uitwisseling.



Figuur 6.1: Alternatieve interne schikking van de componenten ten opzichte van figuur 5.1.



# Bijlagen





## Bijlage A

# Afschattingen en afleidingen

### A.1 Afschatting inertie VertikUL

Voor het berekenen van de traagheidsmomenten  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  en  $I_{zz}$  wordt de VertikUL voorgesteld door zeven massa's, weergegeven in figuur A.1. Hierin worden de vier motoren voorgesteld door cilinders met massa  $m_{mot}$ , diameter  $d_{mot}$  en hoogte  $h_{mot}$ . De romp wordt voorgesteld door een cilinder met massa  $m_{fsl}$ , diameter  $d_{fsl}$  en hoogte  $h_{fsl}$  en de linker- en rechtervleugel worden elk voorgesteld door een plaat met massa  $m_{wing}$ , dikte  $t_{wing}$ , hoogte  $h_{wing}$  en lengte  $l_{wing}$ . De afstand tussen de motoren in de x-richting wordt voorgesteld door  $l_{frame}$  en in de y-richting door  $w_{frame}$ . De massacentra van al deze onderdelen liggen in het xy-vlak. Met behulp van tabellen uit mechanica handboeken en de stelling van Steiner kunnen de traagheidsmomenten rond de x-, y- en z-as berekend worden:

$$I_{xx} = 4 \frac{1}{12} m_{mot} h_{mot}^2 + 4 m_{mot} \frac{w_{frame}^2}{4} + \frac{1}{12} m_{fsl} h_{fsl}^2 + 2 \frac{1}{12} m_{wing} (h_{wing}^2 + l_{wing}^2) + 2 m_{wing} \left( \frac{l_{wing}}{2} + \frac{d_{fsl}}{2} \right)^2 \quad (A.1)$$

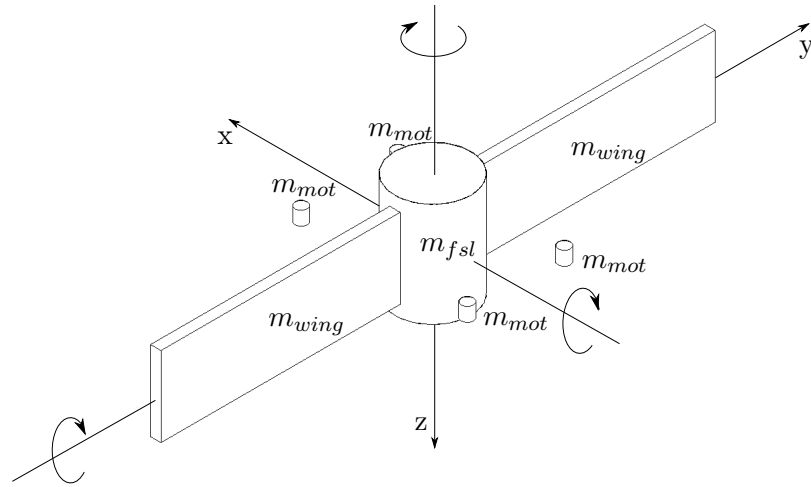
$$I_{yy} = 4 \frac{1}{12} m_{mot} h_{mot}^2 + 4 m_{mot} \frac{l_{frame}^2}{4} + \frac{1}{12} m_{fsl} h_{fsl}^2 + 2 \frac{1}{12} m_{wing} h_{wing}^2 \quad (A.2)$$

$$I_{zz} = 4 \frac{1}{8} m_{mot} d_{mot}^2 + 4 m_{mot} \frac{\sqrt{l_{frame}^2 + w_{frame}^2}}{2} + \frac{1}{8} m_{fsl} d_{fsl}^2 + 2 \frac{1}{3} m_{wing} l_{wing}^2 + 2 m_{wing} \frac{d_{mot}^2}{4} \quad (A.3)$$

Met de parameters uit tabel A.1 vindt men:

$$\begin{cases} I_{xx} = 0,1105 \text{ kg m}^2 \\ I_{yy} = 0,0660 \text{ kg m}^2 \\ I_{zz} = 0,3024 \text{ kg m}^2 \end{cases} \quad (A.4)$$

Deze  $I_{xx}$ ,  $I_{yy}$  en  $I_{zz}$  worden vergeleken met de inertie van twee puntmassa's  $m_i$ , elk op een afstand  $l_{ptm}$  van 0,5 m van een rotatie-as  $i$ , zoals in figuur A.2 ( $i = \{x, y, z\}$ ).



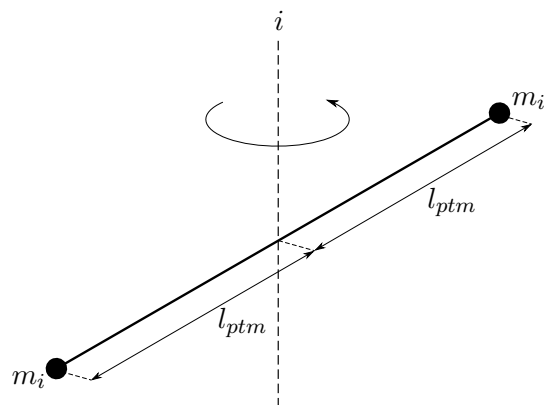
Figuur A.1: Vereenvoudigde voorstelling van de massadistributie van de VertikUL voor het bepalen van de inertie rond de x-, y- en z-as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$ .

De inertie van deze twee puntmassa's is:

$$I_{ii} = 2 m_i l_{ptm}^2 \quad i = \{x, y, z\}. \quad (\text{A.5})$$

Door omvormen van vergelijking A.5 bekomt men voor de drie richtingen de equivalente puntmassa's die overeenkomen met de inerties uit vergelijking A.4:

$$\begin{cases} m_x = 0,2210 \text{ kg} \\ m_y = 0,1319 \text{ kg} \\ m_z = 0,6048 \text{ kg} \end{cases} \quad (\text{A.6})$$



Figuur A.2: Voorstelling van equivalente rotatie-inertie door twee puntmassa's  $m_i$ , elk op een afstand  $l_{ptm}$  van 0,5 m van een rotatie-as  $i$  ( $i = \{x, y, z\}$ ).

## A.2 Afschatting rotorinertie

De rotorinertie is het traagheidsmoment  $I_{rot}$  van de roterende delen in één propeller-motorgroep. Hiertoe behoren de propellerbladen, de propellerhub welke de verbinding tussen de propellerbladen en de motoras vormt, de propelleradapter welke de propellers fixeert op de motoras, de motoras en het motorhuis. Tabel A.2 toont de vorm en afmetingen van deze onderdelen. Met behulp van tabellen uit mechanica handboeken en de stelling van Steiner kan het traagheidsmoment rond de rotatie-as van de propeller berekend worden:

$$\begin{aligned}
I_{rot} &= \frac{m_{blade} l_{blade}^2}{3} + \frac{m_{blade} w_{blade}^2}{12} + m_{blade} \left( \frac{d_{o,hub}}{2} \right)^2 \\
&+ \frac{1}{8} m_{hub} \left( d_{o,hub}^2 + d_{i,hub}^2 \right) + \frac{1}{8} m_{adpt} d_{adpt}^2 \\
&+ \frac{1}{8} m_{axis} d_{axis}^2 + \frac{1}{8} m_{house} \left( d_{o,house}^2 + d_{i,house}^2 \right) \\
&= 1,9245 \cdot 10^{-5} \text{ kg m}^2
\end{aligned} \tag{A.7}$$

## A.3 Afschatting weerstandsmoment

De luchtweerstand wekt ook weerstandsmomenten op evenredig met het kwadraat van de hoeksnelheden  $\dot{\phi}$ ,  $\dot{\theta}$  en  $\dot{\psi}$ . Hier wordt voor een rotatie rond de z-as van het quadcopterasstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$  een formule afgeleid die toelaat het weerstandsmoment rond deze as te kwantificeren.

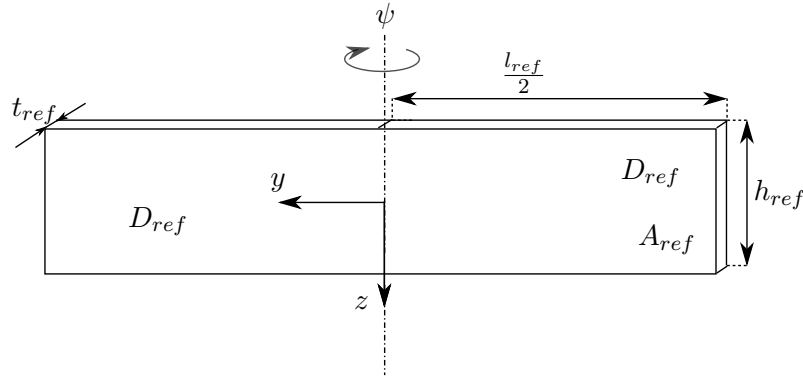
Er wordt verondersteld dat tijdens het roteren rond de z-as twee weerstandskrachten  $D_{ref}$  op een oppervlakte  $A_{ref}$  werken, zie figuur A.3. Doordat beide krachten aan weerszijde van het oppervlak werken, wekken zij een moment  $M_{D,body,\psi}$  op. Een referentiesnelheid  $v_{ref}$  wordt gebruikt om de gedistribueerde luchtstroming over één helft van oppervlakte  $A_{ref}$  voor te stellen door een constante luchtstroming met een snelheid half zo groot als deze op het uiteinde van de vleugel. Er geldt dus  $v_{ref} = \frac{l_{ref}\dot{\psi}}{4}$ . Voor het bepalen van de grootte van  $D_{ref}$  wordt de weerstandscoefficiënt van een vlakke plaat gebruikt,  $C_{D,plate} = 1,98$  [33]. De plaats van aangrijpen wordt halverwege de vleugel in de richting van de rotatie-as en halverwege één vleugel-helft volgens de lengte van de vleugel verondersteld. Het moment  $M_{D,body,\psi}$  is:

$$\begin{aligned}
M_{D,body,\psi} &= \frac{l_{ref}}{2} D_{ref} = \frac{l_{ref}}{2} \frac{1}{2} \rho v_{ref}^2 \frac{A_{ref}}{2} C_{D,plate} \\
&= \frac{l_{ref}}{2} \frac{1}{2} \rho \left( \frac{l_{ref}\dot{\psi}}{4} \right)^2 \frac{A_{ref}}{2} C_{D,plate} = \frac{l_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\psi} |\dot{\psi}|
\end{aligned} \tag{A.8}$$

Referentieafmetingen zijn gegeven in tabel B.2 Voor de andere richtingen wordt dezelfde redenering gebruikt:

$$M_{D,body,\phi} = \frac{l_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\phi} |\dot{\phi}| \tag{A.9}$$

$$M_{D,body,\theta} = \frac{l_{ref} h_{ref}^4}{128} \rho C_{D,plate} \dot{\theta} |\dot{\theta}| \quad (\text{A.10})$$



Figuur A.3: Definitie van referentielengte, -hoogte en -dikte voor het bepalen van het weerstandsmoment, in dit geval rond de z-as van het quadcopterassenstelsel  $\mathcal{F}_{quad}$

#### A.4 Afleiding $k_{front}$

Deze bijlage werkt de factor  $k_{front}$  uit die gebruikt wordt voor de bepaling van de weerstandscoefficiënt van de romp  $C_{D,body}$  in sectie 2.3.5. Meer bepaald rekt  $k_{front}$  de weerstandscoefficiënt van de romp betrokken op de frontale oppervlakte  $C_{D,body,front}^*$  om naar de weerstandscoefficiënt van de romp betrokken het vleugeloppervlak  $S$ ,  $C_{D,body,front}$ .

$$C_{D,body,front} = C_{D,body,front}^* k_{front}$$

$$k_{front} = \frac{A_{front,body}}{S}$$

$A_{front,body}$  is:

$$\begin{aligned} A_{front,body} &= w_{body} h_{body} \\ &= (k_{wl} l_{body})(k_{hw} w_{body}) \\ &= (k_{wl} l_{body})(k_{hw} k_{wl} l_{body}) \\ &= k_{hw} k_{wl}^2 l_{body}^2 \\ &= k_{hw} k_{wl}^2 (k_{lc} c)^2 \\ &= k_{hw} k_{wl}^2 k_{lc}^2 c^2 \end{aligned}$$

Het vleugeloppervlak  $S$  in functie van de spanwijdte  $b$ , aspect ratio  $AR = \frac{b}{c}$  en de gemiddelde geometrische koorde  $c$ :

$$\begin{aligned} S &= c b \\ &= c^2 AR \end{aligned}$$

$k_{front}$  is uiteindelijk:

$$\begin{aligned} k_{front} &= \frac{A_{front,body}}{S} \\ &= \frac{k_{hw} k_{wl}^2 k_{lc}^2 c^2}{c^2 AR} \\ &= \frac{k_{hw} k_{wl}^2 k_{lc}^2}{AR} \end{aligned}$$

## A.5 Afleiding maximale stuwkracht

De maximale stuwkracht die de vier propellers tezamen kunnen genereren volgt uit vergelijking 3.18:

$$\max\_thrust = 4 C_T \rho \left(\frac{\text{RPM\_max}}{60}\right)^2 D_{prop}^4 \cos(i_{prop}) \eta_{int} = 103,6 \text{ N} \quad (\text{A.11})$$

## A.6 Afleiding maximale actuatorsmomenten

Het theoretisch maximaal moment aan te leggen met de propellers wordt bekomen door één paar niet te laten draaien en het ander op maximaal toerental. Hier wordt er echter geen rekening gehouden met de stuwkracht nodig om te hoveren. Het praktisch maximaal moment wordt daarom berekend op basis van de mogelijke toename in propellertoerental t.o.v. het toerental  $\text{RPM\_hover}$  nodig om te hoveren:

$$\text{RPM\_hover} = 60 \sqrt{\frac{m_{tot} * g}{4 C_T \rho D_{prop}^4 \cos(i_{prop}) \eta_{int}}} = 12.620 \text{ min}^{-1} \quad (\text{A.12})$$

Het praktisch maximale moment wordt tijdens hovervlucht bekomen door één paar propellers op maximaal toerental te laten draaien. Het verschil tussen het maximaal toerental en het toerental nodig om te hoveren wordt aangeduid met  $\text{RPM\_delta}$ . Het toerental van de twee andere propellers dient met  $\text{RPM\_delta}$  verminderd te worden om de totale stuwkracht ongeveer constant te houden. Dit geeft voor de drie momenten rond de lichaamsassen van het quadcopterassenselsel de volgende waarden:

$$\begin{aligned} \max\_roll\_torque &= \frac{1}{2} l_{frame} C_T \rho D_{prop}^4 \cos(i_{prop}) \eta_{int} \left[ 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} + \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right. \\ &\quad \left. - 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} - \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right] = 7,0 \text{ N m} \end{aligned} \quad (\text{A.13})$$





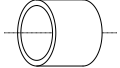
$$\begin{aligned} \max\_pitch\_torque &= \frac{1}{2} w_{frame} C_T \rho D_{prop}^4 \cos(i_{prop}) \eta_{int} \left[ 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} + \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right. \\ &\quad \left. - 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} - \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right] = 12,0 \text{ N m} \end{aligned} \quad (\text{A.14})$$

$$\begin{aligned}
 \max\_yaw\_torque = & C_Q \rho D_{prop}^5 \left[ 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} + \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right. \\
 & \left. - 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} - \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right] \\
 + \frac{1}{2} l_{frame}^2 C_T \rho D_{prop}^4 \sin(i_{prop}) \eta_{int} & \left[ 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} + \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right. \\
 & \left. - 2 \left( \frac{\text{RPM\_hover} - \text{RPM\_delta}}{60} \right)^2 \right] = 2,0 \text{ N m}
 \end{aligned} \tag{A.15}$$

Tabel A.1: Afmetingen en massa's voor een afschatting van de traagheidsmomenten van de VertikUL.

Parameter	Waarde	Eenheid
$l_{frame}$	0,48	m
$w_{frame}$	0,28	m
$h_{frame}$	0,02	m
$m_{mot}$	0,150	kg
$d_{mot}$	0,035	m
$h_{mot}$	0,040	m
$m_{fsl}$	4,0	kg
$d_{fsl}$	0,22	m
$h_{fsl}$	0,30	m
$m_{wing}$	0,150	kg
$t_{wing}$	0,03	m
$h_{wing}$	0,23	m
$l_{wing}$	0,65	m
$l_{ptm}$	0,5	m

Tabel A.2: Afmetingen en massa's voor een afschatting van het traagheidsmoment van de propeller-motorgroep.

Onderdeel	Parameter	Waarde	Eenheid
 Propellerblad	$l_{blade}$	105	mm
	$w_{blade}$	16	mm
	$t_{blade}$	2	mm
	$m_{blade}$	3	g
 Propellerhub	$d_{o,hub}$	17	mm
	$d_{i,hub}$	7	mm
	$h_{hub}$	8	mm
	$m_{hub}$	3	g
 Propelleradapter	$d_{adpt}$	13	mm
	$l_{adpt}$	32	mm
	$m_{adpt}$	11	g
 Motoras	$d_{axis}$	5	mm
	$l_{axis}$	60	mm
	$m_{axis}$	29	g
 Motorhuis	$d_{o,house}$	35	mm
	$d_{i,house}$	29	mm
	$l_{house}$	30	mm
	$m_{house}$	29	g





## Bijlage B

# Tabellen en grafieken

Tabel B.1: Specificaties Pixhawk- en ArduPilot-boordcomputer.

Specificatie	Pixhawk	ArduPilot (APM 2.6)
Gyroscoop/ accelerometer	MPU-6000	MPU-6000
Extra accelerometer/ magnetometer	ST Micro LSM303D	-
Extra gyroscoop	ST Micro L3GD20	-
Kompas	?	?
Barometer	MEAS MS5611-01BA03	MEAS MS5611-01BA03
Processor	ARM STM32F427 (Cortex M4)	Atmel ATMEGA2560
Indeling	32 bit	8 bit
Frequentie	168 MHz	16 MHz
MIPS	252	16
RAM	256 kB	8 kB
EEPROM	4kB	4kB
Flash	2 MB	256 kB
USB	<i>ja</i>	<i>neen</i>
Overige chips	ARM STM32F103 (Cortex M3)	Atmel ATMEGA32U-2
Functie	<i>co-processor</i>	<i>USB-interface</i>
Indeling	32	8 bit
Frequentie	72	16 MHz
MIPS	252	16
RAM	20 kB	1024 B
EEPROM	-	1024 B
Flash	64 of 128 kB	32 kB
Extern flash	4 GB	4 MB

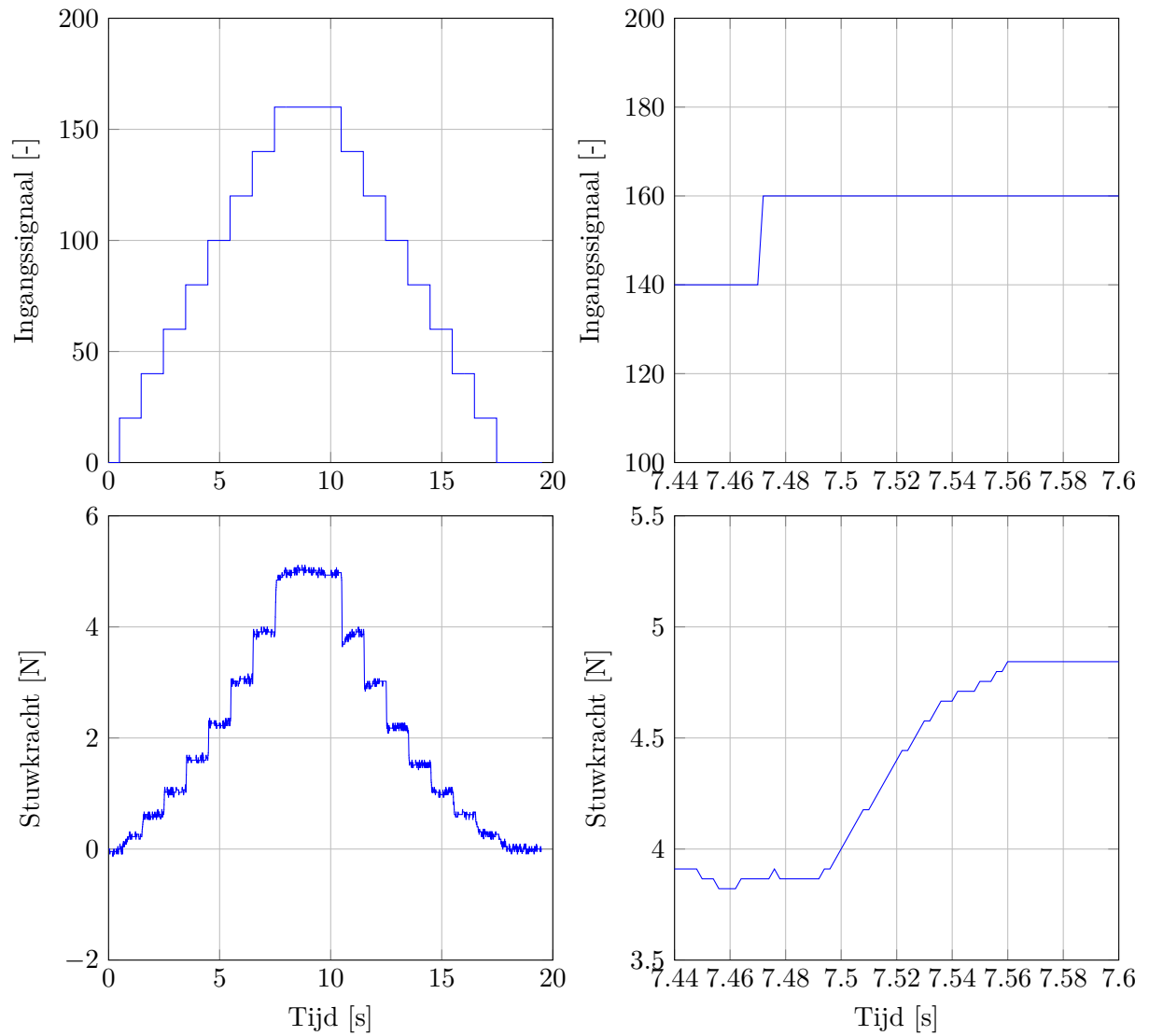
Tabel B.2: Modelparameters in het dynamisch model uit hoofdstuk 3 en de equivalente Simulink-modelparameters.

Symbol	Simulink-modelparameter	Waarde	Eenheid
$\rho$	rho	1,225	kg/m <sup>3</sup>
$g$	g	9,81	m/s <sup>2</sup>
$l_{frame}$	l_frame	0,48	m
$w_{frame}$	w_frame	0,28	m
$h_{frame}$	h_frame	0,02	m
$l_{ref}$	l_ref	1,60	m
$h_{ref}$	h_ref	0,23	m
$t_{ref}$	h_ref	0,03	m
$l_{ptm}$	-	0,5	m
$A_x$	A_x	0,3550	m <sup>2</sup>
$A_y$	A_y	0,1150	m <sup>2</sup>
$A_z$	A_z	0,1180	m <sup>2</sup>
$b$	b	1,60	m
$S$	S	0,3600	m <sup>2</sup>
$l_{\mu}$	l_mu	0,225	m
$l_{aero}$	l_aero	0,010	m
$w_{aero}$	w_aero	0,880	m
$AR$	AR	0,711	-
$i$	i	2,9	°
$l_{winglet}$	l_winglet	0,183	m
$S_{winglet}$	S_winglet	0,0111	m <sup>2</sup>
$i_{winglet}$	i_winglet	30	°
$D_{prop}$	D_prop	0,23	m
$i_{prop}$	i_prop	10	°
$m_{empty}$	m_empty	3,86	kg
$m_{bat}$	m_bat	1,608	kg
$m_{pld}$	m_pld	1,0	kg
$m_{tot}$	m_tot	4,860	kg
$I_{xx}$	I_xx	0,111	kg m <sup>2</sup>
$I_{yy}$	I_yy	0,066	kg m <sup>2</sup>
$I_{zz}$	I_zz	0,302	kg m <sup>2</sup>
$I_{prop}$	I_prop	$1,9245 \cdot 10^{-5}$	kg m <sup>2</sup>
$m_x$	-	0,220	kg
$m_y$	-	0,130	kg
$m_z$	-	0,600	kg
-	max_thrust	109	N
-	RPM_max	18.600	min <sup>-1</sup>
$I_{rot}$	I_prop	$1,9245 \cdot 10^{-5}$	kg m <sup>2</sup>
$C_T$	C_T	0,084	-
$C_Q$	C_Q	0,005	-
$C_{D,\alpha_0}$	C_D_alpha_0	0,0011	-
$C_{D,body,top}$	C_D_body_top	2,40	-
$C_{D,body,side}$	C_D_body_side	0,43	-
$C_{D,body,front}$	C_D_body_front	0,054	-
$C_{D,plate}$	C_D_plate	1,98	-
$e$	e	0,70	-

Tabel B.3: Simulink-controleparameters uit hoofdstuk 4.

Simulink-controleparameter	Waarde	Eenheid
acro_roll_rate_p	200	°/s
acro_pitch_rate_p	200	°/s
acro_yaw_rate_p	200	°/s
max_roll_rate	200	°/s
max_pitch_rate	200	°/s
max_yaw_rate	200	°/s
roll_rate_p	0,15	kg m <sup>2</sup> /°/s
roll_rate_i	0,10	kg m <sup>2</sup> /°/s <sup>2</sup>
roll_rate_d	0,004	kg m <sup>2</sup> /°
roll_rate_imax	50	N m
pitch_rate_p	0,15	kg m <sup>2</sup> /°/s
pitch_rate_i	0,10	kg m <sup>2</sup> /°/s <sup>2</sup>
pitch_rate_d	0,004	kg m <sup>2</sup> /°
pitch_rate_imax	50	N m
yaw_rate_p	0,30	kg m <sup>2</sup> /°/s
yaw_rate_i	0,01	kg m <sup>2</sup> /°/s <sup>2</sup>
yaw_rate_d	0,002	kg m <sup>2</sup> /°
yaw_rate_imax	5	N m
max_roll_torque	6,6	N m
max_pitch_torque	11,4	N m
max_yaw_torque	1,9	N m
max_thrust	103,6	N
AoA_cruise	6,9	°
v_cruise	15,5	m/s
trans_time_2_cruise	4	s
trans_time_2_hover	1	s
quaternion_angle	120	-
stable_roll_p	4,5	°/s
stable_pitch_p	4,5	°/s
stable_yaw_p	4,5	°/s
max_roll_input	45	°
max_pitch_input	45	°
max_yaw_rate_quad	90	°/s
max_climb_rate_quad	5	m/s
max_descent_rate_quad	1	m/s
thrust_hover_alt_p	1,0	1/s
thrust_hover_rate_p	5,0	1/s
thrust_hover_acc_p	1,5	kg
thrust_hover_acc_i	0,15	kg/s
thrust_hover_acc_imax	5	N
thrust_hover_ff	48,6	N
max_yaw_rate_plane	17,8	°/s
min_cruise_radius	50	m
max_cruise_curvature	0,02	1/m
max_climb_rate_plane	2,5	m/s
max_descent_rate_plane	1,5	m/s
thrust_cruise_alt_p	0,5	1/s
thrust_cruise_rate_p	1,0	1/s
thrust_cruise_acc_p	0,25	kg
thrust_cruise_acc_i	0,05	kg/s
thrust_cruise_acc_imax	3,0	N
thrust_cruise_ff	7,5	N
pitch_cruise_alt_p	1,0	1/s
pitch_cruise_rate_p	0,025	°s/m
pitch_cruise_rate_i	0,005	°/m
pitch_cruise_rate_imax	3	°
d_tolerance	0,2	m
d_precise	20	m
d_transition	100	m

Figuur B.1: Stuwkrachtrespons bij stapingangssignalen aangelegd aan een X-BLDC elektronische snelheidsregelaar (X-BL-52s Hacker borstelloze DC-motor - 3 cel Lipo voeding - 8 inch propellerspoed - 4,5 inch propellerdiameter, propulsiegroep X-3D-BL [3]).





## Bijlage C

# VertiKUL Profiel



Figuur C.1: NACA23012, dikte: 12%

### Coördinaten

1,00003	0,00126	0,20738	0,07524	0,29531	-0,04446
0,9973	0,0017	0,16604	0,0732	0,34418	-0,0451
0,98914	0,00302	0,12732	0,06915	0,39476	-0,04482
0,97563	0,00518	0,0923	0,06265	0,4465	-0,04371
0,95693	0,00812	0,06203	0,05382	0,49883	-0,04188
0,93324	0,01176	0,0373	0,04324	0,55117	-0,03945
0,90482	0,01602	0,01865	0,03176	0,60296	-0,03655
0,87197	0,02079	0,00628	0,0203	0,6536	-0,03327
0,83506	0,02597	0,00015	0,00956	0,70257	-0,02975
0,79449	0,03145	0	0	0,7493	-0,02607
0,7507	0,03712	0,00533	-0,00792	0,7933	-0,02235
0,70417	0,04285	0,01557	-0,01401	0,83407	-0,01866
0,65541	0,04854	0,03029	-0,0187	0,87118	-0,01512
0,60496	0,05405	0,04915	-0,02248	0,9042	-0,0118
0,55335	0,05924	0,07195	-0,02586	0,93279	-0,0088
0,50117	0,06397	0,09868	-0,02922	0,95661	-0,00621
0,44897	0,06811	0,12954	-0,03282	0,97543	-0,0041
0,39733	0,0715	0,16483	-0,0366	0,98901	-0,00254
0,34681	0,07402	0,20483	-0,04016	0,99722	-0,00158
0,29796	0,07554	0,24869	-0,04283	0,99997	-0,00126
0,25131	0,07597				

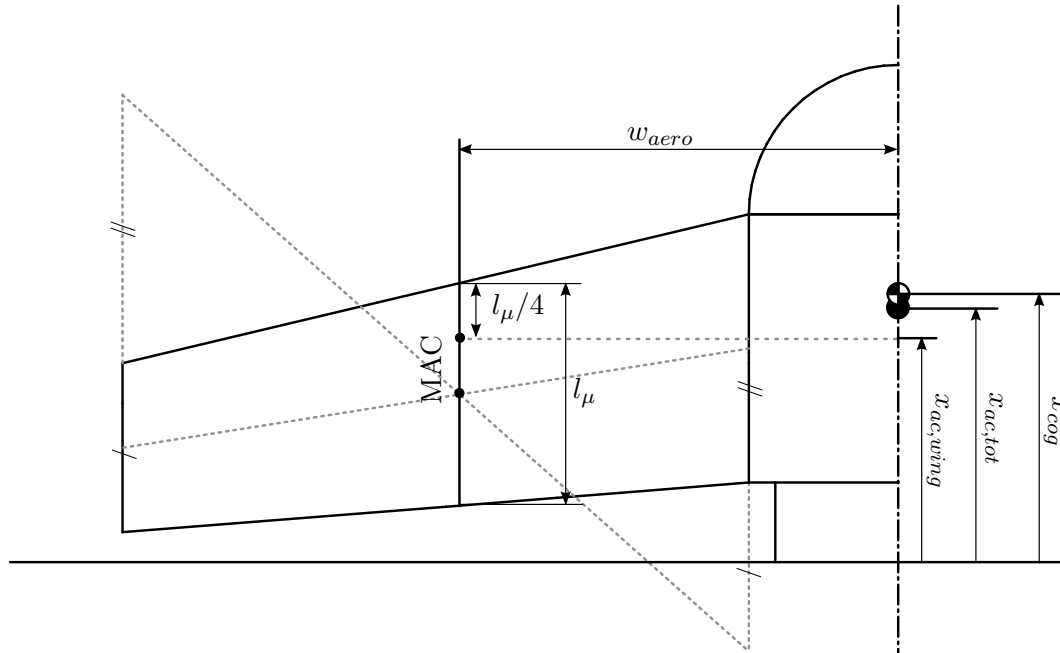




## Bijlage D

# Bepaling van het zwaartepunt van de VertiKUL

Figuur D.1 toont de conventie van de bemating. Afstanden zijn relatief ten opzichte van de grond bepaald. In sectie 5.1.1 werd de statische stabiliteitsmarge bepaald op 4,5%. Dit betekent dat het zwaartepunt met een afstand van 4,5% van de lengte van de gemiddelde aerodynamische koorde (ENG: *mean aerodynamic chord*, *MAC*) vóór het totaal aerodynamisch centrum ligt. De gebruikte formules komen uit Roskam [46].



Figuur D.1: Bepaling van het aerodynamisch centrum van de vleugel.

## D. BEPALING VAN HET ZWAARTEPUNT VAN DE VERTIKUL

---

Afstanden worden dimensieloos gemaakt met de lengte van de MAC,  $l_\mu$ :

$$\bar{x}_{cog} = \frac{x_{cog}}{l_\mu}, \quad \bar{x}_{ac} = \frac{x_{ac}}{l_\mu}, \quad \dots$$

Bij de VertikUL is  $l_\mu = 224$  mm. De statische stabiliteitsmarge is gedefiniëerd als:

$$\sigma = \frac{x_{cog} - x_{ac}}{l_\mu} = \bar{x}_{cog} - \bar{x}_{ac} = 0,045$$

De positie van het zwaartepunt is dus:

$$x_{cog} = x_{ac} + \sigma l_\mu \quad (\text{D.1})$$

De positie van het totale aerodynamisch centrum  $x_{ac}$  wordt bepaald door de geometrie van de VertikUL. De grootste invloed is het aerodynamisch centrum van de vleugel  $x_{ac,wing}$ , maar ook de romp heeft een niet te verwaarlozen bijdrage. De aerodynamische coëfficiënten  $C_{L\alpha,wing}$  en  $C_{M\alpha,body}$  zijn de veranderingen van de liftcoëfficiënt van de vleugel  $C_{L,wing}$  en van de momentcoëfficiënt van de romp  $C_{M,body}$  respectievelijk bij een verandering van de aanvalshoek  $\alpha$ . Het totale aerodynamisch centrum is gelijk aan:

$$\bar{x}_{ac} = \frac{C_{L\alpha,wing} \bar{x}_{ac,wing} + C_{M\alpha,body}}{C_{L\alpha,wing}} \quad (\text{D.2})$$

De aerodynamische coëfficiënt  $C_{L\alpha,wing}$  wordt geschat met de draaglijntheorie. Met  $AR = 7,11$  wordt dit:

$$C_{L\alpha,wing} = \frac{2 \pi AR}{2 + AR} = 4,9$$

Het aerodynamisch centrum van de vleugel  $x_{ac,wing}$  ligt op een kwart van de MAC van de aanvalsboord. Figuur D.1 toont de constructie.

$$x_{ac,wing} = 225 \text{ mm}$$

$C_{M\alpha,body}$  wordt geschat met een empirische formule[46]:

$$C_{M\alpha,body} = 45 \frac{k_R w_{body}^2 l_{body}}{l_\mu S}$$

waarbij  $k_R$  een correctiefactor is gebaseerd op de positie van de vleugel ten opzichte van de romp. Toegepast op de VertikUL is  $C_{M\alpha,body} = 0,77$ .

Het totale aerodynamische centrum is volgens vergelijking D.2 gelijk aan:

$$\begin{aligned} \bar{x}_{ac} &= \frac{4,9 \cdot \frac{225\text{mm}}{224\text{mm}} + 0,77}{4,9} = 1,16 \\ x_{ac} &= \bar{x}_{ac} l_\mu = 1,16 \cdot 224 \text{ mm} = 260 \text{ mm} \end{aligned}$$

---

De ligging van het zwaartepunt kan uiteindelijk berekend worden met vergelijking **D.1**:

$$x_{cog} = 260\text{mm} + 0,045 \cdot 224 \text{ mm} = 270 \text{ mm}$$

De lengte  $l_{aero}$  wordt gedefiniëerd als de afstand tussen het zwaartepunt en het aerodynamisch centrum en is gelijk aan:

$$l_{aero} = 10 \text{ mm}$$

De lengte  $w_{aero}$  wordt gedefiniëerd als afstand van de individuele centra van de linker en rechter vleugel tot de middenlijn van de VertikUL en bedraagt:

$$w_{aero} = 88 \text{ cm}$$



## Bijlage E

# Meetresultaten propeller test

De motor en de propeller van de VertiKUL werden getest met de proefopstelling afgebeeld op figuur E.1. De eigenschappen van de motor en propeller staan opgesomd in tabel 5.1. Op basis van de gemeten data in tabel E.1 worden de statische stuwkrachtcoëfficiënt en momentcoëfficiënt berekend:

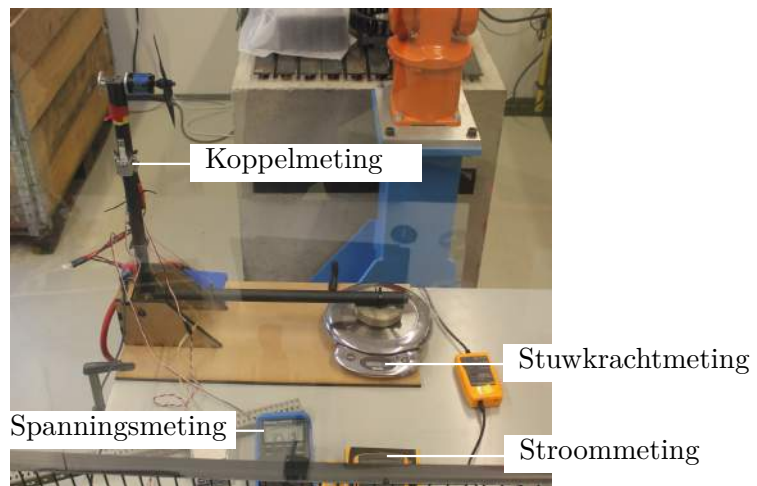
$$\begin{aligned} C_{T_0} &= 0,084 \\ C_{Q_0} &= 0,0050 \end{aligned} \tag{E.1}$$

Er kan eveneens een benadering voor het rendement van de motor berekend worden:

$$\begin{aligned} \eta_{mot} &= \frac{P_{mech}}{P_{el}} \\ &= \frac{2 \pi RPM/60 M}{U I} \\ &\cong 74\% \end{aligned}$$

U [V]	I [A]	PWM	RPM	T [N]	M [Nm]
24,76	4	1200	8240	5,1012	0,071
24,22	8	1403	11400	10,3005	0,138
23,7	11	1600	14700	17,0694	0,232
23,1		1717	16600	21,582	0,3
			18600	27,468	

Tabel E.1: Meetresultaten van propeller test



Figuur E.1: Proefopstelling van motor en propeller tijdens propeller test.

# Bibliografie

- [1] A. Noth, “Design of Solar Powered Airplanes for Continuous Flight,” Ph.D. dissertation, 2008.
- [2] “UIUC Propeller database,” <http://aerospace.illinois.edu/m-selig/props/propDB.html>.
- [3] M. Verbandt, “Visiegestuurd aanmeren van een quadrotor aan een grondstation.”
- [4] “PX4FMU,” <http://pixhawk.org/modules/px4fmu>.
- [5] “Pixhawk,” <https://pixhawk.org/modules/pixhawk>.
- [6] “PX4IO,” <https://pixhawk.org/modules/px4io>.
- [7] “AMP 2.6,” <http://store.3drobotics.com/products/apm-2-6-kit-1>.
- [8] “Arduino Mega 2560,” <http://arduino.cc/en/Main/ArduinoBoardMega2560>.
- [9] “APM,” <http://ardupilot.com/>.
- [10] “PX4 Toolchain,” [http://pixhawk.org/dev/toolchain\\_installation](http://pixhawk.org/dev/toolchain_installation).
- [11] “Gatewing,” <http://uas.trimble.com/>.
- [12] “Belgische wetgeving onbemande luchtvaart,” <http://www.beuas.be/index.php/nl/nieuws/105-aankomende-wetgeving-drones-blijft-veel-te-beperkt>.
- [13] “Pizza Dominos,” <http://www.nbcnews.com/technology/dominos-domicopter-drone-can-deliver-two-large-pepperonis-6C10182466>.
- [14] “Matternet,” <http://matternet.us/>.
- [15] “Amazon Prime Air,” <http://www.nbcbayarea.com/news/tech/Amazon-30-Minute-Drone-Delivery-Bezos-234021911.html>.
- [16] “DJI Phantom,” <http://www.dji.com/product/phantom>.
- [17] “Wingcopter,” <http://www.wingcopter.com/>.
- [18] “Quadshot,” <http://transition-robotics.com/>.

- [19] “Atmos TU Delft,” <http://www.atmosuav.com/>.
- [20] “UAVForge,” <http://www.uavforge.net/>.
- [21] “FireFLY6,” <http://www.birdseyeview.aero/>.
- [22] R. Stone and G. Clarke, “The T-wing: a VTOL UAV for defense and civilian applications,” *University of Sydney*, 2001.
- [23] V. Hrishikeshavan and D. Bawek, “Development of Transition Control Methodology for a Quad Rotor-Biplane Micro Air Vehicle From Hover to Forward Flight,” no. 1.
- [24] A. Oosedo, A. Konno, T. Matsumoto, K. Go, K. Masuko, and M. Uchiyama, “Design and Attitude Control of a Quad-Rotor Tail-Sitter Vertical Takeoff and Landing Unmanned Aerial Vehicle,” *Advanced Robotics*, vol. 26, no. 3-4, pp. 307–326, Jan. 2012.
- [25] T. Smouter, “Autonomous Vertical Recovery of Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicles,” 2013.
- [26] S. Bouabdallah, “Design and control of quadrotors with application to autonomous flying,” Ph.D. dissertation, 2007.
- [27] “lithium zwavel,” <http://techportal.eere.energy.gov/technology.do/techID=1141>.
- [28] “batterij vergelijking,” <http://www.brandbattery.com/wp-content/uploads/2012/05/energy-density.gif>.
- [29] “batterij evolutie,” <http://www.batteryuniversity.com/images/parttwo-55h.gif>.
- [30] J. Gundlach, *Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach*. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2013.
- [31] “Engineering Toolbox,” [http://www.engineeringtoolbox.com/drag-coefficient-d\\_627.html](http://www.engineeringtoolbox.com/drag-coefficient-d_627.html).
- [32] S. F. Hoerner, “Fluid-Dynamic Drag,” p. 455, 1965.
- [33] “Xfoil,” <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- [34] “APC Propeller database,” [http://www.apcprop.com/v/downloads/PERFILES\\_WEB/datalist.asp](http://www.apcprop.com/v/downloads/PERFILES_WEB/datalist.asp).
- [35] H. Bruyninckx, *Robot Kinematics and Dynamics*, 2010.
- [36] R. Murray, Z. Li, and S. Sastry, *A mathematical introduction to robotic manipulation*, 1994, vol. 2005, no. February.



- 
- [37] P. Castillo, R. Lozano, and A. E. Dzul, *Modelling and control of mini-flying machines*, 2006.
- [38] “Euler angels to Quaternion,” <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/6335-euler-angles-to-quaternion-conversion-for-six-basic-sequence-of-rotations/content/eulertoquat/euler2quat.m>.
- [39] “Quaternion to Euler angles,” <http://www.mathworks.nl/help/aeroblks/quaternionstorotationangles.html>.
- [40] “Quaternion Multiplication,” <http://www.mathworks.nl/help/aerotbx/ug/quatmultiply.html>.
- [41] “Quaternion inverse,” <http://www.mathworks.nl/help/aerotbx/ug/quatinv.html>.
- [42] T. Durt and T. Delabie, “Design and Implementation of a Low-Cost Spacecraft Attitude Determination and Control System,” Ph.D. dissertation, K.U. Leuven, 2010.
- [43] FAA, “Rotorcraft Flying Handbook,” 2000.
- [44] “User Manual for Eagle Multi (MTMK) Series ESCs with SimonK Firmware,” <http://www.robotshop.com/media/files/pdf/user-manual-maytech-esc-simonk.pdf>.
- [45] J. Roskam, *Airplane design*. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [46] T.P. Dreyer, *Modelling with Ordinary Differential Equations*. CRC Press, 1993.
- [47] “X-3D-BL Handleiding,” [http://web.mit.edu/hchin/Public/2.017/2011/quadroto/x3d\\_scientific\\_v30\\_manual\\_en.pdf](http://web.mit.edu/hchin/Public/2.017/2011/quadroto/x3d_scientific_v30_manual_en.pdf).

## Fiche masterproef

*Studenten:* Menno Hochstenbach  
Cyriel Notteboom

*Titel:* Ontwerp en bouw van een onbemand vliegtuig voor autonoom pakkettransport met gecontroleerde transitie van verticaal opstijgen naar voorwaartse vlucht

*Engelse titel:* Design and control of an unmanned aerial vehicle for autonomous parcel delivery with transition from vertical take-off to horizontal flight.

*UDC:* 621.3

*Korte inhoud:*

Om in de behoefte aan autonoom pakkettransport te voorzien wordt VertiKUL ontwikkeld. VertiKUL is een onbemand transitievliegtuig in staat om verticaal op te stijgen en efficiënte en snelle voorwaartse vlucht uit te voeren. In tegenstelling tot bestaande transitievliegtuigen is de VertiKUL niet voorzien van stuurvlakken of complexe mechanische kantelsystemen. Enkel met behulp van differentiële stuwkracht van de vier propellers wordt de attitude tijdens zowel hovervlucht, transitie als voorwaartse vlucht geregeld. Voor het initieel ontwerp wordt een numerieke ontwerpmethode ontwikkeld die voor verschillende nuttige lasten optimaliseert naar actieradius. Een dynamisch model wordt geïmplementeerd in Simulink om verschillende controlestrategieën te evalueren alvorens testvluchten uit te voeren. Een unieke midden-niveaucontrole wordt ontwikkeld die een intuïtieve bediening van de VertiKUL mogelijk maakt en waarvoor geen pilootvaardigheden vereist zijn. Vloeiende transitie van hovervlucht naar voorwaartse vlucht wordt bereikt door een autonome controlestrategie. Attitudecontrole op basis van quaternionen in plaats van Eulerhoeken wordt geïmplementeerd om singulariteiten te vermijden. Een hoog-niveau controlesysteem met als invoer uitsluitend GPS-routepunten wordt ontwikkeld voor autonoom pakkettransport. Het resulterend ontwerp, de VertiKUL, wordt gebouwd en getest.

Thesis voorgedragen tot het behalen van de graad van Master of Science in de ingenieurswetenschappen: werktuigkunde

*Promotoren:* Prof. dr. ir. J. De Schutter  
Prof. dr. ir. G. Pipeleers

*Assessoren:* Prof. dr. ir. W. Heylen  
Ir. K. Geebelen

*Begeleider:* Ir. B. Theys