



UNIVERSITEIT•STELLENBOSCH•UNIVERSITY
jou kennisvennoot • your knowledge partner

Die presisie landing van 'n onbemande vliegtuig.

("The precision landing of an UAV")

deur

Bernardus Johannes Visser



*Tesis ingelewer aan die Universiteit van
Stellenbosch ter gedeeltelike voldoening aan die
vereistes vir die graad*

Meesters in Ingenieurswese

Departement Elektroniese Ingenieurswese
Universiteit van Stellenbosch
Privaatsak X1, 7602 Matieland, Suid Afrika

Studieleier: Prof T. Jones

Desember 2008

Verklaring

Ek, die ondergetekende, verklaar hiermee dat die werk in hierdie tesis vervat, my eie oorspronklike werk is en dat ek dit nie van te vore in geheel of gedeeltelik by enige universiteit ter verkryging van 'n graad voorgelê het nie.

Handtekening:

B.J. Visser

Datum:

Kopiereg © 2008 Universiteit van Stellenbosch
Alle regte voorbehou.

Uittreksel

In hierdie tesis word die volledige ontwerpsproses van 'n outonome, presisie, landing van 'n klein, onbemande vliegtuig met behulp van 'n infrarooi-kamera as presisie posisie-sensor aangebied.

'n Optimale kinematiese-waarnemer is ontwerp deur twee Kalman-filters te gebruik. 'n Mono-visie algoritme is ontwikkel, wat gebruik maak van merkers op die landingsbaan, om akkurate posisie metings van die vliegtuig te voorsien gedurende die eindnaderingsfase.

Binnelus-beheerders van [14], soos geïmplementeer in [5], is gebruik om die vliegtuig dinamika te reduceer tot 'n punt massa met 'n stuurbare versnellingsvektor. Buitelus beheerders van [13] is aangepas en geïmplementeer om die vliegtuig te stuur gedurende die kring en eindnaderingsfase.

Die hardware-in-die-lus simulator, wat in [6] ontwerp is, is uitgebrei vir optiese metings om die stelsel te simuleer. 'n Infrarooi-kameranodus is ontwerp en gebou om die optiese metings te verskaf. Die stelsel is geïnstalleer op 'n modelvliegtuig en die stelsel is gedeeltelik geverifieer deur praktiese toetsvlugte.

Abstract

This thesis presents the design of a control system for the autonomous precision landing of an unmanned aerial vehicle aided by an infra red camera for precision position measurements.

An optimal kinematics state estimator was designed using two Kalman filters. A Monocular vision algorithm that uses markers on the runway was developed to supply accurate position measurements on the final approach of the landing.

Inner-loop controllers as proposed by [14] and implemented in [5] are used to reduce the aircraft dynamics to a point mass with steerable acceleration vector. Outer-loop controllers as proposed by [13] were modified and expanded to guide the aircraft on the circuit and final approach.

The hardware in the loop simulator that was designed in [6] was expanded for optical measurements and used to verify the system. An infra red camera node was designed and built to supply the optical measurements. The system was installed on a model aircraft and partially tested with practical test flights.

Dankbetuiging

Graag wil ek die volgende mense bedank:

- Baie spesiale dankie aan Marike, my verloofde, wat altyd daar was vir my.
- Vir my familie, sonder wie se aanmoediging en ondersteuning ek dit nooit sover sou gemaak het nie.
- Aan al die vriende in laboratorium vir die hulp gedurende toetsvlugte, ondersteuning en raad. Spesiale dank aan Dewald Mienie en Ruan de Hart.
- Baie dankie aan Wynand en AM vir al die moeite met die proeflees van hierdie dokument.
- Vir Professor Thomas Jones vir die vryheid om die projek my eie te maak en goeie raad wanneer ek dit nodig gehad het.
- For Dr Iain Peddle for advice throughout this project.

Inhoudsopgawe

| | |
|---------------------------------------|-------------|
| Verklaring | i |
| Uittreksel | ii |
| Abstract | iii |
| Dankbetuiging | iv |
| Inhoudsopgawe | v |
| Lys van figure | x |
| Lys van tabelle | xiii |
| Nomenklatuur | xiv |
| 1 Inleiding En Oorsig | 1 |
| 1.1 Literatuurstudie Oorsig | 2 |
| 1.2 Probleemstelling | 3 |
| 1.3 Ontwerp Opsies | 3 |
| 1.4 Ontwerpskeuse | 6 |
| 1.4.1 Tesis Oorsig | 7 |
| 2 Projek Spesifikasie | 8 |
| 2.1 Projek Doelstelling | 8 |
| 2.2 Spesifikasies | 8 |
| 2.3 Ontwerpskeuses | 10 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 2.4 | Mikpunte | 10 |
| 3 | Waarnemer | 11 |
| 3.1 | Uitgebreide Inersiële Navigasie Stelsel | 11 |
| 3.1.1 | Assestelsel Definisies | 12 |
| 3.1.2 | Stelseloorsig | 14 |
| 3.1.3 | Vorige Implementasies | 15 |
| 3.2 | Modifikasies En Implementering | 16 |
| 3.2.1 | Die Aarde Is Plat | 17 |
| 3.2.2 | Twee Is Beter As Een | 19 |
| 3.2.3 | Optiese Sensor | 25 |
| 3.2.4 | Die Oorhardloop Filter | 26 |
| 3.3 | Simulasieresultate | 27 |
| 3.4 | Gevolgtrekking | 27 |
| 3.5 | Opsomming | 28 |
| 4 | Die Beheerstelsel | 30 |
| 4.1 | Landingsproses | 30 |
| 4.2 | Beheerstelsels Oorsig | 33 |
| 4.3 | Die Navigasie-beheerder | 35 |
| 4.4 | Buitelus-beheerders | 37 |
| 4.4.1 | Stokkie-beheerder | 37 |
| 4.4.2 | Sweef-beheerder | 39 |
| 4.4.3 | Stokkie- En Sweef-beheerder Implementasie Asook Die Stuurbare Versnellingsvektor | 41 |
| 4.5 | Binnelus-beheerder | 42 |
| 4.5.1 | Lugspoed-beheerder | 43 |
| 4.5.2 | Lateraleversnellings-beheerder | 44 |
| 4.5.3 | Rolhoek-beheerder | 45 |
| 4.5.4 | Soortlike Normaalversnelling-beheerder | 46 |
| 4.5.5 | Vorentoe-voer Van Bewegende Landingsarea | 47 |
| 4.6 | Opsomming | 48 |
| 5 | Optiese Posisie En Oriëntasie Bepaling | 49 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 5.1 | Kamera Model | 49 |
| 5.1.1 | Assestelsels | 49 |
| 5.1.2 | Gaatjiekamera | 50 |
| 5.2 | Inverse Kameramodel | 52 |
| 5.2.1 | Vorige Implementasie | 53 |
| 5.3 | 'n Nuwe Metode | 53 |
| 5.3.1 | Kleinste Kwadrate Kostefunksie | 54 |
| 5.3.2 | Levenberg-Marquardt Metode | 54 |
| 5.4 | Simulasie | 55 |
| 5.4.1 | Praktiese Beperkings | 55 |
| 5.4.2 | Resultate | 56 |
| 5.5 | Opsomming | 58 |
| 6 | Beeldverwerking | 60 |
| 6.1 | Digitale kamera Na Gaatjiekamera | 60 |
| 6.1.1 | Beeldstippel Na Koördinaat | 61 |
| 6.1.2 | Balie-distorsie | 61 |
| 6.2 | Merkers | 63 |
| 6.2.1 | Sluiterspoed, Drempelwaarde En Kol Grootte | 63 |
| 6.2.2 | Skandeer Algoritme | 65 |
| 6.2.3 | Area Van Belang | 67 |
| 6.2.4 | Passer | 67 |
| 6.3 | Kamera Monteringshoek | 69 |
| 6.4 | Die Stappe Van Optiese Posisie En Oriëntasie Bepaling | 70 |
| 6.4.1 | Sektor | 71 |
| 6.4.2 | Virtuele Foto | 71 |
| 6.4.3 | Area Van Belang | 72 |
| 6.4.4 | Neem Foto Opdrag | 74 |
| 6.4.5 | Balie-distorsie Korreksie | 74 |
| 6.4.6 | Passer | 74 |
| 6.4.7 | Lev-Mar Algoritme | 75 |
| 6.4.8 | Evalueer Antwoord | 75 |
| 6.5 | Opsomming | 75 |

| | | |
|-----------|---|------------|
| 7 | Ontwerp Van 'n Infrarooi-kameranodus | 76 |
| 7.1 | Stelsel Vereistes | 76 |
| 7.2 | Stelsel Ontwerp | 77 |
| 7.2.1 | Kamera Kommunikasie Protokol | 78 |
| 7.2.2 | Beeldsensor Keuse | 80 |
| 7.2.3 | Die Stasiere Lees Skryf Geheue | 85 |
| 7.2.4 | Die FPGA | 86 |
| 7.2.5 | Die PIC Mikrobeheerder | 89 |
| 7.3 | Keuse Van Merkers | 90 |
| 7.3.1 | Infrarooi-filter | 91 |
| 7.3.2 | Infrarooi-merkers | 92 |
| 7.4 | Kamera Prestasie | 93 |
| 7.5 | Opsomming | 93 |
| 8 | Stelselsimulasie | 94 |
| 8.1 | Hardeware-In-Die-Lus Simulator | 94 |
| 8.2 | Beperkings | 95 |
| 8.3 | Resultate | 96 |
| 8.4 | Gevolgtrekking | 99 |
| 8.5 | Opsomming | 101 |
| 9 | Toetsvlug Data | 102 |
| 9.1 | Toetsvlug Oorsig | 102 |
| 9.1.1 | Vliegtuig En Ligte | 103 |
| 9.1.2 | Toetsvlug Opsomming | 105 |
| 9.2 | Optiese Stelsel Toets | 106 |
| 9.3 | Beheerstelsel Toets | 108 |
| 9.4 | Gevolgtrekking | 110 |
| 9.5 | Opsomming | 111 |
| 10 | Gevolgtrekkings En Aanbevelings | 112 |
| 10.1 | Gevolgtrekking | 112 |
| 10.2 | Aanbevelings | 114 |
| 10.3 | Projek Samevatting | 118 |

| | |
|---|------------|
| <i>INHOUDSOPGAWE</i> | ix |
| Bibliografie | 119 |
| Appendices | 122 |
| A Beheerstel Werking | 123 |
| B Levenberg-Marquardt Methode | 125 |
| C Vlugtoets Dokumente | 128 |
| D Skandeer Algoritme | 131 |
| E Passer Algoritme | 133 |
| F Foto's Van Infrarooi-kameranodus | 134 |

Lys van figure

| | | |
|------|---|----|
| 1.1 | Tesis Uitleg | 7 |
| 2.1 | Stelsel Oorsig | 9 |
| 3.1 | Inersiële Assesestelsel | 12 |
| 3.2 | Vliegtuig Liggaams-assesestelsel | 13 |
| 3.3 | 6-GVV Vaste Platvorm UINS[8] | 14 |
| 3.4 | Die Kinematiese Waarnemer In [6] Ontwerp | 16 |
| 3.5 | Tweedelige Kinematiese Waarnemer | 17 |
| 3.6 | Oorhardloop Toestand Uittree | 26 |
| 3.7 | Euler Hoeke Afskatting | 28 |
| 3.8 | Toetsvlugresultate van Euler-hoeke | 29 |
| 4.1 | Sweef En Uitrol Trajek | 31 |
| 4.2 | Eindnaderingstrajek Hoek | 32 |
| 4.3 | Outonome Landings Stelsel | 34 |
| 4.4 | Die Kring | 36 |
| 4.5 | Z-as Versnellingsmeter Lesing Gedurende Landing | 36 |
| 4.6 | Buitelus Beheerwet | 37 |
| 4.7 | Liniêre Benadering | 38 |
| 4.8 | Gravitasie as Stukrag | 40 |
| 4.9 | Lugspoed-beheerder | 43 |
| 4.10 | Lateraleversnellings-beheerder | 44 |
| 4.11 | Rolhoek-beheerder | 45 |
| 4.12 | Soortlike Normaalnersnelling-beheerder | 46 |

| | | |
|------|---|----|
| 4.13 | Vorentoevoer Beheer | 47 |
| 5.1 | Gaatjekamera Model | 50 |
| 5.2 | Bleeld-assestelsel | 50 |
| 5.3 | Merkers Plasing Op Landingstrook | 54 |
| 5.4 | Aantal Iterasies Benodig | 57 |
| 5.5 | Verband Tussen Posisie Akkuraatheid en Horisontale Beeldstippels | 57 |
| 5.6 | Verband Tussen Posisie Akkuraatheid en Afstand Vanaf Merkers | 58 |
| 6.1 | Illustrasie Van Brandpunt En Beeldstippel Matriks | 61 |
| 6.2 | Balie-distorsie en Balie-distorsie Korreksie | 62 |
| 6.3 | Foto's Van Analooq Ruis En Infrarooi Merkers | 64 |
| 6.4 | Grafiek Van Smeer Ten Opsigte Van Sluiterspoed | 64 |
| 6.5 | Intensiteit Van 'n Kol Uitgebeeld As Massa | 65 |
| 6.6 | Virtuele Foto En Verwysingshoeke En -Lengtes | 68 |
| 6.7 | Area Waarin Merkers Sigbaar Is | 71 |
| 6.8 | Virtuele Foto met AVB en Werklike Kolle | 73 |
| 7.1 | Verlangde kameranodus werking | 77 |
| 7.2 | Kameranodus samestelling | 77 |
| 7.3 | CCD vs CMOS | 81 |
| 7.4 | Beeldelement Samestelling | 82 |
| 7.5 | Foto en Blokdiagram van IBIS5 Sensor | 83 |
| 7.6 | IBIS5 tyddiagram | 84 |
| 7.7 | Diagramatiese voorstelling van FPGA werking | 86 |
| 7.8 | Opdrag interpreteerder vloedidiagram | 88 |
| 7.9 | Son spektrum radiasie kurwe [12] | 91 |
| 7.10 | Ligdrywings uitstraal kromme van die filamentgloeilamp | 92 |
| 8.1 | Hardeware In Die Lus Simulator Opstelling | 95 |
| 8.2 | Werklike NED Posisie Teenoor Tyd | 96 |
| 8.3 | Waarnemer NED Posisie Fout Teenoor Afstand Vanaf Landings Mikpunt | 97 |

| | | |
|-----|---|-----|
| 8.4 | Beheerder Se Oos En Ondertoe Posisie Fout Teenoor Afstand Vanaf Landings Mikpunt | 98 |
| 8.5 | 15 Landings Se Impakpunte Op Die Grond | 99 |
| 8.6 | Landingspunt Verskuiwing As Gevolg Van Hoogtefout | 100 |
| 9.1 | Super Frontier Senior 46 - <i>Obelix</i> | 103 |
| 9.2 | Kamera Onder Aan Vliegtuig | 104 |
| 9.3 | Vier Infrarooi Ligte Op Landingsbaan | 104 |
| 9.4 | Posisie Gedurende Landing Onder Vlieënier Beheer | 107 |
| 9.5 | Posisie Gedurende Laaste Sekonde Van Landing Onder Vlie- enier Beheer | 107 |
| 9.6 | Foto Van Impak Posisie Gedurende Landing | 108 |
| 9.7 | Die Toetsvlug Kring - Verwysing En Werklike | 109 |
| 9.8 | Laterale Posisie Prestasie Van Beheerstelsel | 110 |
| 9.9 | Hoogte Prestasie Van Beheerstelsel | 110 |
| A.1 | Vloediagram Van Stelsel | 123 |
| A.2 | Vloediagram Van Waarnemer | 124 |
| C.1 | Foto Van Sommige Vlugtoets Dokumente | 128 |
| C.2 | Vlugplan Voorblad | 129 |
| C.3 | Voorbeeld Van Lee Toetsvlug Kaart | 130 |
| F.1 | Foto Van CMOS Sensor Op Die Stroombaanbord | 134 |
| F.2 | Foto Van Kameranodus - FPGA, Mikrobeheerder en SLSG | 135 |

Lys van tabelle

| | | |
|-----|--|----|
| 2.1 | Super Frontier Senior 46 Spesifikasies | 9 |
| 7.1 | CAN Pakkies deur kameranodus ontvang | 79 |
| 7.2 | CAN Pakkies deur kameranodus gestuur | 80 |

Nomenklatuur

Griekse simbole

| | |
|-----------|--|
| Φ | Rol-hoek |
| Θ | Hei-hoek |
| Ψ | Gier-hoek |
| α | Versnellingsmetermetings |
| φ | Lengtegrade |
| λ | Breedtegrade |
| σ | Variansie |
| κ | Eindnaderingshelling |
| η | Hoek tussen snelheidsvektor en mikpunt |
| λ | Relatiewehoeke tussen kolle op beeld |
| Λ | Absolutehoek van kol nommer een |

Kleinletters

| | |
|-----------|-------------------------|
| p | Rol-tempo |
| q | Hei-tempo |
| r | Gier-tempo |
| h | Hoogte |
| x | Toestandsvektor |
| g | Gravitasievektor |
| m | Massa |
| p_{kam} | Beeldstippel koördinaat |

| | |
|---------------|------------------------------|
| $b_{grootte}$ | Beeldstippel-element grootte |
| $b_{afstand}$ | Brandpuntafstand |
| pp | Optiese middelpunt |

Hoofletters

| | |
|---------------|------------------------------|
| MM | Massa middelpunt |
| P | Posisievektor |
| V | Snelheidvektor |
| A | Versnellingvektor |
| Mag | Magneetveldvektor |
| δT | Diskrete tydsrap |
| H | Uittree-matriks |
| L | Kalman-aanwins |
| I | Identiteits matriks |
| M | Co-variensie matriks |
| Y | Uittree-vektor |
| L | Stokkie-lengte |
| T | Stukrag |
| C_w | Soortlike normaalversnelling |
| A_{KAM} | Merker posisie |
| $Q_{stippel}$ | Kwantifiseringstrap |
| M | Sentroïed massa |

Voetskrif

| | |
|-----|-----------------------|
| I | Inersiële-assestelsel |
| B | Vliegtuig-assestelsel |
| N | Noord |
| E | Oos |
| D | Afwaarts |

| | |
|--------------|--------------------|
| <i>druk</i> | Lugdrukmeting |
| <i>ultra</i> | Ultrasoniesemeting |
| <i>ref</i> | Verwysing |
| <i>hor</i> | Horisontaal |

Boskrif

| | |
|------------|--------------------------|
| <i>KF</i> | Linêre kalman-filter |
| <i>EKF</i> | Nie-linêre kalman-filter |
| <i>KAM</i> | Optiesemeting innovasie |
| <i>GPS</i> | GPS-meting innovasie |
| <i>h</i> | Hoogtemeting innovasie |

Akronieme

| | |
|-------------|---|
| <i>INS</i> | Inersiële Navigasie Stelsel |
| <i>UINS</i> | Uitgebreide Inersiële Navigasie Stelsel |
| <i>OBV</i> | Onbemande Vliegtuig |
| <i>AVB</i> | Area Van Belang |
| <i>ABR</i> | Aanboord Rekenaar |
| <i>CMOS</i> | Complementary Metal Oxide Semiconductor |
| <i>CCD</i> | Charge-Coupled Device |
| <i>FPGA</i> | Field Programmable Gate Array |
| <i>CAN</i> | Controller Area Network |
| <i>SRAM</i> | Static RAM |
| <i>SLSG</i> | Statiese Lees Skryf Geheue |
| <i>MIPS</i> | Miljoen Instruksies Per Sekonde |
| <i>GPS</i> | Globale Posisie Stelsel |
| <i>6GVV</i> | Ses Grade Van Vryheid |
| <i>EM</i> | Elektro Magnetiese |
| <i>ESL</i> | Elektroniese Stelsels Laboratorium |

| | |
|--------------|--|
| <i>US</i> | Universiteit Stellenbosch |
| <i>ADO</i> | Analoog na Digitale Omsetter |
| <i>ESL</i> | Elektroniese Stelsels Laboratorium |
| <i>DCM</i> | Direction Cosine Matrix |
| <i>KF</i> | Kalman-Filter |
| <i>EKF</i> | Uitgebreide Kalman-filter |
| <i>avpmm</i> | Antenna Posisie Vanaf die Massa Middelpunt |
| <i>LED</i> | Light Emitting Diode |
| <i>HIL</i> | Hardeware In die Lus |
| <i>PR</i> | Persoonlike Rekenaar |
| <i>WGK</i> | Wortel Gemene Kwadrate |

Hoofstuk 1

Inleiding En Oorsig

Onbemande vliegtuie (OBV) se toepassings moontlikhede neem wêreldwyd toe. OBV's kan gebruik word om kraglyne en oliepylyne te inspekteer en om toesig te hou gedurende brand bestryding, om net 'n paar te noem. OBV's het nie net nut oor die land nie, maar die toepassings vir see gebruik neem ook toe. Op die see kan OBV's gebruik word vir patrolling van die kusgebied, bystand by reddings operasies en talle militêre gebruike.

In die kommersiële bedryf word OBV's alreeds gebruik deur vissers in Japan om skole vis te soek. Deur die boot se helikopter-landingsblad te gebruik kan die vliegtuig vanaf die boot geopereer word. Aan boord 'n boot is die opstyg en landing van 'n vliegtuig selfs moeiliker as op land as gevolg van die beperkte aanloop- en landingsbaan.¹ Hier het helikopters die voordeel bo vastevlerk vliegtuie dat dit makliker is om te op te styg en weer te land. Vastevlerk vliegtuie bied egter langer ryk afstande en hoër snelhede as 'n helikopters van dieselfde kaliber. Die nadeel is dat dit baie moeiliker is om te land, volgens [] is dit die mees uitdagende en gevaarlikste deel van 'n OBV se vlug.

Soos die toepassings van OBV's toeneem, ontstaan die behoefte aan beter

¹Oregon Iron Works se oplossing is om nie op die boot te land nie, maar 'n seevliegtuig te gebruik en op die see te land.

OBV's wat makliker is om te bedryf. Volkome outonome OBV's skakel die afhanklikheid van 'n opgeleide vlieënier uit. Hierdie projek fokus op die doenbaarheid van outonome landing van 'n vastevlerk vliegtuig op die helikopter-landingsblad van 'n boot.

1.1 Literatuurstudie Oorsig

Hierdie projek dien ook as 'n opvolg van 'n vorige navorsings projek wat onderneem is aan die US deur Jan-Cor Roos in 2006 [15]. In die projek is die suksesvolle opstyg en landing van 'n vaste vlerk OBV gedemonstreer.

As gevolg van die kommersieële aard van OBV's wat wel outonoom kan land is daar min tegniese inligting beskikbaar. In hierdie afdeling word 'n oorsig van sommige beskikbare OBV's wat wel outonoom land gegee. Verdere bronne wat geraadpleeg is word in die teks verwys.

- Vulture ATE - Hierdie OBV word in 'n net gevang gedurende die outonome landing. 'n Laserskandeersensor word gebruik om die vliegtuig te volg gedurende die eindnaderingsfase en die posisie informasie word na die OBV gestuur deur middel van 'n digitale data verbinding. [22]
- Predator - Hierdie is 'n ander klas OBV, baie groter, as wat ondersoek word in hierdie projek. Die OBV beskik ook oor totaal outonome landingstelsel, maar die metode wat gebruik word om die landing te bewerkstellig is geklassifiseerd. [20]
- Sprewer MK II - Ook 'n OBV wat totaal outonoom kan land. Hierdie OBV gebruik 'n valskerm om te help met die landing. [21]
- Arcturus T-15 - Hierdie OBV is in dieselfde grootte klas as die OBV wat in hierdie projek gebruik gaan word, maar die landing geskied ook deur middel van 'n valskerm. [17]
- MicroPilot - Hierdie is 'n maatskappy wat avionika vervaardig vir OBV's. Die maatskappy beweer dat hulle stelsel gebruik kan word

om 'n OBV outonoom te laat land.[18] Die stelsel se hoof posisie sensor is 'n standaard GPS, soos in die projek van Roos.

- TigerShark - Hierdie OBV word toegerus met 'n avionikastelsel van Cloud Cap Technology. Konvensionele outonome landing is moontlik deur middel van 'n Novatel RTK DGPS te gebruik as primêre posisie sensor. [19]

1.2 Probleemstelling

Om 'n vliegtuig vanaf 'n kort aanloopbaan op te styg kan 'n versnellingsmeganisme gebruik word en vir die landing 'n vangmeganisme gebruik word om die vliegtuig te stop.

'n Oplossing wat tans gebruik word is om die vliegtuig in 'n groot net te vang [22], maar die vliegtuie beskadig dikwels in die proses. 'n Tweede oplossing is om die vliegtuig op die konvensionele manier te land, maar met behulp van 'n haak aan die vliegtuig en 'n vang-kabel op die landingsbaan te rem.

In hierdie projek gaan die doenbaarheid van 'n laasgenoemde geëvalueer word. Die probleem is om te verseker dat die vliegtuig wel die kabel haak. Gestel die vliegtuig land dwars oor die boot; indien die vliegtuig te hoog is gaan die kabel nie haak nie en is daar 'n risiko om in die see te stort, indien die vliegtuig te laag is kan dit moontlik in die kant van die boot vasvlieg. Vir 'n landing op 'n boot moet die vliegtuig dus baie akkuraat geland word en is gevolglik die doel van hierdie projek!

1.3 Ontwerp Opsies

Om die vliegtuig akkuraat te land benodig die beheerstelsel van die vliegtuig baie akkurate posisie inligting van die vliegtuig ten opsigte van die landingsarea. Die probleem van landing is dus nie beperk tot die beheer van die vliegtuig nie, maar behels ook die akkurate bepaling van posisie.

Standaard GPS se posisie akkuraatheid teen $4m$ akkuraat vir 95% van die tyd [1] is nie voldoende nie, wat daartoe bygedra het dat die outomatiese landing in projek die projek van Jan-Cor Roos 'n minimum aanloopbaan wydte van $20m$ benodig het [15].

Hier volg 'n paar alternatiewe moontlikhede om die posisie van die vliegtuig te bepaal gedurende die eindnaderingsbeen:

- Meeste komersiële lughawens is toegerus met 'n instrument landingsstelsel (ILS) wat bestaan uit 'n aantal radio bakens. Die vliegtuig kan hierdie bakens gebruik om die korrekte eindnaderingshoek (*final approach angle*) te handhaaf, asook die laterale posisie in lyn met die baan te hou. Hierdie stelsels is baie duur en om dit te gebruik op 'n boot sal die antennes gemonteer moet word op 'n kompasbeuel (*gimbal*) om te verseker dat die helling nie verander saam met die boot se rol nie.
- In plaas van radio seine kan ligstrale ook gebruik word om die eindnaderingshelling aan te dui. Hierdie metode is baie goedkoper as radio senders, maar het ook die nadeel dat die ligte monteer moet word op 'n kompasbeuel. Albei van hierdie metodes bied relatiewe swak posisie informasie ten opsigte van die afstand na die landingspunt - swak diepte skatting.
- Differensieële GPS (DGPS) is 'n baie aantreklike opsie as gevolg van die baie akkurate posisie inligting wat verkry word. Die nadeel van hierdie oplossing, buiten die aansienlike hoër koste van DGPS eenhede teenoor gewone GPS eenhede, is dat die werking van hierdie stelsel afhanklik is van 'n betroubare kommunikasie verbinding tussen die GPS op die landingsbaan en die GPS aan boord die vliegtuig.
- 'n Heelwat goedkoper alternatief tot DGPS is stereo-visie. Deur twee kameras aan weerskante van die landingsarea te plaas, en 'n duidelik herkenbare merker op die vliegtuig te plaas (bv. 'n helder

ligbron), kan die twee kameras se beelde saam gebruik word om die relatiewe posisie van die vliegtuig ten opsigte van die kameras te bepaal. Hierdie opstelling se akkuraatheid is onder andere afhanklik van die akkurate plasing van die kameras asook die afstand tussen die twee kameras. Hierdie metode benodig ook 'n vinlige en betroubare kommunikasie kanaal tussen die landingsarea en die vliegtuig om die posisie, soos deur die kameras bepaal, aan die vliegtuig te stuur. Sien [3]

- Deur die twee kameras op die vliegtuig te plaas kan die afhanklikheid van 'n kommunikasie kanaal uitgeskakel word. Deur merkers op die landingsbaan se oppervlak te plaas kan die posisie van die landingsbaan bepaal word. In [23] is die gebruik van so 'n stelsel vir OBV ondersoek. Die nadeel van die opstelling is dat daar nie voldoende spasiëring tussen die twee kameras is nie, omdat die vliegtuig relatief klein is. Stereo-visie se akkuraatheid is nie baie goed as die kameras te naby aan mekaar is.
- In plaas van stereo-visie kan slegs een kamera gebruik word - mono-visie. Die beeld wat deur die kamera verkry word kan op verskillende maniere gebruik word om te assisteer met die landingsproses.
 - Optiese vloei is een manier waarop mono-visie gebruik kan word. Die nadeel van optiese vloei is dat, om voldoende akkuraatheid te verkry, baie verwerkings intensiewe algoritmes gebruik moet word.
 - Deur middel van kleur kan die merkers identifiseer word. Buiten die nadeel dat dit moontlik is om iets anders met dieselfde kleur foutiewelik as die merker aan te sien is die stelsel baie sensitief vir verandering van die omgewing se lig kondisies. Indien die merker baie klein is kan dit dalk gefilter word deur die Bayer-patroon filter op die beeldsensor en dus heeltemal gemis word.

- Die moontlikheid om die lig te moduleer - te flikker teen 'n spesifieke frekwensie - is ook ondersoek, maar demodulasie was 'n probleem indien die kamera baie beweeg tussen opeenvolgende foto's, soos wat dit sou doen aan boord 'n vliegtuig.
- Deur infrarooi lig te gebruik kan baie van die sigbare lig elimineer word met behulp van 'n band deurlaat filter. Die filter verbeter die betroubaarheid waarmee merkers identifiseer kan word deur enige lig wat nie in die frekwensie band is nie te blokkeer. Die nadeel is dat beeldsensore wat in die ver-infrarooi frekwensie band (FIR) werk baie duur en skaars is. Die algemeen beskikbare beeldsensore werk slegs in die naby-infrarooi frekwensie band (NIR), en die son straal relatief baie lig in die NIR band uit.
- Nog 'n moontlikheid wat ondersoek is, is posisie deteksie diodes (*position sensing diode*). Deur 'n tweedimensionele posisie deteksie diode te gebruik kan die hoek wat 'n ligbron met die vliegtuig maak bepaal word. Indien die ligbron op die landingsarea is, kan hierdie hoek gebruik word om 'n straalry (*beam rider*) beheerstelsel te implementeer. Die voordeel van hierdie sensor is dat dit 'n analoge sensor is; indien die ligbron gemoduleer word en die uitree gefilter word, kan die ligbron baie betroubaar identifiseer word. Die sensor se werking is ondersoek en bevind dat dit nie baie sensitief is nie, die sensor sal slegs werk baie naby aan die landingsarea.

1.4 Ontwerpskeuse

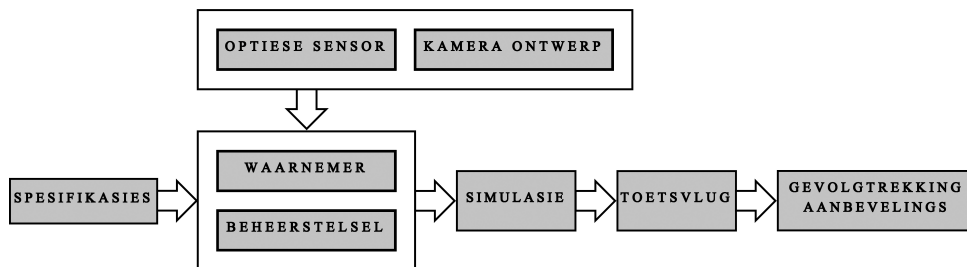
Vir hierdie projek is besluit om 'n mono-visie stelsel, aan boord van die vliegtuig, te gebruik om die posisie akkuraatheid van die vliegtuig gedurende die landingsproses te bevorder. Die hoof redes vir die ontwerpskeuse is eerstens dat die stelsel nie afhanklik sal wees van hoëspoed kommunikasie tussen die vliegtuig en die grond nie en tweedens die dalende koste van digitale kameras.

Die stelsel gaan werk deur spesiale merkers (infrarooi ligte) op die landingsarea af te neem en dit te gebruik om die posisie en oriëntasie van die vliegtuig te bereken. Die kamera gaan in die NIR band werk om betroubare en eenvoudige identifikasie van merkers te verseker.

1.4.1 Tesis Oorsig

Die hoofstukke in die tesis se interaksie word in figuur 1.1 getoon.

In hoofstuk 2 word 'n oorsig van die projek sowel as die doelstelling en



Figuur 1.1: Tesis Uitleg

beperkings gegee. Hoofstuk 3 behandel die ontwerp van die waarnemer wat die nodige inligting aan die beheerstelsel, wat in hoofstuk 4 ontwerp word, gee om die vliegtuig te land. Die volgende drie hoofstukke handel oor die optiese stelsel wat ontwerp is om die nodige posisiemetinge aan die waarnemer te verskaf sodat die vliegtuig baie akkuraat geland kan word. Hoofstuk 5 verduidelik hoe optiese stelsels werk en beskryf die werking van die algoritme wat ontwerp is vir hierdie projek. Hoofstuk 6 behandel al die bykomende prosesse en algoritmes wat benodig word om die foto wat geneem word te verwerk sodat dit gebruik kan word om die vliegtuig se posisie en oriëntasie te bepaal. Die Infrarooi-kameranodus se ontwerp word in hoofstuk 7 behandel. Hoofstuk 8 en 9 behandel onderskeidelik die simulasië- en toetsvlug resultate.

Hoofstuk 2

Projek Spesifikasie

In hierdie hoofstuk word die doel van die projek asook 'n oorsig van die vliegtuig en die avionikastelsel wat gebruik gaan word gegee. Daarna word die hoof ontwerpskeuses genoem en laastens word die mikpunt spesifikasies wat gehaal wil word gestel.

2.1 Projek Doelstelling

Hierdie projek wil die uitvoerbaarheid bepaal om 'n onbemande-vastevlerk-vliegtuig op die helikopter-landingsarea van 'n boot te land. Die projek word beperk tot lae koste sensors en ondersteunende elektronika. Om die ontwerp te verifieer gaan die landing op die boot nageboots word deur 'n presisie landing op 'n klein landingsbaan. Indien bewys kan word dat die vliegtuig op 'n spesifieke area op die landingsbaan kan land kan die projek as 'n sukses beskou word.

2.2 Spesifikasies

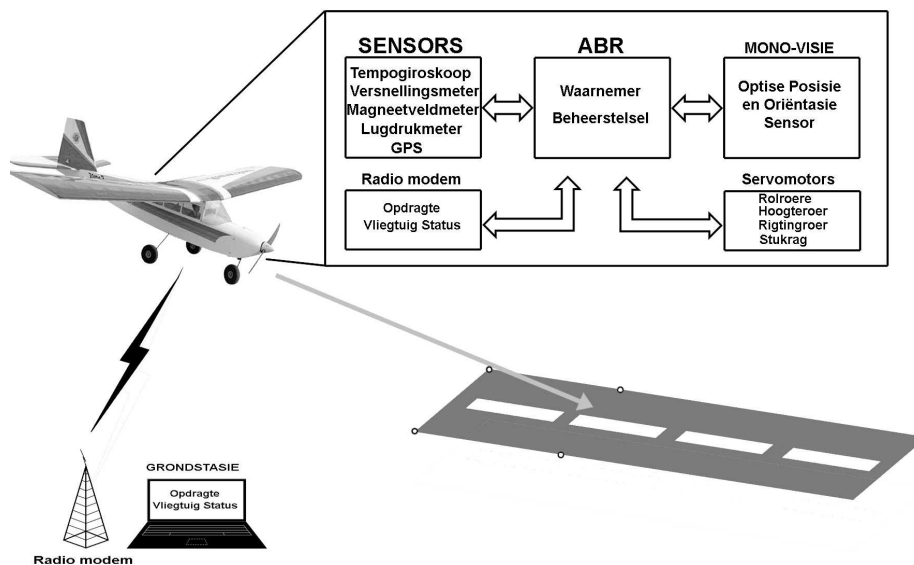
'n Radio beheerde modelvliegtuig is gebruik as 'n toetsvliegtuig. Die spesifieke model is 'n *Super Frontier Senior 46* en die vliegtuig se spesifikasie word getoon in tabel 2.1.

Die avionikastelsel se kern is 'n aanboord rekenaar (ABR). Al die sen-

| | |
|-------------|----------------------|
| Kragbron | OS .91 metanol enjin |
| Vlerkspan | 2m |
| Vlerkarea | 0.8m ² |
| Leë massa | 3kg |
| Dra vermoë | ≈ 3kg |
| Staak spoed | ≈ 12ms ⁻¹ |

Tabel 2.1: Super Frontier Senior 46 Spesifikasies

sors wat gebruik word om die vliegtuig se beweging waar te neem is verbind aan die ABR deur middel van die CAN-bus of RS232 seriele kommunikasie poorte. Die ABR kan opdragte ontvang vanaf 'n grondstasie en intyds die status van die vliegtuig terugstuur deur middel van 'n radioverbinding. Die stelsel is die gesamentlike produk van vorige meestersgraadstudente by die ESL. Die blokdigram in figuur 2.1 is 'n opsomming van hierdie stelsel.



Figuur 2.1: Stelsel Oorsig

2.3 Ontwerpskeuses

Die volgende oorhoofse ontwerpsbesluite is geneem om die projek aan te pak:

- Verhoog die landingshelling om die akkuraatheid van die landing te verbeter
- Omvou die vliegtuig se dinamika met versnellings beheer
- Gebruik proporsionele beheer tegnieke om die vliegtuig te stuur
- Verbeter posisie akkuraatheid met behulp van mono-visie aan boord van die vliegtuig

Die grootste probleem is om die posisie van die vliegtuig akkuraat te bepaal, die keuse vir mono-visie is geneem op die volgende gronde:

- Die stelsel is nie afhanklik van hoëbandwydte kommunikasie met 'n grondstasie nie
- Digitale kameras (sigbare lig) is goedkoper en eenvoudiger as radio bakens en ontvangers
- Aanboord mono-visie gee beter akkuraatheid as aanboord stereo-visie op die vliegtuig

2.4 Mikpunte

Die volgende beperkings en vereistes is gestel:

- Die landingsarea waarvoor ontwerp moet word is slegs $10m \times 10m$
- Die vliegtuig moet die grond tref binne 'n sirkel met 'n radius van $1m$.
- Die stelsel se prestasie moet prakties geverifieër word

Hoofstuk 3

Waarnemer

Hierdie hoofstuk handel oor die ontwerp van 'n kinematiese waarnemer om die nodige toestande te verkry sodat die beheerstelsel in hoofstuk 4 die vliegtuig kan beheer en uiteindelik land.

Die hoofstuk begin met 'n verduideliking van inersiële navigasie stelsels se werk, daarna volg 'n paar definisies. 'n Vorige implementasie van 'n kinematiese waarnemer word kortliks beskryf en daarna volg al die veranderinge en motiverings. Die hoofstuk eindig met resultate van 'n simulasie en 'n praktiese toetsvlug.

3.1 Uitgebreide Inersiële Navigasie Stelsel

Inersiële navigasie stelsels (INS) word algemeen in lugvaart gebruik om die oriëntasie, snelheid en posisie (toestandsveranderlikes) van 'n vliegtuig te bepaal. Die stelsel gebruik drie ortogonale versnellingsmeters en tempogiroskope wat getransformeer en geïntegreer word om die nodige toestande te verkry. As gevolg van die hoë ruisvlakke van beskikbare sensors moet die toestande van die INS opdateer word met absolute sensors (bv. GPS en magneetveldmeter). Die nuwe stelsel word dan 'n Uitgebreide Inersiële Navigasie Stelsel (UINS) genoem.

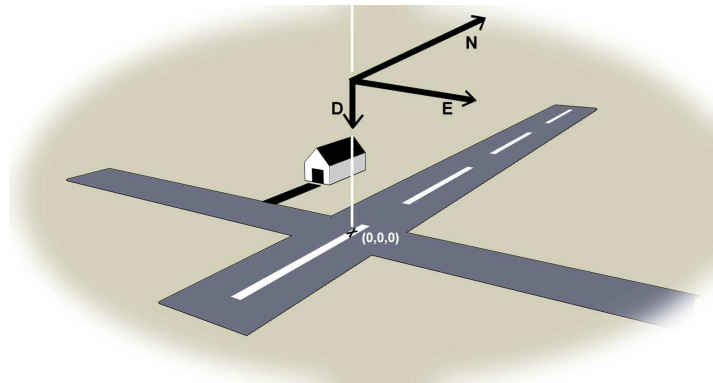
3.1.1 Assesstelsel Definisies

Twee assesstelsels word gedefinieer: die inersiële-assesstelsel en die vliegtuig-assesstelsel aangedui word met voetskrif I en B onderskeidelik.

Inersiële-assesstelsel

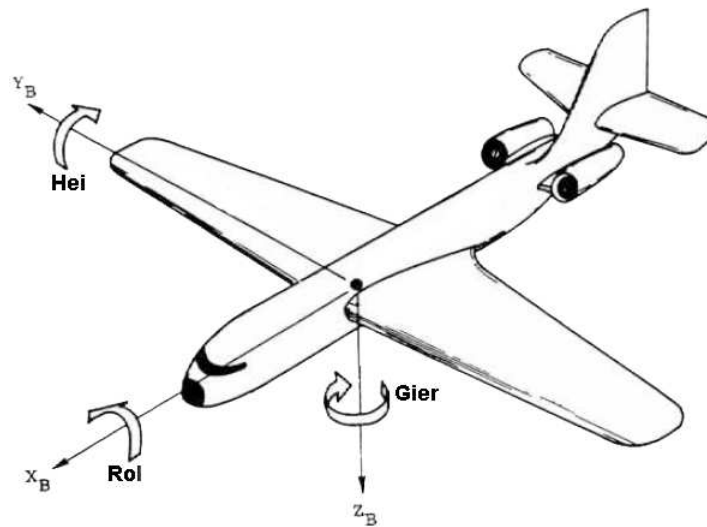
Die definisie van 'n inersiële-assesstelsel is 'n assesstelsel is wat nie roteer nie. Die rotasie van die aarde is so stadig, in vergelyking met die sensor ruis, dat onderstaande definisie geldig is vir die toepassing in hierdie projek.

Die assesstelsel soos in figuur 3.1 voorgestel word algemeen in lug-



Figuur 3.1: Inersiële Assesstelsel

vaartkunde gebruik om beweging in 'n ses-grade-van-vryheid-omgewing te moduleer. Drie ortogonale eenheidsvektore word gebruik; hulle wys onderskeidelik in die Noord, Oos en Ondertoe (na die aarde se middelpunt) rigtings. Die vektore word identifiseer met die voetskrif N , E en D wat afgelei is van die engelse *North*, *East* en *Down*. Vir absolute posisie word lengte- en breedtegrade gebruik asook hoogte bo seespieël. Dit word onderskeidelik deur die simbole φ , λ en h voorgestel. In afdeling 3.2.1 word die lengte en breedte grade vervang deur 'n plat aarde model.



Figuur 3.2: Vliegtuig Liggaams-assestelsel

Vliegtuig-assestelsel

'n Tweede assestelsel wat saam met die vliegtuig beweeg word gedefinieer. Hierdie assestelsel se oorsprong is die massa middelpunt (MM) van die vliegtuig en georiënteer soos in figuur 3.2 getoon. Die assestelsel se eenheidsvektore word aangedui met die voetskrif X , Y en Z . Die rotasie van die assestelsel om hierdie eenheidsvektore word in lugvaartkunde rol (*roll*), hei (*pitch*) en gier (*yaw*) genoem. Die tempo van rotasie om hierdie vektore word onderskeidelik voorgestel met die simbole p , q en r .

Assestelsel-transformasie

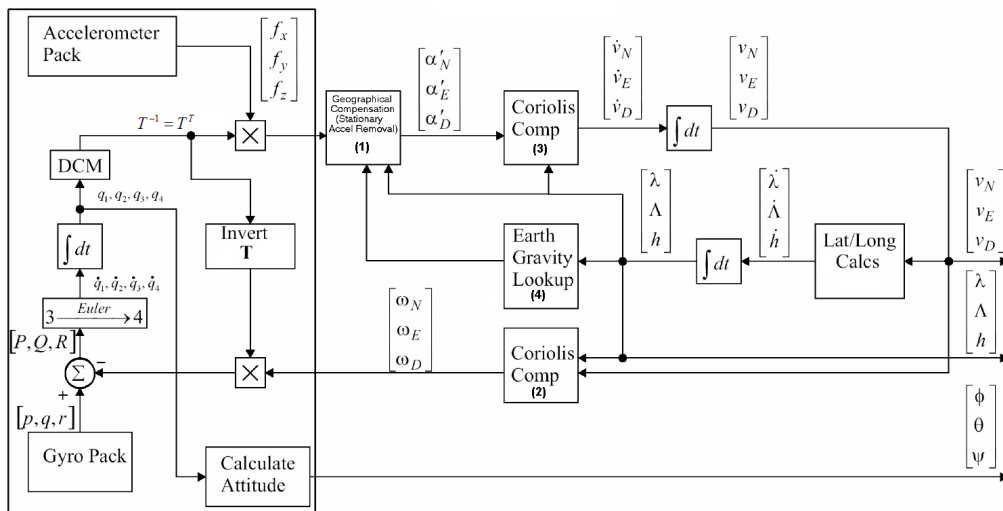
Die oriëntasie van een assestelsel ten opsigte van 'n ander kan op baie verskillende maniere beskryf word. Euler-hoeke of kwaternione is die algemene veranderlikes wat in lugvaartkunde gebruik word. Albei van hierdie voorstellings word gebruik om 'n *Direction Cosine Matrix* (**DCM**) te bereken wat gebruik word om 'n vektor van een assestelsel na 'n ander te transformeer, bv.

$$V_B = \mathbf{DCM}_{I \rightarrow B} \times V_I$$

$$V_I = \text{DCM}_{B \rightarrow I} \times V_B$$

3.1.2 Stelseloorsig

Figuur 3.3 is 'n volledige blokdigram beskrywing van 'n vaste platvorm UINS stelsel. In hierdie opstelling is die sensors sodanig gemonteer dat



Figuur 3.3: 6-GVV Vaste Platvorm UINS[8]

dit versnelling (A_X, A_Y, A_Z) en rotasie (p, q, r) in die vliegtuig se liggaams-asse meet. Indien die oriëntasie van die vliegtuig bekend is kan hierdie sensor metings van vliegtuig- na inersieële-asse transformeer word. Die inersieël geörienteerde versnellingsmetings ($\alpha_N, \alpha_E, \alpha_D$) word dan twee maal geïntegreer om snelheid (V_N, V_E, V_D) en posisie (ϕ, λ, h) onderskeidelik te verkry. Deur die rotasies te integreer kan die vliegtuig se oriëntasie opdateer word. Vir 'n volledige verduideliking van die stelsel sien [8].

Die Coriolis-effek as gevolg van die aarde se rotasie is weglaatbaar klein in vergelyking met die goedkoop sensors wat gebruik word se hoë ruisvlakke. Die variasie in die aarde se gravitasieveld is ook baie klein (die vliegtuig word slegs binne 'n 500m radius beheer). Vir die praktiese implementering word blok 1 (in figuur 3.3) vervang met die konstante g

vektor en blokke 2, 3 en 4 geïgnoreer.

Die avionikastelsel beskik oor die volgende sensors:

- Drie Tempogiroskope wat direk p , q en r meet
- Drie Versnellingsmeters wat A_X , A_Y en A_Z meet
- 'n 3-as Magneetveldmeter wat Mag_X , Mag_Y en Mag_Z meet
- Twee Lugdruksensors om lugspoed (V_{druk}) en hoogte bo seespieel (h_{druk}) te meet
- 'n Ultrasoniese afstandsensor wat hoogte bo grondvlak meet (h_{ultra})
- 'n GPS wat φ , λ en h asook V_N , V_E en V_D meet

Die toestande wat benodig word is:

- Euler-hoeke - Φ , Θ en Ψ
- Snelheid - V_N , V_E en V_D
- Posisie - φ , λ en h

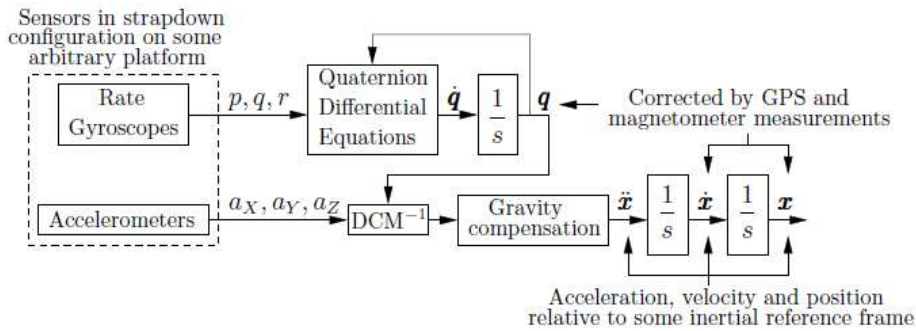
Deur middel van 'n Kalman filter word die toestande wat benodig word afgeskat. Die versnellingsmeters en tempogiroskope dryf die filter aan en die ander sensors word gebruik as metings vir die innovasie stap.

3.1.3 Vorige Implementasies

Vir die aanboord avionikastelsel is daar in 2006 'n voltoestand kinematiese waarnemer deur Willem Hough ontwerp en geïmplementeer. Vir 'n volledige verduideliking sien [6].

Die voltoestand kinematiese waarnemer is geïmplementeer deur middel van 'n nie-lineêre Kalman filter. Die toestande wat afgeskat word is:

- Oriëntasie - Die oriëntasie van die vliegtuig word deur vier kwaternione voorgestel.



Figuur 3.4: Die Kinematiese Waarnemer In [6] Ontwerp

- Snelheid - Drie toestande wat die vliegtuig se snelheid in die iner-siële-assestelsel voorstel.
- Posisie - Drie toestande waarvan die eerste twee die vliegtuig se lengte- en breedtegrade is en die derde is die hoogte bo seespieël.

As gevolg van die $310ms$ vertraging in die GPS uittree [1] moes die Padé benaderingsmetode gebruik word om voorsiening te maak vir die vertraagde meting. Die benaderingsmetode vereis dat daar nog ses toestande by die stelsel gevoeg moes word, drie vir die snelheid en drie vir die posisie. Die eindresultaat is 'n 16-toestand nie-lineêre Kalman-filter.

3.2 Modifikasies En Implementering

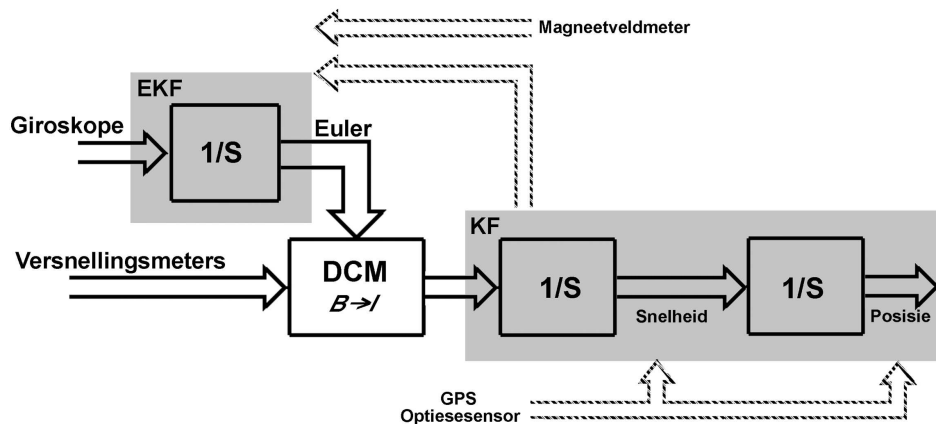
Die kinematiese waarnemer implementasie in afdeling 3.1.3 is verander as gevolg van 'n paar tekortkominge:

Die absolute posisie akkuraatheid is hoofsaaklik afhanklik van die GPS posisie. Die GPS wat gebruik word se posisie akkuraatheid is nie goed genoeg vir landings toepassing nie. In hoofstuk 5 word 'n optiese posisie sensor ontwerp wat voldoende posisie akkuraatheid vir die landingsproses verskaf. Die metings is vertraag met 'n bekende, maar wisselende tyd as gevolg van die beeldverwerking algoritme. Daarom moet die filter implementasie die nuwe optiese sensor meting, asook die wis-

selende vertraging in die metings inkorporeer. Sien figuur 3.5.

Die nuwe waarnemer gebruik nie lengte- en breedtegrade vir posisie nie, maar lineariseer die aarde as plat rondom die begin punt. Euler-hoeke is gebruik in plaas van kwaternione en die waarnemer is ook opgedeel in twee verskillende waarnemers:

Die eerste is 'n nie-lineêre Kalman filter (*EKF*) met die Euler-hoeke as toestande $[\Phi \Theta \Psi]$ en die tweede 'n lineêre Kalman filter (*KF*) wat die snelheid en posisie afskat $[V_N V_E V_D P_N P_E P_D]$. Slegs 9 toestande word onderhou in plaas van 16.



Figuur 3.5: Tweedelige Kinematiese Waarnemer

3.2.1 Die Aarde Is Plat

Plat Aarde Model

Soos reeds genoem, is die lengte- en breedtegrade voorstelling van posisie vervang met 'n plat-aarde model. Hierdie is 'n baie goeie aanname omdat die vliegtuig 'n baie kort reikafstand het.

Elke keer as die kinematiese waarnemer geaktiveer word, word 'n assestelsel met sy oorsprong by daardie punt gedefinieer. Die voordeel van die assestelsel is dat snelheid lineêr integreer na posisie.

Euler-hoeke

Alhoewel Euler-hoeke 'n singulariteit het by 'n heihoeke van $\pm 90^\circ$ is dit onwaarskynlik dat die situasie gedurende die landingsproses sal voorkom. Euler-hoeke is meer intuïtief en gebruik slegs drie veranderlikes in plaas van die vier kwaternione om oriëntasie voor te stel.

Giroskoop Afset

Tempogiroskope is oor die algemeen baie sensitief vir temperatuur verandering wat 'n groot afset op die uittree veroorsaak. Deur 'n ekstra toestand by die stelsel te voeg vir elke giroskoopafset sou die stelsel onnodig kompliseer. Deur die aanboord temperatuursensor op die giroskoop te gebruik is die giroskoop metings deeglik temperatuur gekalibreer. Die kalibrasie werk baie goed, met 'n maksimum afset fout van $2^\circ / sek$

Magneetveldmeter

'n Magneetveldmeter word gebruik om die Euler-hoeke op te dateer. 'n Aanneme dat die magneetveld konstant en bekend[2] is, is gemaak.

GPS Antenna Posisie

As gevolg van die hoë EM ruisuitstraling van die ABR is die GPS antenna so ver as moontlik van die ABR monteer - op die punt van die vliegtuig se vlerk. Dus meet die GPS nie meer die posisie en snelheid van die MM nie, maar van die vlerk se punt. Die kinematies waarnemer se snelheid en posisie metings moet dié van die MM wees. Die meetfout as gevolg van die Antenna Posisie Vanaf die Massa Middelpunt (\mathbf{avpmm}_{XYZ}) moet dus eers herstel word, voordat die meting gebruik kan word.

Vir posisie korreksie word die \mathbf{avpmm}_{XYZ} wat in die vliegtuig-assestelsel konstant is, getransformeer na die inersiële-assestelsel met die oriëntasie op die tydstip wat die meting geneem is. \mathbf{avpmm}_{NED} kan dan afgetrek word van \mathbf{P}_{GPS} om die posisie van die MM te verkry. Die resultaat is :

$$\mathbf{P}_{MM} = \mathbf{P}_{GPS} - \mathbf{DCM}_{B \rightarrow I} \mathbf{avpmm}_{XYZ}$$

Vir die snelheid korreksie moet die snelheidsverskil tussen die MM en die vlerkpunt eers bereken word. Die kruisproduk van die rotasiesnelheid in die vliegtuig-assestelsel met \mathbf{avpmm}_{XYZ} gee die snelheid van die vlerkpunt ten opsigte van die MM . Hierdie verskil moet dan getransformeer word na die inersiële-assestelsel en afgetrek word van \mathbf{V}_{GPS} , die resultaat is:

$$\mathbf{V}_{MM} = \mathbf{V}_{GPS} - \mathbf{DCM}_{B \rightarrow I} \left[[p \ q \ r]^T \times \mathbf{avpmm}_{XYZ} \right]$$

Deur die GPS antenna op die vlerkpunt te plaas is die sein tot ruis verhouding met $10dB$ verbeter. Laer ruisvlakke het veral meer akkurate snelheidsmetings tot gevolg. Snelheidsmetings het 'n baie sterk koppeling met Euler-hoeke. Die ekstra kompleksiteit wat die korreksie benodig word regverdig om beter Euler-hoeke te kan afskat.

3.2.2 Twee Is Beter As Een

Deur die kinematiese waarnemer in twee te deel kan die nie-lineêre en die lineêre gedeeltes geskei word. Beide die waarnemers word deur Kalman filters geïmplementeer om statisties optimale toestande te waarborg.

Die nie-lineêre deel onderhou die oriëntasie van die vliegtuig-assestelsel in die inersiële-assestelsel, die toestandsvektor is die Euler-hoeke en word aangedui met boskrif EKF .

$$\mathbf{x}^{EKF} = [\Phi \ \Theta \ \Psi]^T$$

Die lineêre deel is die translasie in die inersiële-assestelsel. Die toestandsvektor is die drie snelhede en die drie posisies en word aangedui met boskrif KF .

$$\mathbf{x}^{KF} = [V_N \ V_E \ V_D \ P_N \ P_E \ P_D]^T$$

Die nie-lineêre Kalman filter propageer met die volgende vergelyking:

$$\mathbf{x}_{k+1}^{EKF} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_k^{EKF} + \Delta T \begin{bmatrix} 1 & \sin(\Phi) \tan(\Theta) & \cos(\Phi) \tan(\Theta) \\ 0 & \cos(\Phi) & -\sin(\Phi) \\ 0 & \sin(\Phi) \sec(\Theta) & \cos(\Phi) \sec(\Theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$$

met ΔT die diskrete tydstep. Die uittree word beskryf deur die nie-lineêre vergelyking H_{EKF} .

$$\mathbf{y}^{EKF} = \mathbf{H}^{EKF}(\mathbf{x}_{k+1}^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ})$$

met,

$$\begin{aligned} \mathbf{H}^{EKF}(\mathbf{x}_{k+1}^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ}) &= \begin{bmatrix} H_{noord} \\ H_{oos} \\ H_{ondertoe} \end{bmatrix} & (3.2.1) \\ &= \begin{bmatrix} C_{\Psi} C_{\Theta} a_X + (C_{\Psi} S_{\Theta} S_{\Phi} - S_{\Psi} C_{\Phi}) a_Y + (C_{\Psi} S_{\Theta} C_{\Phi} + S_{\Psi} S_{\Phi}) a_Z \\ S_{\Psi} C_{\Theta} a_X + (S_{\Psi} S_{\Theta} S_{\Phi} + C_{\Psi} C_{\Phi}) a_Y + (S_{\Psi} S_{\Theta} C_{\Phi} - C_{\Psi} S_{\Phi}) a_Z \\ -S_{\Theta} a_X + (C_{\Theta} S_{\Phi}) a_Y + (C_{\Theta} C_{\Phi}) a_Z \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$C_{\Phi} = \cos \Phi$, $S_{\Psi} = \sin \Psi$, ens.

Die resultaat is dus die transformasiematriks wat nodig is om die versnellingsmetermetings in vliegtuig-asse te transformeer na inersiële-asse.

$$\mathbf{a}_{NED} = \mathbf{y}^{EKF} \quad (3.2.2)$$

Die getransformeerde versnellingsmeter lesings in inersiële-asse propageer dan weer die tweede lineêre Kalman filter. Die volgende vergelyking

beskryf die lineêre Kalman filter se dinamika.

$$\mathbf{x}_{k+1}^{KF} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ \Delta T & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & \Delta T & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \Delta T & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{x}_k^{KF} + \Delta T \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} [\mathbf{a}_{NED} + \mathbf{g}]$$

met \mathbf{g} die gravitasievektor.

Kalman Filter Werking

Die volgende twee vergelykings stel die algemene vorm van die Kalman filter se propagasie voor:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}_{k+1} &= \mathbf{A}\mathbf{x}_k + \mathbf{B}\mathbf{u} \\ \mathbf{M}_{k+1} &= \mathbf{A}\mathbf{M}_k\mathbf{A}^T + \mathbf{B}\mathbf{Q}\mathbf{B}^T \end{aligned}$$

As gevolg van ruis op die metings, afrondingsfoute in berekeninge en die aannames wat gemaak is, gaan die waarnemer baie vinnig afwyk van die werklikheid. 'n Filter, of toestand in 'n filter, wat nie gekorrigeer word nie word divergent genoem. Indien 'n meting y_k beskikbaar is, kan die filter gekorrigeer word. Die volgende twee vergelykings is die algemene vorm van die innovasie stap:

$$\begin{aligned} \tilde{\mathbf{x}}_k &= \mathbf{x}_k + \mathbf{L}_k(y_k - \mathbf{H}\mathbf{x}_k) \\ \tilde{\mathbf{M}}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{L}_k\mathbf{H})\mathbf{M}_k \end{aligned}$$

met

$$\mathbf{L}_k = \mathbf{M}_k\mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k\mathbf{M}_k\mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}$$

Lineêre Innovasie Stap

Deur middel van \mathbf{P}^{GPS} , \mathbf{V}^{GPS} , \mathbf{P}^{KAM} , P^{druk} en P^{ultra} kan die lineêre filter se toestand \mathbf{X}_{KF} korreger word.

Die volgende drie lineêre uittree vergelykings word gebruik:

$$\mathbf{Y}^{KF^{GPS}} = H^{KF^{GPS}} \mathbf{X}_{k+1}^{KF} \quad (3.2.3)$$

$$\mathbf{Y}^{KF^{KAM}} = H^{KF^{KAM}} \mathbf{X}_{k+1}^{KF} \quad (3.2.4)$$

$$\mathbf{Y}^{KF^h} = H^{KF^h} \mathbf{X}_{k+1}^{KF} \quad (3.2.5)$$

Vergelykings 3.2.3 en 3.2.4 slaag die toets vir waarneembaarheid en kan geïmplementeer word. Alhoewel vergelyking 3.2.5 nie die waarneembaarheidstoets slaag nie kan dit nog steeds gebruik word om N_D en P_D te korreger, solank daar periodies 'n GPS of optiese meting beskikbaar is om te verhoed dat die ander vier toestand divergent bly.

Nie-lineêre Innovasie Stap

Die nie-lineêre Kalman filter se toestand is meetbaar nie (behalwe in die finale eindnaderingsfase wanneer die optiese sensor geaktiveer is) daarom word die magneetveldmeter se meting in vliegtuig-asse deur dieselfde $H(\mathbf{x}_{k+1}^{EKF}, \mathbf{Mag}_{XYZ})$ vergelyking getransformeer na inersiële-asse. Dit kan dan vergelyk word met die bekende konstante inersiële magneetveld om te gebruik vir die innovasie stap.

$$\tilde{\mathbf{x}}_k^{EKF} = \mathbf{x}_k^{EKF} + \mathbf{L}_k^{EKF} (\mathbf{y}^{mag} - H(\mathbf{x}_k^{EKF}, \mathbf{Mag}_{XYZ}))$$

Die Kalman innovasie word nie op die konvensionele manier gebruik nie, \mathbf{y}^{mag} is 'n konstante en die meting is deel van die uittreevergeljing $H()$. Om \mathbf{L}_k^{EKF} te bereken word 'n lineêre \mathbf{H}^{EKF} benodig. Deur die uittree

vergelyking te differensieer kan \mathbf{H}^{EKF} as lineêr benader word.

$$\mathbf{H}^{EKF} = \begin{bmatrix} \frac{\partial H_{MagN}}{\partial \Phi} & \frac{\partial H_{MagN}}{\partial \Theta} & \frac{\partial H_{MagN}}{\partial \Psi} \\ \frac{\partial H_{MagE}}{\partial \Phi} & \frac{\partial H_{MagE}}{\partial \Theta} & \frac{\partial H_{MagE}}{\partial \Psi} \\ \frac{\partial H_{MagD}}{\partial \Phi} & \frac{\partial H_{MagD}}{\partial \Theta} & \frac{\partial H_{MagD}}{\partial \Psi} \end{bmatrix}$$

Die toets vir waarneembaarheid faal vir die gelineariseerde \mathbf{H}^{EKF} matriks. Die rede hiervoor is dat 'n enkele vektor nie genoeg inligting bevat nie. Enige rotasie om die magneetveldvektor kan nie gemeet word nie en dus ook nie gekorrigeer word nie. Die filter is dus divergent rondom die magneetveldvektor. Met behulp van 'n tweede vektor kan die divergensie rondom die magneetveldvektor elimineer word (solank die vektor nie in dieselfde rigting as die magneetveldvektor lê nie).

Deur die versnellingsmeter-meting deur dieselfde uittreevergelyking te transformeer kan die gravitasie vektor gebruik word as die tweede vektor, indien die vliegtuig geen versnelling ondervind nie. Hierdie aanname kan nie gemaak word nie as gevolg van die vliegtuig se vinnige dinamika en aggressiewe beheerder. Dus moet die versnelling van die vliegtuig eers afgetrek word voordat die meting gebruik kan word.

Deur die vergelyking $\frac{d\mathbf{V}}{dt} = \mathbf{a}$ uit te brei kan hierdie vergelyking afgelei word:

$$\begin{aligned} \hat{\mathbf{V}}_{k+1} - \hat{\mathbf{V}}_k &= \Delta T(\mathbf{a}_{NED} + \mathbf{g}) \\ &= \Delta T(H(\mathbf{x}_k^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ}) + \mathbf{g}) \end{aligned}$$

Waar die $\hat{\mathbf{V}}$ verwys na die werklike snelheid. Die innovasie stap word deur hierdie formule beskryf:

$$\tilde{\mathbf{x}}_k^{EKF} = \mathbf{x}_k^{EKF} + \mathbf{L}_k^{EKF} \left((\hat{\mathbf{V}}_{k+1} - \hat{\mathbf{V}}_k) - \Delta T(H(\mathbf{x}_k^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ}) + \mathbf{g}) \right)$$

indien $\hat{\mathbf{V}}_{k+1}$ en $\hat{\mathbf{V}}_k$ bekend is kan die innovasie stap uitgevoer word. Die beste snelheid inligting tot ons beskikking is die toestand van die lineêre

Kalman filter direk na die GPS innovasie stap ($\tilde{\mathbf{V}}_k$). Dus is daar slegs elke 250ms (elke 12-de tydstep) 'n goeie snelheidsmeting beskikbaar en moet die innovasie formule van die nie-lineêre Kalman filter aangepas word:

$$\tilde{\mathbf{x}}_k^{EKF} = \mathbf{x}_k^{EKF} + \mathbf{L}_k^{EKF} \left((\tilde{\mathbf{V}}_{k+12} - \tilde{\mathbf{V}}_k) - \Delta T \sum_{i=0}^{12} (H(\mathbf{x}_{k+i}^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ}^{k+i}) + \mathbf{g}) \right) \quad (3.2.6)$$

en die aanwinst \mathbf{L}_k^{EKF} moet bereken word met die diskrete integraal van die gelineariseerde \mathbf{H} matriks:

$$\mathbf{H}^{EKF} = \sum_{i=0}^{12} \Delta T \mathbf{H}_{k+i}^{EKF}$$

Maar vergelyking 3.2.6 kan vereenvoudig word:

$$\mathbf{V}_{k+12} = \tilde{\mathbf{V}}_k + \Delta T \sum_{i=0}^{12} (H(\mathbf{x}_{k+i}^{EKF}, \mathbf{a}_{XYZ}^{k+i}) + \mathbf{g})$$

is dieselfde formule wat lineêre Kalman filter propageer. Dus vereenvoudig vergelyking 3.2.6 na:

$$\tilde{\mathbf{x}}_{k+12}^{EKF} = \mathbf{x}_{k+12}^{EKF} + \mathbf{L}_{k+12}^{EKF} (\tilde{\mathbf{V}}_{k+12} - \mathbf{V}_{k+12})$$

met

$$\tilde{\mathbf{V}}_{k+12} - \mathbf{V}_{k+12} = \mathbf{L}_{k+12}^{KF^{GPS}} (\mathbf{V}^{GPS} - \mathbf{H}^{KF^{GPS}} \mathbf{x}_{k+12}^{KF})$$

en uiteindelik na :

$$\tilde{\mathbf{x}}_{k+12}^{EKF} = \mathbf{x}_{k+12}^{EKF} + \mathbf{L}_{k+12}^{EKF} \left(\mathbf{L}_{k+12}^{KF^{GPS}} (\mathbf{V}^{GPS} - \mathbf{H}^{KF^{GPS}} \mathbf{x}_{k+12}^{KF}) \right)$$

Alhoewel hierdie innovasie stap slegs teen 4Hz uitgevoer kan word wanneer daar 'n GPS meting beskikbaar is, verhoed dit dat die oriëntasie divergeer rondom die magneetveldvektor.

Die skeiding tussen die lineêre en die nie-lineêre is nie 'n triviale proses nie, maar help om die stelsel orde kleiner te hou. Slegs die filter wat

beïnvloed word deur die meting beskikbaar hoof op dateer te word wat verwerkerstyd spaar. Sien bylaag A vir 'n vloeddiagram van die waarnemer implementasie.

3.2.3 Optiese Sensor

In hoofstuk 5 word die ontwerp en werking van die optiese sensor beskryf, die eindresultaat is 'n sensor wat posisie en oriëntasie kan meet.

Die optiese sensor gee 'n baie akkurate relatiewe posisie ten opsigte van sy merkers op die grond. Die posisie van die merkers ten opsigte van die landingsarea is bekend, dus is die vliegtuig se posisie ten opsigte van die landingsarea baie akkuraat beskikbaar. Die sensor gee ook direk die oriëntasie van die vliegtuig in Euler-hoeke, iets wat geen van die vorige sensors tot ons beskikking kon doen nie.

Die optiese sensor kan slegs metings verskaf in die laaste 150m van die landingsfase¹ en die akkuraatheid verbeter soos die afstand na die merkers korter raak. Die waarnemer is aangepas om, indien die metings van die optiese sensor beskikbaar is dit te gebruik tesame met die berekende akkuraatheid van die meting.

Die statistiese akkuraatheid van die Kalman filter word beskryf deur hierdie formule:

$$\frac{1}{\sigma_{\tilde{k}}} = \frac{1}{\sigma_k} + \frac{1}{\sigma_{meting}}$$

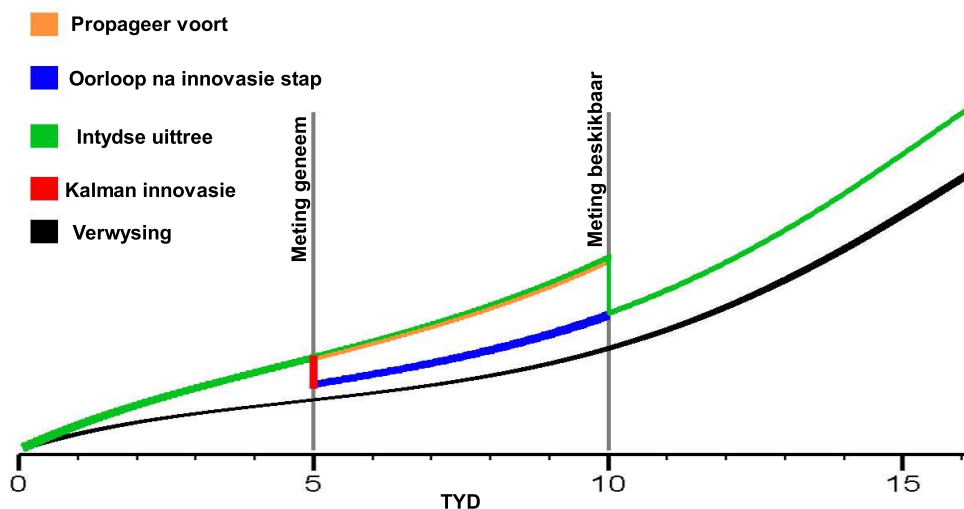
waar σ_k die variansie van die filter voor die innovasie stap is en $\sigma_{\tilde{k}}$ daarna met σ_{meting} die variansie van die meting. Dus waarborg die Kalman filter altyd die toestande van die Kalman filter met gelyke of beter variansie as die meting beskikbaar. Indien die optiese sensor akkuraat genoeg posisiemetings kan verskaf vir die landing sal die filter toestande ook akkuraat genoeg wees.

¹Tot en met ongeveer 19m vanaf die middelpunt van die merkers

3.2.4 Die Oorhardloop Filter

Soos reeds genoem het die GPS meting 'n vertraging van $310ms$ en die optiese sensor 'n tyd-varieërende vertraging van $100-800ms$. Omdat die doel van die projek is om die vliegtuig so akkuraat as moontlik te land moet al die sensor data optimaal benut word en kan die vertraging in die metings nie geïgnoreer word nie. Die Padé benadering wat in [6] gebruik is kan ongelukkig nie gebruik word vir wisselende vertragingstyd. In [16] word verskillende metodes om vertraagde metings optimaal te gebruik behandel, hierdie metodes waarborg ongelukkig net optimale resultate met lineêre Kalman filters. Om optimale toestande te waarborg met 'n nie-lineêre Kalman filter moet die filter elke keer oor bereken word van die tyd wat die meting geneem is totdat dit beskikbaar is.

In figuur 3.6 word die oorhardloop metode geïllustreer. Die swart lyn is die absolute verwysing. By tydstep 5 is 'n meting geneem, maar die re-



Figuur 3.6: Oorhardloop Toestand Uittree

sultaat is eers beskikbaar by tydstep 10. Deur terug te gaan in tyd na toe die lesing geneem is, die Kalman innovasie uit te voer (rooi) en daarna weer vinnig die filter te propageer (blou) met die intree data tot by die

huidige tyd waarborg die filter optimale toestand. Omdat die beheerstelsel intyds data nodig het kan die filter nie stop en wag vir die meting om beskikbaar te word nie, dus propageer dit voort (oranje) met die beste data tot beskikking. Die groen lyn is dus die mees optimale intydse uitree wat beskikbaar is vir die beheerstelsel.

Die oorhardloop filter word geïmplementeer deur middel van 'n sirkelvormige buffer wat al die intree's na die filter asook die filter toestand van die vorige 2s stoor. Die metode kan menige verskillende metings met verskillende verdragings saamvoeg en waarborg altyd die optimale uitree vir daardie gegewe tydstip.

3.3 Simulasieresultate

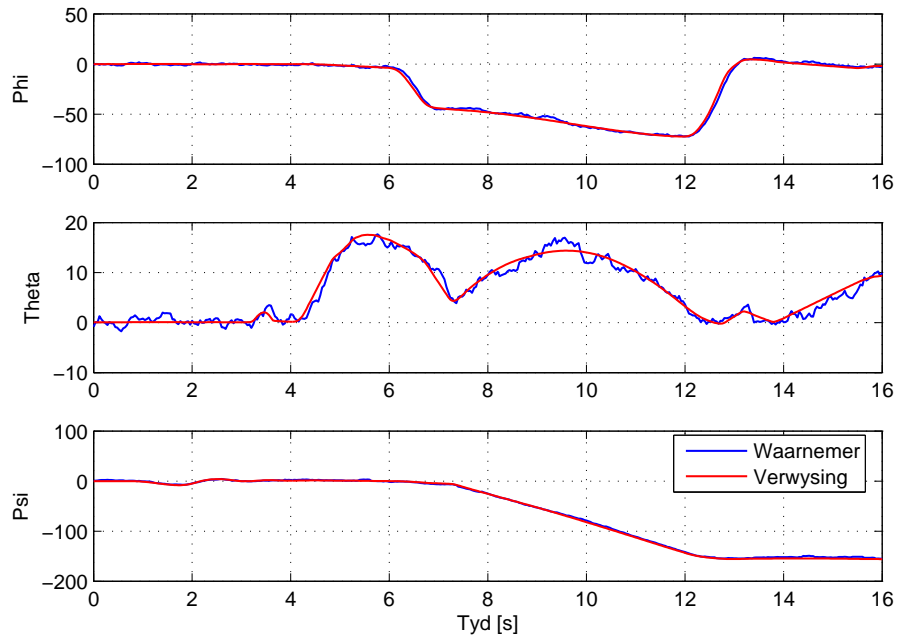
Om die waarnemer se prestasie te toets is 'n HIL simulatie met realistiese sensor ruis opgestel.

In figuur 3.7 word die waarnemer Euler-hoeke en die werklike Euler-hoeke getoon. Alhoewel die Euler-hoeke nie direk gemeet kan word nie het die waarnemer met bevredigende akkuraatheid hierdie toestand afgeskat. Die simulasieresultate het 'n variansie van ongeveer 2° getoon. Die snelheid en posisie fout se variansie was ooreenstemmend met die meetruis van die GPS, $0.3ms^{-1}$ en $4m$ onderskeidelik. Die ondertoe-as (Down) het 'n kleiner fout variansie getoon as gevolg van die akkurater lugdruk-hoogte-meting.

3.4 Gevolgtrekking

In figuur 3.8 word die hoeke deur die waarnemer bepaal gedurende die opstyg van 'n toetsvlug getoon. Ongelukkig is daar geen maklike manier om die werklike hoeke te bepaal om te vergelyk nie, maar met inspeksie blyk die hoeke korrek.

Tussen tyd 0 – 21s staan die vliegtuig op die punt van die aanloopbaan, die baan se rigting is 341° wat ooreenstem met 'n gierhoek van ongeveer

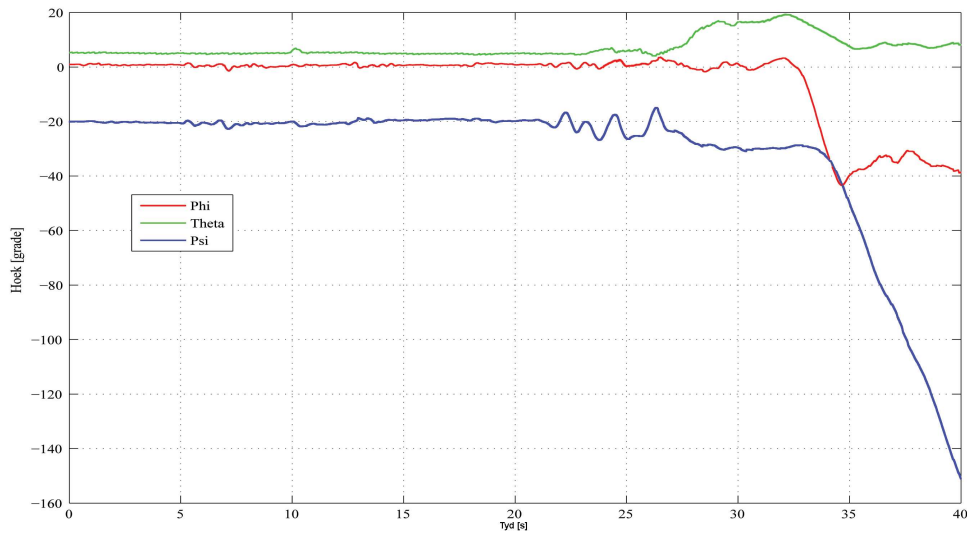


Figuur 3.7: Euler Hoekes Afskatting

-20° . Die opstygfase is van 21-28 sekondes, die gierhoek ossilasie stem ooreen met die lugskroef se draaimoment en die vlieënier se reaksie. Op tydstep 29 neem die heihhoek toe en die vliegtuig styg op. By 33 sekondes rol die vliegtuig na links en begin 'n konstante draai, 'n rolhoek van ongeveer -40° is gehou en die gierhoek het teen 'n konstante tempo verminder. Die heihhoek neem ook weer af soos die vliegtuig se lugspoed toeneem en 'n kleiner aanvalshoek benodig word om 'n konstante hoogte te behou.

3.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk is die werking van 'n uitgebreide inersieële navigasie stelsel beskryf. 'n Kinematiese waarnemer is ontwerp deur twee Kalman filters saam te gebruik om die liniëre en nie-liniëre toestande af te skat. Sodoende is verwerkingskompleksiteit beperk sonder om optimaliteit prys te gee. Die kinematiese waarnemer implementasie van die



Figuur 3.8: Toetsvlugresultate van Euler-hoeke

UINS maak dit moontlik om die Euler-hoeke wat nie direk meetbaar is nie af te skat. Die stelsel voeg al die metings tot sy beskikking bymekaar om intyds die optimale toestand-veranderlikes af te skat vir die beheerstelsel.

Die stelsel se werking en prestasie is in 'n simulatie verifieer en het bevredigende resultate opgelewer. 'n Praktiese toetsvlug is gevlieg, alhoewel geen verwysing beskikbaar is om die prestasie te meet nie blyk dit voldoende te wees vir die beheerstelsel om te gebruik.

Hoofstuk 4

Die Beheerstelsel

In hierdie hoofstuk word die beheerstelsel ontwerp wat die vliegtuig beheer gedurende die landingsproses. In afdeling 4.1 word die oorsig van die landing gegee en afdeling 4.2 is 'n oorsig van die beheerders. Die opeenvolgende afdelings behandel elkeen van die beheerders afsonderlik.

4.1 Landingsproses

Die Kring

Elke vlug moet beëindig word deur 'n landing (of 'n neerstorting). As aanloop tot die landing word 'n kring (*circuite*) gewoonlik gevlieg. Die doel van die kring is om die vliegtuig se hoogte en spoed binne perke te kry sodat daar slegs klein korreksies in die eindnaderingsbeen (*final approach*) gedoen hoef te word.

Die kring begin waar die vlug-beheerder of vlieënier beheer oorgee aan die landingsalgoritme. In hierdie toepassing vind die oorskakeling plaas in 'n area parallel aan die landingsbaan in die wind-af rigting. In 'n tipiese landing sal daar dan wind-af gevlieg word tot gelyk met die eindnaderingsbeen se beginpunt en dan 'n halfsirkel gevlieg word om aan te sluit by die eindnaderingsbeen. In hierdie projek wil daar baie akkuraat geland word, daarom gaan daar, in plaas om direk te land, eers 'n

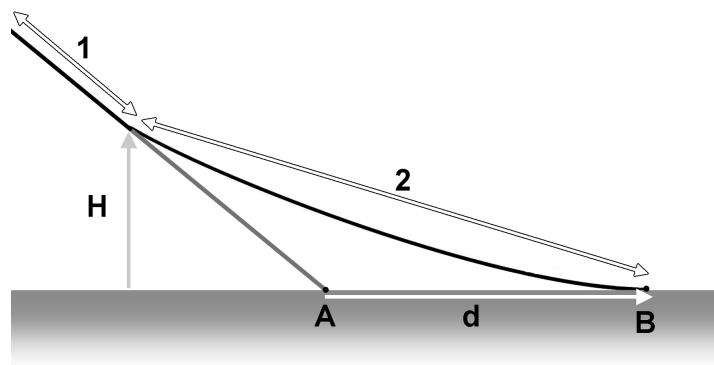
verbyvlug plaasvind. Sodoende word die sweefhelling bepaal. Aan die einde van die tweede kring word die vliegtuig geland. Die proses word volledig beskryf in afdeling 4.3.

Eindnaderingshelling

'n Uitstekende landing is die eindresultaat van 'n goeie eindnadering¹. Gedurende die eindnaderingsbeen word die vliegtuig se potensiele en kinetiese energie uitgeruil en verminder deur middel van sleurkrag (*drag*). Die doel is om genoeg kinetiese energie met 'n veiligheidsmarge oor te hê sodat die vliegtuig nie staak (*stall*) nie, maar so stadig as moontlik die landings-area tref.

Die doel van die projek is om 'n vliegtuig op 'n baie kort landingsbaan (klein area) te land. Om die kinetiese energie wat oorbly nadat die grond getref is te absorbeer gaan 'n vangmeganisme gebruik word om die vliegtuig te rem. Dit is dus noodsaaklik dat die vliegtuig op presies die regte plek die landingsarea tref om te verseker dat die vangmeganisme aan die vliegtuig koppel.

In figuur 4.1 word 'n sweefhelling "1" gevolg deur die uitrol (*flare*) "2"



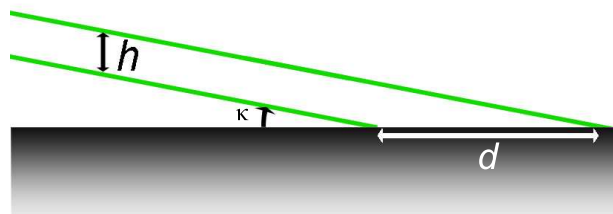
Figuur 4.1: Sweef En Uitrol Trajek

uitgebeeld. Die uitrolfase se doel is om ontslae te raak van die oorbly-

¹Jonathan Money

wende kinetiese energie en die die vliegtuig so sag as moontlik die aanloopbaan te laat tref. As gevolg van die nie-liniêre gedrag van 'n vlerk, wat moeilik modelleer naby aan staak, is die uitroltrajek onbekend. Die verhouding tussen die uitrol hoogte \mathbf{H} en die afstand \mathbf{d} kan nie akkuraat bepaal word nie. Om te verseker dat die vangmeganisme koppel gaan die vliegtuig nie uitgerol word nie, maar reguit na die punt \mathbf{A} gestuur word om te verseker dat die vliegtuig en vangmeganisme koppel.

Die hoek wat die eindnaderingstrajek met die aarde maak (κ) is tipies



Figuur 4.2: Eindnaderingstrajek Hoek

3-5°, afhangende van die lugraam. Dit veroorsaak dat 'n klein fout in hoogte \mathbf{h} 'n baie groot verskuiwing, \mathbf{d} , van die landingspunt veroorsaak. Figuur 4.2 illustreer die beginsel.

Die verhouding van \mathbf{d} ten opsigte van \mathbf{h} word beskryf deur hierdie formule:

$$d = \frac{h}{\tan \kappa} \quad (4.1.1)$$

Deur die vliegtuig se sleur te verhoog kan die eindnaderingshelling verhoog word en die landingspunt meer akkuraat getref word. Die nadeel van 'n hoër eindnaderingshelling is dat die afwaartse snelheid van die vliegtuig toeneem. Die kinetiese energie as gevolg van hierdie snelheid moet deur die onderstel van die vliegtuig absorbeer word. Die volgende formule wys die verband tussen lugspoed V en afwaartse snelheid V_D .

$$V_D = V \sin \kappa$$

Indien die vliegtuig teen 'n eindnaderingsspoed van 18ms^{-1} nader (50% meer as die staak spoed - 'n duimsuigreël in lugvaartkunde) en die eind-

naderingshelling verhoog word na 10° is die afwaartse snelheid $\approx 3ms^{-1}$. Dit is ekwivalent daaraan om die vliegtuig $0.45m$ te laat vry val. Die vliegtuig se standaard onderstel sal so 'n val kan weerstaan, maar dit word nie aanbeveel nie. 'n Onderstel met beter vering moet gebruik word, maar die ontwerp hiervan is buite die omvang van hierdie projek.

Sleur

Om die sweefhelling te vergroot moet die sleur van die vliegtuig verhoog word andersins gaan die sweefspoed toeneem.

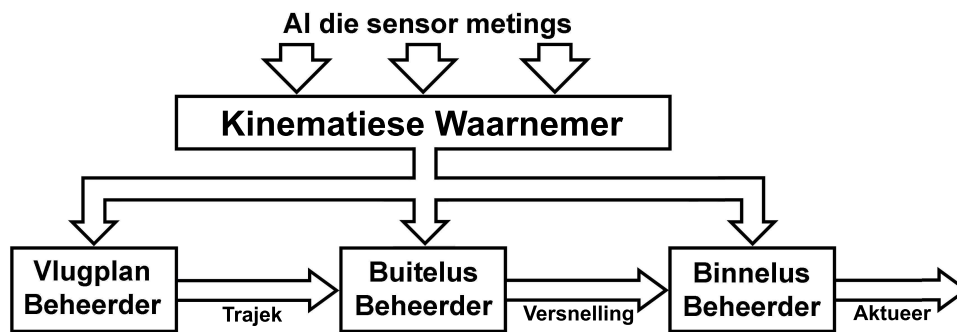
Met behulp van klappe aan die hoofvlerk kan die vliegtuig se sleur verhoog word. Indien klappe ondertoe gestel word induseer dit meer stygkrag wat die ongewenste effek het dat die sweefhelling kleiner raak. Deur die klappe boontoe te stel kan sleur verhoog word en stygkrag verminder word, dus moet die vliegtuig 'n hoër aanvalshoek inneem om te kompenseer vir vermindering in stygkrag (Die aanvalshoek van die vlerk is eweredig aan die stygkrag vir 'n gegewe snelheid). 'n Hoër aanvalshoek induseer ook meer sleur.

'n Alternatief is om spesiale lugremme aan te bring, dit kan geïmplementeer word deur enige plat voorwerp loodreg in die lugvloei rondom die vliegtuig aan te bring. Lugremme kan gewoonlik in die vliegtuig se romp of vlerk intrek wanneer dit nie benodig word nie.

As gevolg van die veranderinge aan die lugraam en die kamera wat onder aan die vliegtuig monteer is, is die vliegtuig se sleurfaktor reeds aansienlik verhoog en word dit dus onnodig geag om dinamies die sleur van die vliegtuig te verhoog in die eindnaderingsfase. Die natuurlike sweefhelling is ongeveer 10° .

4.2 Beheerstelsels Oorsig

Figuur 4.3 toon die samestelling van die outonome-landingsstelsel. Die waarnemer wat in hoofstuk 3 ontwerp is neem al die sensor metings,



Figuur 4.3: Outonome Landings Stelsel

voeg dit optimaal saam en verskaf die nodige toestande vir die beheerstelsel. Die beheerder is opgedeel in drie dele: Vlugplan-beheerder, buitelus-beheerder en 'n binnelus-beheerder.

- Die vlugplan-beheerder is 'n toestandsmasjien wat die landingsproses stap-vir-stap uitvoer. 'n Verbyvlug-kring, waarin die sweefhelling bepaal word, word uitgevoer en daarna nog 'n kring wat eindig met die landing. Die uittree is opeenvolgende trajekte van reguit lyne of 'n sirkel boë. Hierdie trajekte dien as verwysingsintree vir die buitelus-beheerder.
- Die buitelus-beheerder neem 'n verwysings trajek en bereken die versnelling wat benodig word om die vliegtuig op hierdie trajek te hou. 'n Metode wat deur Dr Sanghyuk Park ontwerp is, is geïmplementeer.[13] Die metode is 'n aangepaste vorm van die siglyn missiel beheer (*proportional navigation*) tegniek.
- Die binnelus-beheerder beheer die vliegtuig se aktueerders: hoogteroer (elevator), rolroere (ailerons), rigtingroer (rudder) en stukrag (thrust). Dit omvou al die lugraam spesifieke aërodinamika, sodat die verlangde versnelling verkry word. Indien die lugraam vervang of verander word, hoef slegs hierdie beheerder aangepas te word, sonder dat die res van die beheerstel beïnvloed word. Die

beheerwet is 'n aanpassing van 'n beheerder ontwikkel deur Dr Iain Peddle.[14]

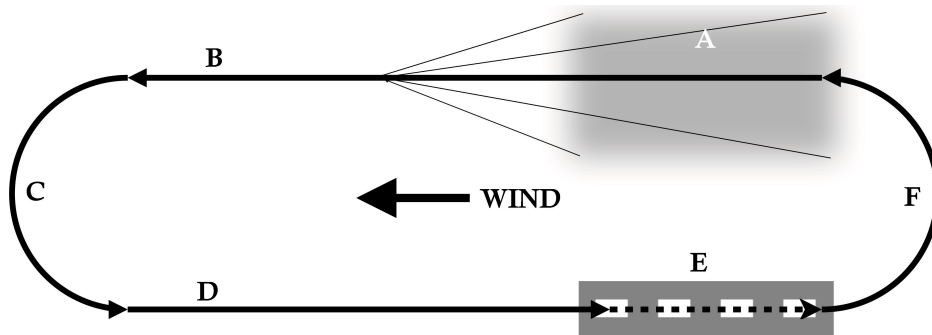
Deur die beheerstelsel in hierdie komponente te verdeel is voordelig in die sin dat enige van die eenhede afsonderlik ontwikkel, ontfout en getoets kan word. Dit is selfs moontlik om 'n komponent met 'n totaal ander implementering te vervang wat meer geskik sal wees vir die toepassing (solank die in- en uittrekevlak dieselfde is) sonder om die ander komponente te verander.

Daar moet in ag geneem word dat elkeen van hierdie komponente 'n dinamiese stelsel is en daar 'n beperking is op die frekwensie waarteen 'n verwysing intree gevolg kan word. Deur die frekwensie van die buitelus-beheerder genoegsaam stadiger te maak as die binnelus-beheerder kan die dinamika van die binnelus beheer se effek ignoreer word wanneer die buitelus ontwerp word.

4.3 Die Navigasie-beheerder

Die navigasie-beheerder is 'n omvattende toestandsmasjien wat die hele landingsproses koördineer. Die navigasie-beheerder bereken die trajekte om te vlieg en aktiveer die nodige beheerders.

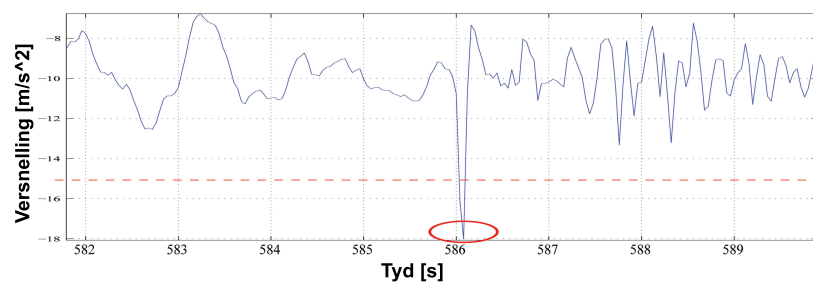
In figuur 4.4 word die kring wat gevlieg word tot aanloop van die landing getoon. Die navigasie-beheerder kan geaktiveer word enige plek in die grys area "A" terwyl die vliegtuig in die wind-af rigting vlieg. 'n Trajek wat 'n gladde oorskakeling sal verseker word dan bereken sodat die vliegtuig aansluit by die wind-af been "B". Daarna word die basis draai "C" gevlieg en die spoed verminder na $18ms^{-1}$, albei hierdie trajekte is op 'n veilige hoogte van $50m$. Gedurende been "D" word die sweef-beheerder geaktiveer en die sweefhelling bepaal. Die sweef-beheerder word gedeaktiveer en die normale lugspoed-beheerder geaktiveer en die lugspoed verhoog na $21ms^{-1}$ terwyl been "E" gevlieg word. Daarna volg 'n halfsirkel "F" en die tweede wind-af been "B".



Figuur 4.4: Die Kring

Nadat die sweefhelling bepaal is, word die trajek "D" terugwaarts vanaf die landingspunt bereken en die hoogte van die basis sirkel "C" verstel om aan te sluit by been "D". Die wind-af been "B" eindig op dieselfde hoogte as "C". Die lugspoed word weer verminder na 18ms^{-1} terwyl die basis sirkel gevlieg word. Die eindnaderingsbeen word volgehou totdat die vliegtuig die grond raak. Al die beheerders word oombliklik gedeaktiveer en slegs die rigting word gereguleer deur middel van die rigtingroer.

Deur slegs 'n drempelwaarde op die Z-as versnellingsmetermeting te plaas kort voor die verwagte impak kan die oomblik wat die grond getref word vasgestel word. In figuur 4.5 word die versnellingsmetermeting A_z gedurende 'n perfekte landing wat uitgevoer is deur die toetsvlieënier getoon. Die ellips dui die oomblik van impak aan.



Figuur 4.5: Z-as Versnellingsmeter Lesing Gedurende Landing

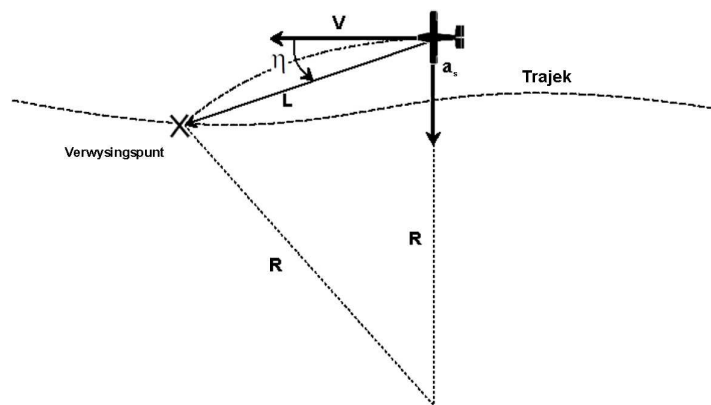
In [15] word daar voorgestel om die vliegtuig se sywaartse gly teen te werk voordat die wiele die grond raak, om die stremming by inpak te verminder. Aangesien die doel van die projek is om die vliegtuig akkuraat te land is hierdie voorstel tesame met die uitrol net voor inpak albei verwerp, omdat dit akkuraatheid gaan inboet.

4.4 Buitelus-beheerders

4.4.1 Stokkie-beheerder

Soos reeds genoem is 'n beheerwet wat deur Dr S. Park ontwikkel is geïmplementeer. Vir 'n volledige verduideliking sien [13].

In figuur 4.6 word die beheerwet geïllustreer. Indien die vliegtuig nie



Figuur 4.6: Buitelus Beheerwet

op die trajek is nie en/of sy snelheidsvektor nie in lyn is met die trajek nie, gaan 'n versnelling loodreg met die snelheid benodig word om die vliegtuig na die trajek te stuur. 'n Dinamiese verwysingspunt op die trajek word so gekies dat die afstand van die vliegtuig na hierdie punt altyd 'n konstante lengte L is. Met behulp van hierdie beheerwet,

$$a_s = 2 \frac{V^2}{L} \sin \eta \quad (4.4.1)$$

word die normaalversnelling bereken sodat die vliegtuig 'n sirkelboog sal vlieg na die verwysingspunt. η is die hoek tussen die snelheidsvektor \mathbf{V} en die sig-lyn vektor \mathbf{L} .

Die normaalversnellings vergelyking 4.4.1 is afgelei van die formule vir sentripetale versnelling:

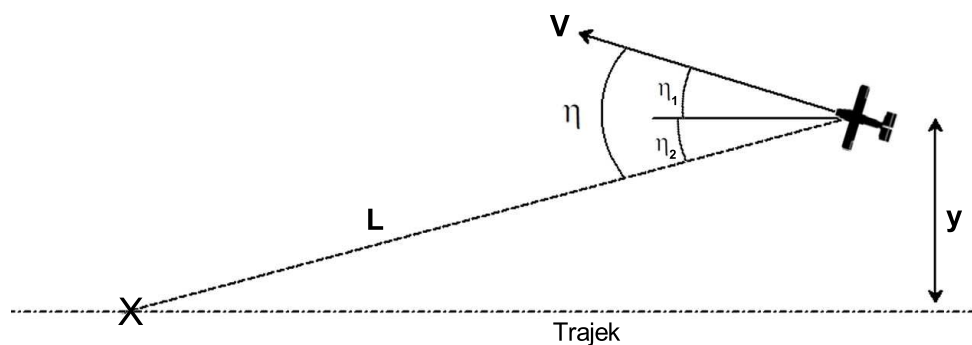
$$a_s = \frac{V^2}{R} \quad (4.4.2)$$

Omdat die lengte L 'n koord is van die sirkelboog, maar ook die basis van 'n gelykbenige driehoek ($\triangle RLR$) is, word die radius R gegee deur hierdie vergelyking:

$$R = \frac{L/2}{\sin \eta} \quad (4.4.3)$$

Deur vergelyking 4.4.3 in 4.4.2 te stel word die beheerwet 4.4.1 verkry.

Indien die binnelus-beheerder baie vinniger in frekwensie as die buitelus-beheerder is, kan die twee beheerders afsonderlik ontwerp word. Die binnelus-beheerder kan dan benader word as 'n eenheidsaanwys met geen dinamika wanneer die buitelus ontwerp word. Deur die beheerwet te lineariseer kan die frekwensie van die buitelus-beheerder benader word. In figuur 4.7 word die hoek tussen die snelheidsvektor en die sig-



Figuur 4.7: Liniêre Benadering

lyn verdeel. Vir klein hoeke van η kan $\sin \eta$ en y so benader word:

$$\sin \eta \approx \eta = \eta_1 + \eta_2$$

$$\ddot{y} = -a_s \cos \eta_1 \approx -a_s \quad (4.4.4)$$

met

$$\begin{aligned} \eta_1 &\approx \frac{y}{L} \\ \eta_2 &\approx \frac{\dot{y}}{V} \end{aligned}$$

Deur hierdie resultaat in vergelyking 4.4.1 in te stel word die volgende vergelyking verkry:

$$a_s = 2 \frac{V^2}{L} \sin \eta \approx 2 \frac{V}{L} \left(\dot{y} + \frac{V}{L} y \right) = -\ddot{y} \quad (4.4.5)$$

Vergelyking 4.4.5 is die differensiaal vergelyking van 'n beheerder wat y na nul reguleer. Deur die Laplace-transform te neem word die pole van die reguleerder bereken as:

$$s = -\frac{V}{L} \pm \frac{V}{L} i$$

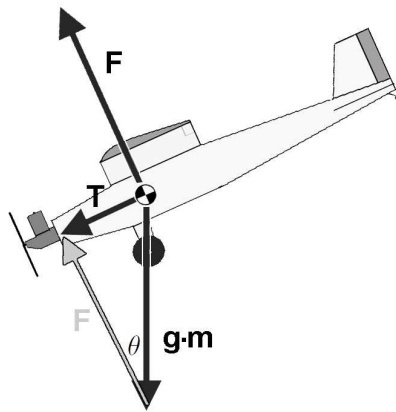
Die beheerder se gedrag word dus lineêr benader as twee krities gedempte pole by $\frac{\sqrt{2}V}{L} \text{ rads}^{-1}$. Die frekwensie van die beheerder kan dus baie maklik verstel word deur slegs die verhouding van die lengte L ten opsigte van die spoed V aan te pas. Die implementasie van die beheerder word in afdeling 4.4.3 beskryf.

4.4.2 Sweef-beheerder

'n Eindnaderingstrajek word gekies wat eindig op die gekose punt, om te verseker dat die vliegtuig op presies die regte punt die landingsbaan tref word. Indien hierdie eindnaderingshelling te styl is gaan die vliegtuig by 'n hoër spoed ekwilibrium bereik. Dit kan veroorsaak dat die vliegtuig se afwaartse snelheid te hoog raak en die vliegtuig beskadig gedurende impak. Deur die vliegtuig met die eerste verbyvlug te sweef (die motor stukrag na minimum te stel) kan die sweefhelling waarteen

die vliegtuig moet daal om die verlangde spoed te handhaaf bepaal word. Deur die eindnaderingstrajek aan te pas om dieselfde helling as die sweefhelling te hê, kan verhoed word dat die vliegtuig oorspoed vlieg gedurende die eindnaderingsfase en beskadig word gedurende impak.

Onder normale vlugomstandighede word die lugspoed beheer deur die



Figuur 4.8: Gravitatie as Stukrag

stukrag wat deur die lugskroef veroorsaak word te beheer. Omdat geen stukrag aangewend word gedurende sweef nie, moet die gravitasie vektor gebruik word om die sleur te oorkom, sodat die vliegtuig nie spoed verloor en staak nie. Die mikpunt is om die normaalversnelling so aan te pas, sodat die vliegtuig 'n konstante lugspoed handhaaf. In figuur 4.8 word die geïnduseerde stukrag as gevolg van die gravitasievektor vertoon. Die verband tussen virtuele gravitasie stukrag T en die normaalversnelling F word deur hierdie vergelyking beskryf:

$$T = gm \sin \theta \quad (4.4.6)$$

$$F = gm \cos \theta \quad (4.4.7)$$

Om die vergelyking wat stukrag omskakel na normaalversnelling te verkry word die vergelykings 4.4.6 en 4.4.7 saam gevoeg en 'n trigonometriese

identiteit gebruik :

$$F = \sqrt{(gm)^2 - T^2}$$

Daar is 'n beperking op T , die stukrag mag nie negatief wees nie. Die selfde lugspoed-beheerder word gebruik gedurende die sweef-fase, maar die stukrag opdrag wat na die motor sou gaan word onderskep en die normaalversnelling aangepas om die stukrag te induseer.

4.4.3 Stokkie- En Sweef-beheerder Implementasie

Asook Die Stuurbare Versnellingsvektor

Om die beheerwet wat in afdeling 4.4.1 verduidelik is te implementeer moet die mikpunt op die trajek gevind word. Deur 'n punt inkrementeel op die trajek in die vorentoe rigting te beweeg kan die mikpunt gevind word, sodat die afstand van die vliegtuig se posisie \mathbf{P} na die mikpunt \mathbf{X} gelyk is aan L . Die volgende vergelyking toon die stappe wat uitgevoer word om die eenheidsvektor \mathbf{a}_n en die hoek η te bereken.

$$\mathbf{L} = \mathbf{X} - \mathbf{P} \quad (4.4.8)$$

$$\mathbf{o} = \mathbf{L} \times \mathbf{V} \quad (4.4.9)$$

$$\mathbf{n} = \mathbf{V} \times \mathbf{o} \quad (4.4.10)$$

$$\mathbf{a}_n = \frac{\mathbf{n}}{\|\mathbf{n}\|} \quad (4.4.11)$$

$$\eta = \cos^{-1} \left(\frac{\mathbf{L} \cdot \mathbf{V}}{\|\mathbf{L}\| \|\mathbf{V}\|} \right) \quad (4.4.12)$$

Die versnellingsvektor wat benodig word is dus :

$$\mathbf{a}_s = \mathbf{a}_n 2 \frac{\|\mathbf{V}\|^2}{L} \sin \eta$$

Hierdie versnellings vektor neem nie in ag dat daar altyd 'n afwaartse krag van $1g$ op die vliegtuig uitgeoefen word as gevolg van gravitasie nie. Dus moet daar altyd $-\mathbf{g}$ versnelling by die verwysingsversnelling getel word, om gravitasie teen te werk, en dit dien dan as verwysing vir

die binnelus-beheerder.

$$\mathbf{a}_{\text{ref}} = \mathbf{a}_n - \mathbf{g} \quad (4.4.13)$$

Die binnelus-beheerder neem nie direk \mathbf{a}_{ref} as verwysing in nie, maar benodig soortlike normaalversnelling (*normal specific acceleration*) C_w en 'n rolhoek Φ . Dus moet \mathbf{a}_{ref} eers omgeskakel word, voordat dit vir die binnelus-beheerder gegee kan word.

$$C_{w_{\text{ref}}} = \|\mathbf{a}_{\text{ref}}\|$$

$$\Phi_{\text{ref}} = \text{sgn}\left((\mathbf{u} \times \mathbf{a}_{\text{ref}}) \cdot \mathbf{V}\right) \cos^{-1}\left(\mathbf{u} \cdot \mathbf{a}_{\text{ref}}\right)$$

met \mathbf{u} 'n eenheidsvektor :

$$\mathbf{u} = \begin{bmatrix} \sin \Theta \cos \Psi \\ \sin \Theta \sin \Psi \\ \cos \Theta \end{bmatrix}$$

Wanneer die sweef-beheerder aktief is word die $-\mathbf{1g}$ in vergelyking 4.4.13 vervang met die normaalversnelling in afdeling 4.4.2 bereken:

$$\mathbf{a}_{\text{ref}} = \mathbf{a}_n - \sqrt{(gm)^2 - T_{\text{ref}}^2}$$

waar T_{ref} die verlangde stukrag van die lugspoed-beheerder is.

4.5 Binnelus-beheerder

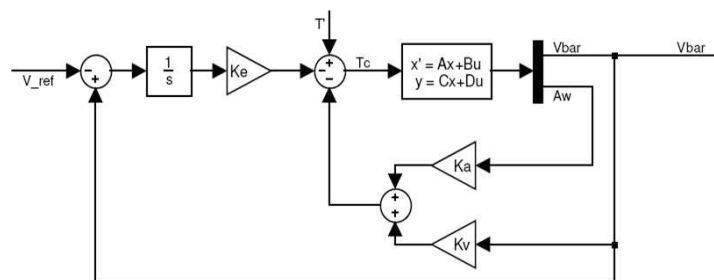
Die binnelus-beheerder bestaan uit vier ontkoppelde beheerders. Hierdie beheerders is geïmplementeer deur Ruan de Hart, vir 'n volledige beskrywing sien [5].

- Lugspoed-beheerder - Hierdie beheerder reguleer die lugspoed van die vliegtuig na 'n verwysingslugspoed deur die stukrag wat deur die lugsroef veroorsaak word te reguleer.

- Laterale versnelling-beheerder - Deur die rigtingroer te aktueer kan die laterale versnelling beheer word.
- Rolhoek-beheerder - Hierdie beheerder rol die vliegtuig na 'n verwysings hoek deur die rolroere te aktueer.
- Soortlike normaal versnelling - Hierdie is die hoof versnelling wat gebruik word om die vliegtuig te stuur, dit word geïnduseer deur die aanvalshoek van die vlerke te verhoog wat die stygkrag van die vlerk vermeerder. Die aanvalshoek word verander deur die hoogteroer te aktueer.

'n Opsomming van die beheerders word hier gegee, die volledige ontwerp word in [5] gegee.

4.5.1 Lugspoed-beheerder



Figuur 4.9: Lugspoed-beheerder

Figuur 4.9 is 'n blokdiagram voorstelling van die lugspoed-beheerder. Die beheerwet word beskryf deur hierdie vergelyking:

$$T_c = -K_A A_W - K_V \bar{V} - K_E E_V + T'$$

met

$$K_A = m(\tau_T k_1 - 1)$$

$$K_V = m\tau_T k_2$$

$$K_E = m\tau_T k_3$$

$$T' = m\tau_T g k_1 \sin(\theta_W) + m\tau_T g \cos(\theta_W) \dot{\theta}_W$$

Die geslotelus gedrag word deur drie pole bepaal en opgesom in hierdie vergelyking:

$$G(s)_{GL} = s^3 + (2\zeta_v \omega_v + \omega_a) s^2 + (\omega_v^2 + 2\zeta_v \omega_v \omega_a) s + (\omega_v^2 \omega_a)$$

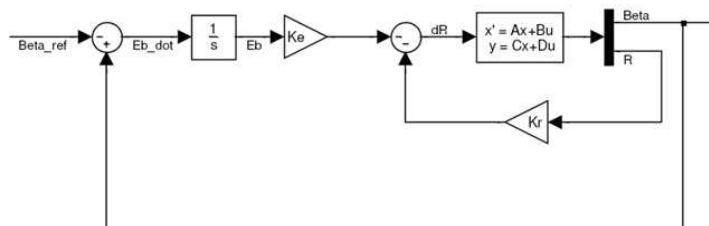
waar ζ_v en ω_v die demping en frekwensie van die komplekse pool-paar is en ω_a die frekwensie van die reële pool. Die aanwinstes $k_{1...3}$ kan soos volg bereken word:

$$k_1 = 2\zeta_v \omega_v + \omega_a$$

$$k_2 = \omega_v^2 + 2\zeta_v \omega_v \omega_a$$

$$k_3 = \omega_v^2 \omega_a$$

4.5.2 Lateraleversnellings-beheerder



Figuur 4.10: Lateraleversnellings-beheerder

Figuur 4.10 is 'n blokdiagram voorstelling van die lateraleversnellings-

beheerder. Die beheerwet word beskryf deur hierdie vergelyking:

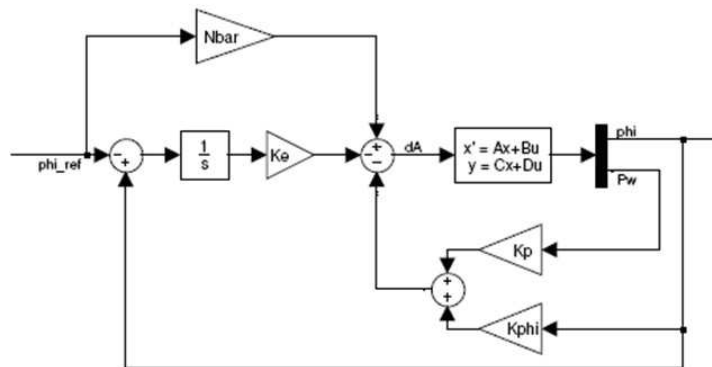
$$\delta_R = -K_R R - K_E E_B$$

met

$$\begin{aligned} \dot{E}_B &= B_W - B_{WR} \\ K_R &= \frac{I_{ZZ}}{N_{\delta_R}} \left[\frac{Y_\beta}{m\bar{V}} + \frac{N_R}{I_{ZZ}} + 2\zeta\omega_n \right] \\ K_E &= \frac{\alpha_0}{K_{SS}} \end{aligned}$$

Slegs die demping van die giertempo en die frekwensie van die integreerder pool kan verstel word. ζ is die demping van die giertempo en α_0 is die frekwensie van die integreerder.

4.5.3 Rolhoek-beheerder



Figuur 4.11: Rolhoek-beheerder

Figuur 4.11 is 'n blokdiagram voorstelling van die rolhoek-beheerder. Die beheerwet word beskryf deur hierdie vergelyking:

$$\delta_A = -K_P P_W - K_\phi \phi - K_E E_\phi + \bar{N} \phi_R$$

met

$$\begin{aligned} \dot{E}_\phi &= \phi - \phi_{ref} \\ P_W &= \dot{\phi} \end{aligned}$$

Gegee die verlangde geslotelus vergelyking,

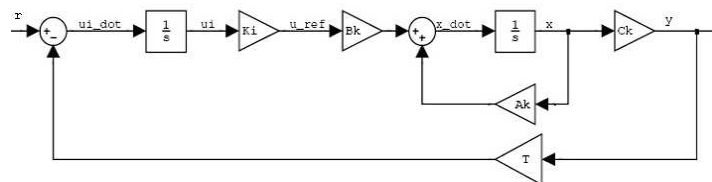
$$G(s)_{GL} = s^3 + \alpha_2 s^2 + \alpha_1 s + \alpha_0$$

dan kan die beheer aanwinste soos volg bereken word:

$$\begin{aligned} K_P &= \frac{\alpha_2 + \left[\frac{\bar{q} S b^2 C_{lp}}{2 \bar{V} I_{xx}} \right]}{\left[\frac{\bar{q} S b C_{lp}}{I_{xx}} \right]} \\ K_\phi &= \frac{\alpha_1}{\left[\frac{\bar{q} S b C_{lp}}{I_{xx}} \right]} \\ K_E &= \frac{\alpha_0}{\left[\frac{\bar{q} S b C_{lp}}{I_{xx}} \right]} \\ \bar{N} &= \frac{K_E}{\omega_{\bar{N}}} \end{aligned} \tag{4.5.1}$$

4.5.4 Soortlike Normalversnelling-beheerder

Vir die soortlike normaalversnelling is verskillende beheertegniese praktiese getoets en voltoestand terugvoer beheer het die beste resultaat gelewer. Figuur 4.12 is 'n blokdiagram voorstelling van 'n aanleg wat met voltoe-



Figuur 4.12: Soortlike Normalversnelling-beheerder

stand terugvoer beheer en 'n ekstra integreerder. Die geslote lus stelsel

word beskryf deur:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{X}} \\ \dot{u}_I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{B}K_I \\ -\mathbf{C} & -K_I \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ 1 \end{bmatrix} r$$

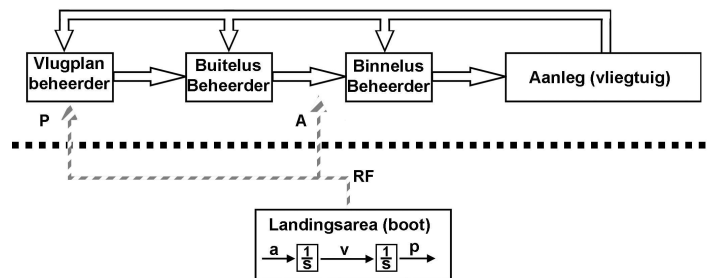
Die aanwinste word bereken deur die standaard pool-plasings tegnieke te gebruik. Sien die bylae vir meer inligting.

4.5.5 Vorentoe-voer Van Bewegende Landingsarea

Indien die outonome landing toegepas wil word vir landings op bewegende landingsareas, soos die helikopter-landingsblad op 'n boot, kan die beweging van die landingsarea ook toegevoeg word tot die beheerlus.

Deur die versnelling van die landingsarea as 'n vorentoevoer tot die beheerlus te voeg word die vliegtuig se snelheid en posisie aangepas soos die landingsarea beweeg. Hierdie vorentoe-voer verbeter volging in die sin dat daar nie eers 'n posisie fout waargeneem hoef te word voor die vliegtuig daarop reageer nie.

In figuur 4.13 word die vliegtuig-beheerstelsel en 'n model van die



Figuur 4.13: Vorentoevoer Beheer

landingsarea se beweging getoon. die swart stippellyn toon die skeiding tussen die twee. Deur middel van 'n radioverbinding kan die beweging van die landingsarea na die vliegtuig gestuur word (grys stippellyn gemerk RF). Die posisie \mathbf{P} van die landingsarea word gebruik om die eindnaderingstrajek aan te pas sodat die op die regte plek eindig.

Die versnelling van die landingsarea A word vorentoegevoer en bygetel by die verwysingsversnelling wat aan die binnelus-beheerder gestuur word.

Die bewegende landingsarea is nie geïmplementeer nie, maar die ontwerp argitektuur maak voorsiening vir toekomstige integrasie.

4.6 Opsomming

In hierdie hoofstuk is die beheerstelsel wat die vliegtuig beheer behandel. Die navigasie-beheerder is oorhoofs in beheer van die hele landingsproses en bepaal watter been wanneer gevlieg gaan word en watter beheerder aktief moet wees. Elke been se trajek word na die buitelus-beheerder gestuur wat die versnelling wat benodig word om op die trajek te bly uitwerk. Die binnelus-beheerder se ontwerp is kortliks getoon asook hoe die aanwinste bereken kan word. Die prestasie van die beheerstelsel word in hoofstukke 8 en 9 gegee.

Hoofstuk 5

Optiese Posisie En Oriëntasie Bepaling

In hierdie hoofstuk word daar beskryf hoe die kamera gebruik word om die posisie en oriëntasie van die vliegtuig gedurende die eindnaderingsfase te bepaal.

Die hoofstuk begin met 'n paar definisies en daarna word verduidelik hoe 'n gaatjiekamera werk. Die volgende afdeling verduidelik hoe die kamera se posisie en oriëntasie ten opsigte van 'n bekende voorwerp vanaf 'n foto bereken kan word. 'n Vorige implementasie word behandel en daarna die nuwe metode wat ontwikkel is. Die hoofstuk eindig met resultate van 'n simulasie van die posisie en oriëntasie sensor.

5.1 Kamera Model

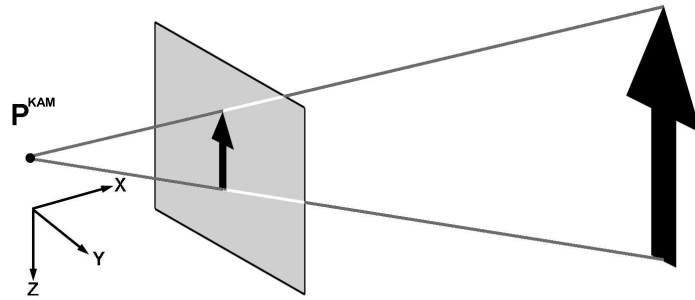
In hierdie afdeling word die assestelsels wat benodig word om 'n model van die kamera op te stel gedefinieer en daarna word die model beskryf.

5.1.1 Assesstelsels

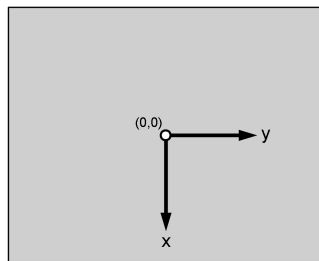
In figuur 5.1 is punt P^{KAM} die brandpunt van die kamera - benaderd die middelpunt van die fisiese kamera eenheid. 'n Assesstelsel soortge-

lyk aan die vliegtuig-assestelsel met sy oorsprong by punt \mathbf{P}^{KAM} word gedefinieer. Die X_{KAM} -as is loodreg op die beeldsensor oppervlak met die Z_{KAM} -as ondertoe, sien figuur 5.1.

In figuur 5.2 word 'n tweedimensionele assestelsel op die beeldvlak



Figuur 5.1: Gaatjiekamera Model



Figuur 5.2: Bleed-assestelsel

gedefinieer. Die oorsprong van hierdie assestelsel is waar die X_{KAM} -as deur die beeldvlak sny. Die twee asse word identifiseer deur x_{KAM} en y_{KAM} . Die twee grys areas op figuur 5.1 en 5.2 is die beeldvlak.

5.1.2 Gaatjiekamera

'n Kamera neem drie-dimensionele punte en projekteer dit op 'n tweedimensionele beeldvlak. In figuur 5.1 is die groot swart pyl die voorwerp wat afgeneem word en die klein swart pyltjie is die projeksie op die beeldvlak (foto). Die projeksie word deur die volgende twee verge-

lykings beskryf:

$$x_{kam} = \left(\frac{Z_{KAM}}{X_{KAM}} \right), \quad y_{kam} = \left(\frac{Y_{KAM}}{X_{KAM}} \right), \quad (5.1.1)$$

waar x_{kam} en y_{kam} die koördinate in die beeldvlak is en X_{KAM} , Y_{KAM} en Z_{KAM} die koördinate in die kamera-assesestelsel.

Indien 'n voorwerp se posisie slegs bekend is in aard-asse moet dit eers getransformeer word na die kamera-assesestelsel. Die transformasie word deur hierdie formule beskryf:

$$\mathbf{A}_{KAM} = \mathbf{DCM}_{I \rightarrow KAM} \left[\mathbf{A}_{NED} - \mathbf{P}_{NED}^{KAM} \right] \quad (5.1.2)$$

waar \mathbf{A}_{NED} die posisie van die voorwerp in aard-asse is, \mathbf{P}_{NED}^{KAM} die posisie van die kamera se oorsprong in aard-asse en $\mathbf{DCM}_{I \rightarrow KAM}$ transformasiematriks van aard-asse na kamera-asse.

Wanneer die transformasie en projeksie saam gevoeg word kan 'n punt (die voorwerp) \mathbf{A}_{NED} in aard-ruimte na 'n punt \mathbf{p}_{kam} in die beeldvlak geprojekteer word met hierdie vergelyking:

$$\begin{aligned} \mathbf{p}_{kam} &= \begin{bmatrix} p_x \\ p_y \end{bmatrix} \\ &= \begin{bmatrix} \frac{[\mathbf{dcm}_{I \rightarrow Z_{KAM}}]^T [\mathbf{A}_{NED} - \mathbf{P}_{NED}^{KAM}]}{[\mathbf{dcm}_{I \rightarrow X_{KAM}}]^T [\mathbf{A}_{NED} - \mathbf{P}_{NED}^{KAM}]} \\ \frac{[\mathbf{dcm}_{I \rightarrow Y_{KAM}}]^T [\mathbf{A}_{NED} - \mathbf{P}_{NED}^{KAM}]}{[\mathbf{dcm}_{I \rightarrow X_{KAM}}]^T [\mathbf{A}_{NED} - \mathbf{P}_{NED}^{KAM}]} \end{bmatrix} \\ &= f(\mathbf{x}^{KAM}, \mathbf{A}_{NED}) \end{aligned} \quad (5.1.3)$$

met

$$\mathbf{x}^{KAM} = \left[\Phi^{KAM} \quad \Theta^{KAM} \quad \Psi^{KAM} \quad \mathbf{P}_N^{KAM} \quad \mathbf{P}_E^{KAM} \quad \mathbf{P}_D^{KAM} \right]^T$$

en

$$\begin{bmatrix} \mathbf{dcm}_{I \rightarrow X_{KAM}}^T \\ \mathbf{dcm}_{I \rightarrow Y_{KAM}}^T \\ \mathbf{dcm}_{I \rightarrow Z_{KAM}}^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{DCM}_{I \rightarrow KAM} \end{bmatrix}$$

Vergelyking 5.1.3 neem punte in aard-asse en verander dit na punte op die beeldvlak en staan bekend as die gaatjiekamera model. Indien die loodregte afstand tussen die beeldvlak en die brandpunt eenheid ($1m$) is, soos die geval in bogenoemde model is, word daar ook verwys na hierdie model as 'n eenheidskameramodel.

5.2 Inverse Kameramodel

Indien daar statiese punte (merkers) in aard-asse is, waarvan die posisies bekend is $[\mathbf{A}_{NED}^1 \dots \mathbf{A}_{NED}^n]$, en daar word 'n foto geneem van hierdie merkers, sou die uittree op die beeldvlak deur vergelyking 5.1.3 gegee word as:

$$[\mathbf{p}_{kam}^1 \dots \mathbf{p}_{kam}^n] = f(\mathbf{x}^{KAM}, [\mathbf{A}_{NED}^1 \dots \mathbf{A}_{NED}^n]) \quad (5.2.1)$$

Gestel vergelyking 5.2.1 kon herskryf word sodat \mathbf{x}^{KAM} die uittree is:

$$\mathbf{x}^{KAM} = f^{-1}([\mathbf{p}_{kam}^1 \dots \mathbf{p}_{kam}^n], [\mathbf{A}_{NED}^1 \dots \mathbf{A}_{NED}^n]) \quad (5.2.2)$$

Deur merkers met bekende posisies in aard-ruimte af te neem en hulle koördinate op die foto (beeldvlak) te gebruik, kan die posisie en oriëntasie van die kamera in aard-ruimte bepaal word met vergelyking 5.2.2. Indien die kamera aan boord die vliegtuig is, kan die vliegtuig se posisie en oriëntasie so bepaal word.

Helaas bestaan daar geen analitiese inverse funksie vir vergelyking 5.2.1 nie!

5.2.1 Vorige Implementasie

In [10] word 'n uitgebreide Kalman filter gebruik om die inverse funksie van vergelyking 5.2.1 te benader.

Die filter se toestandsvektor is $\bar{\mathbf{x}}^{\text{KAM}}$ en vergelyking 5.2.1 word gelineariseer rondom hierdie toestand. $\bar{\mathbf{x}}^{\text{KAM}}$ is die beste benadering beskikbaar van die posisie en oriëntasie van waar die kamera was op die tydstip wat die foto geneem is. Die inverse van die gelineariseerde vergelyking word dan gebruik om die innovasie aanwinst \mathbf{L}^{KAM} te bereken. Die volgende vergelyking toon die innovasie stap:

$$\tilde{\mathbf{x}}^{\text{KAM}} = \bar{\mathbf{x}}^{\text{KAM}} + \mathbf{L}^{\text{KAM}} \left[\begin{array}{c} \mathbf{p}_{kam}^1 \\ \vdots \\ \mathbf{p}_{kam}^n \end{array} \right] - \left[\begin{array}{c} \hat{\mathbf{p}}_{kam}^1 \\ \vdots \\ \hat{\mathbf{p}}_{kam}^n \end{array} \right] \quad (5.2.3)$$

waar $\mathbf{p}_{kam}^{1\dots n}$ die koördinate van die merkers op die foto is en $\hat{\mathbf{p}}_{kam}^{1\dots n}$ die voorspelde waardes is (geprojekteer met $\bar{\mathbf{x}}^{\text{KAM}}$ in vergelyking 5.2.1).

Die stelsel toon bevredigende resultate na 'n paar innovasie stappe met ses of meer merkers, gegee dat die merkers nie in dieselfde vlak is nie [10]. Die akkuraatheid versleg dramaties wanneer minder as ses merkers gebruik word.

5.3 'n Nuwe Metode

As gevolg van die relatiewe lae akkuraatheid en groot aantal merkers wat deur die vorige metode benodig word, word 'n beter metode verlang. Met die wete dat die menslike verstand die posisie van slegs vier merkers kan bepaal soos in figuur 5.3 geïllustreer, is 'n ander metode nagevors.

Indien 'n rowwe benadering van die kamera se posisie en oriëntasie beskikbaar is, kan 'n soek-algoritme gebruik word om te bepaal watter $\bar{\mathbf{x}}^{\text{KAM}}$ vergelyking 5.2.1 die beste bevredig.



Figuur 5.3: Merkers Plasing Op Landingstrook

5.3.1 Kleinste Kwadrate Kostefunksie

Nie-lineêre soek-algoritmes word algemeen geïmplementeer deur gebruik te maak van 'n kostefunksie. Die som van die kleinste kwadrate is 'n gerieflike metode om 'n kostefunksie te definieer, omdat daar menigte standaard minimerings metodes bestaan daarvoor [9]. Die kostefunksie word soos volg gedefinieer:

$$J = \sum_{n=1}^i \left(p_x^n - \hat{p}_x^n \right)^2 + \left(p_y^n - \hat{p}_y^n \right)^2 \quad (5.3.1)$$

waar p_x^n en p_y^n die koördinate van die merkers op die foto is, en \hat{p}_x^n en \hat{p}_y^n die projeksie van die merkers is deur van vergelyking 5.2.1 en \bar{x}^{KAM} gebruik te maak. Deur \bar{x}^{KAM} iteratief aan te pas kan die kostefunksie 5.3.1 minimeer word.

Die soek-algoritme soek dus vir die \bar{x}^{KAM} wat verseker dat die punte op die kameramodel se beeldvlak en die merkers op die foto die naaste aan mekaar is.

5.3.2 Levenberg-Marquardt Metode

In [9] word verskillende minimeringsmetodes ondersoek. Alhoewel die metode ontwikkel deur M.J.D Powell, bekend as die *Dog Leg* metode, algemeen beskou word as die beste minimeeringsmetode tot op hede, het die Levenberg-Marquardt metode marginaal beter resultate in simulasies getoon.

Die Lev-Mar metode, soos dit bekend staan, is 'n modifikasie van die Gauss-Newton metode. Die metode maak gebruik van 'n dempingsfak-

tor om lineêre stappe te neem wanneer die toestand ver van die minimum is, en kwadratiese stappe te neem soos die minimum bereik word.

Die Lev-Mar algoritme word kortliks in bylaag B beskryf, maar vir 'n volledige verduideliking sien [9].

5.4 Simulasie

'n Simulasie is in MATLAB opgestel waarin die prestasie van die (sensor) algoritme onder verskillende omstandighede en beperkings ondersoek is. Indien die simulasie sonder enige vorm van ruis opgestel word, minimeer die algoritme na die perfekte toestandsvektor. Deur die aantal merkers te beperk, die koördinate van die merkers op die foto te kwantifiseer soos wat beeldstippels op 'n digitale foto dit sou doen en die iterasies te beperk, is 'n realistiese simulasie opgestel.

5.4.1 Praktiese Beperkings

Indien die vergelyking wat opgelos moet word lineêr was, sou 'n minimum van drie merkers benodig word om die toestand vektor \bar{x}^{KAM} te bepaal. Elk van die drie merkers word beskryf deur twee vergelykings, een vir p_x en een vir p_y wat dus optel na ses vergelykings om die ses onbekendes op te los. Van wee die nie-lineêre aard van die funksie is vier merkers gekies. Dit verseker steeds nie 'n unieke oplossing nie, maar help om die lokale minima van die kostefunksie verder uit mekaar te skuif.

Indien die gesigsveld van die lens bekend is, asook die aantal beeldstippels waaruit die foto bestaan, kan die grootte van die kwantifiserings-trappe bepaal word. Omdat 'n digitale foto uit beeldstippels bestaan, en 'n merker se koördinaate dus slegs diskreet beskikbaar is as 'n beeldstippel posisie moet die koördinate van die merkers gekwantifiseer word.

Die volgende formule benader die kwantifiseringstrap:

$$Q_{stippel} = \tan\left(\frac{\theta_{lens_{hor}}}{2}\right) / \text{Beeldstippels}_{hor}$$

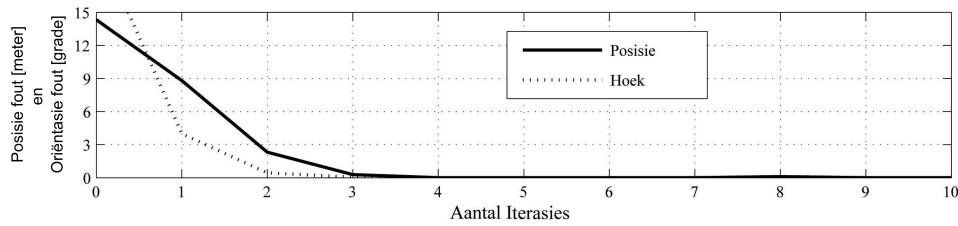
Aangesien 'n vliegtuig sy aanvalshoek en glyhoek gebruik om aërodinamiese kragte te veroorsaak, moes 'n baie wye-hoek lens gebruik word om te verseker dat die merkers steeds in die gesigsveld is, selfs al verander die oriëntasie van die vliegtuig gedurende die eindnaderings-fase. 'n Lenshoek van ongeveer 60° is gekies.

Die algoritme gebruik in essensie die afstand tussen die merkers op die beeldvlak om die posisie te bepaal, dus is dit beter om die merkers so ver as moontlik uit mekaar te kry op die foto. Die verhouding van die kwantifiserings fout teenoor die afstand tussen merkers verbeter hoe verder die merkers uit mekaar is. Omdat die projek ten doel het om op 'n helikopter-landingsblad te land, wat tipies nie groter as $10m \times 10m$ is nie, is die merkers in 'n vierkant op die grond met sylengtes van $10m$ geplaas.

Indien die vliegtuig met 'n glyhoek van 10° op die merkers afpyl, sal die naaste merker buite die gesigsveld verdwyn wanneer die kamera nader as ongeveer $19m$ vanaf die middelpunt is. Gestel die vliegtuig land in die middel van die merkers, dus sal die sensor nie lesings kan voorsien vir die laaste ongeveer $20m$ van die eindnadering nie.

5.4.2 Resultate

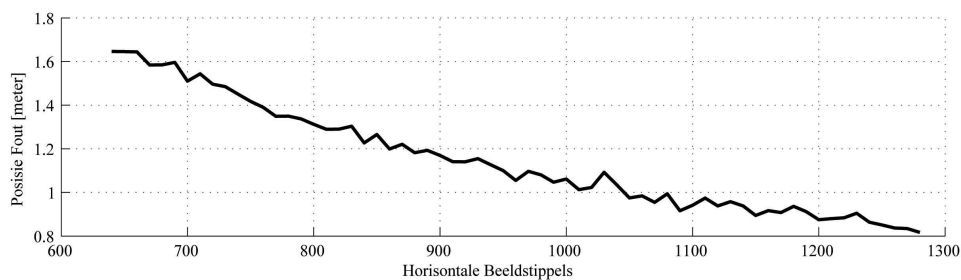
In figuur 5.4 word daar geen ruis by die koördinate van die merkers in die beeldvlak getel nie. Hierdie simulatie is op 'n afstand van $100m$ op 'n 10° eindnaderingshelling met 'n tipiese oriëntasie opgestel. Die grafiek toon die gemiddelde verbetering van posisie en oriëntasie na elke iterasie van die soek algoritme. Ruis met variansie van $10m$ vir posisie en 15° vir oriëntasie is gebruik as 'n begin toestand. Dit is duidelik dat die toestandsvektor baie naby aan die lokale minima is binne vyf iterasies. Die



Figuur 5.4: Aantal Iterasies Benodig

toetsvoorwaardes vir die soek algoritme is sodanig gekies dat die algoritme selde meer as tien iterasies sal uitvoer en gestaak sal word indien 20 iterasies oorskry word.

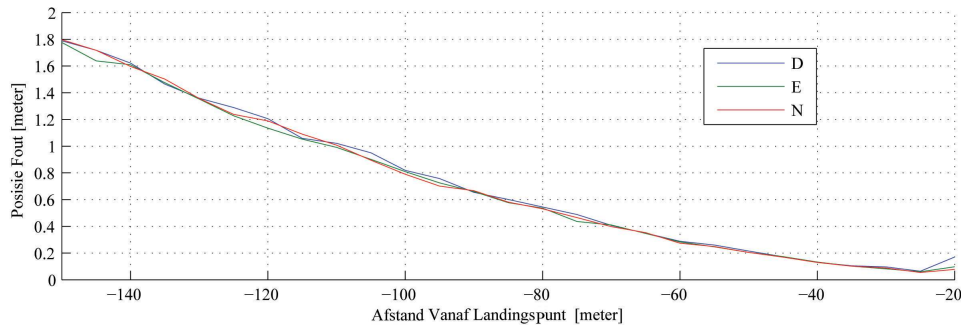
Die koördinate van die merkers in die beeldvlak is gekwantifiseer en



Figuur 5.5: Verband Tussen Posisie Akkuraatheid en Horisontale Beeldstippels

ruis met 'n variansie van een beeldstippel is bygevoeg. In figuur 5.5 is dieselfde toetskondisies gebruik as wat in figuur 5.4 gebruik is. Die grafiek wys dat, indien 'n posisie akkuraatheid van ongeveer $1m$ op 'n afstand van $100m$ verlang word, die kamera ten minste 1000 beeldstippels op die horisontale-as moet hê.

Figuur 5.6 toon die posisie akkuraatheid van die sensor soos wat die merkers genader word. Soos wat die merkers verder uit mekaar beweeg verminder die effek van kwantifiseringsruis en verbeter die posisie en oriëntasie waarneming. Die oriëntasie akkuraatheid word nie getoon nie, maar is binne 0.5° akkuraat, $100m$ vanaf die merkers, en verbeter na 0.1° akkuraat by $20m$. Die simulatie is opgestel met 'n 1280×1024 beeldstippel foto en 'n lens met 'n horisontale gesigsveld van 64.2° , wat



Figuur 5.6: Verband Tussen Posisie Akkuraatheid en Afstand Vanaf Merkers

ooreenstem met die kamera wat in hoofstuk 7 ontwerp word.

Die uitleg van die merkers is in 'n reeks simulaties telkens gewysig. Geen verbetering is verkry deur een of meer van die merkers bo grondvlak te verhoog nie. Die gevolgtrekking is dat merkers so ver as moontlik van mekaar geplaas moet word op enige gerieflike posisie.

5.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk is die kameramodel uiteengesit, wat gelei het tot die inverse kameramodel wat gebruik kan word om posisie en oriëntasie van die vliegtuig vanaf 'n foto te bepaal.

Deur 'n benaderde posisie en oriëntasie van die vliegtuig te gebruik, kan 'n soek algoritme gebruik word om onderstaande kostefunksie te minimeer

$$J = \sum_{n=1}^i \left(p_x^n - \hat{p}_x^n \right)^2 + \left(p_y^n - \hat{p}_y^n \right)^2$$

waar p_x^n en p_y^n die koördinate van die merkers op die foto is, en \hat{p}_x^n en \hat{p}_y^n die projeksie van die merkers deur hierdie vergelyking:

$$\left[\mathbf{p}_{kam}^1 \cdots \mathbf{p}_{kam}^n \right] = f \left(\mathbf{x}^{KAM}, \left[\mathbf{A}_{NED}^1 \cdots \mathbf{A}_{NED}^n \right] \right)$$

Die simulatie resultate toon sub meter posisie akkuraatheid en oriëntasie akkuraatheid beter as 0.5° vanaf die laaste $100m$ van die eindnaderingsfase.

Hoofstuk 6

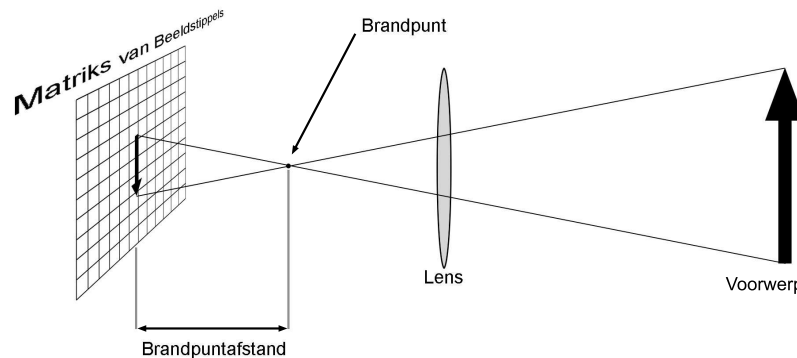
Beeldverwerking

In hierdie hoofstuk word die proses van foto neem tot posisie en oriëntasie bepaal met die Lev-Mar algoritme behandel.

Die hoofstuk begin met omskakeling van 'n beeldstippel se posisie na 'n eenheidskameramodel koördinaat, asook die hantering van balie-distorsie. In afdeling 6.2 word die identifikasie van merkers en die voordeel van *area van belang* (AVB) verduidelik. Afdeling 6.4 toon die beheer-vloei vanaf die opdrag om 'n foto te neem tot waar die posisie- en oriëntasiemeting beskikbaar is vir die waarnemer om te gebruik.

6.1 Digitale kamera Na Gaatjekamera

In hoofstuk 5 is getoon hoe die koördinate van merkers op 'n foto wat afgeneem is gebruik kan word om posisie en oriëntasie te bepaal. Die kostefunksie, vergelyking 5.3.1, moet geminimeer word om posisie en oriëntasie te bepaal, waar p_x^n en p_y^n die koördinate van die merkers op die foto is, soos gesien deur 'n eenheidskamera - 'n kamera met die beeldvlak eendheidslengte vanaf die brandpunt. Die beeldstippels koördinaat van 'n merker op 'n digitale beeld moet dus eers geskaleer word alvorens dit gebruik kan word.



Figuur 6.1: Illustrasie Van Brandpunt En Beeldstippel Matriks

6.1.1 Beeldstippel Na Koördinaat

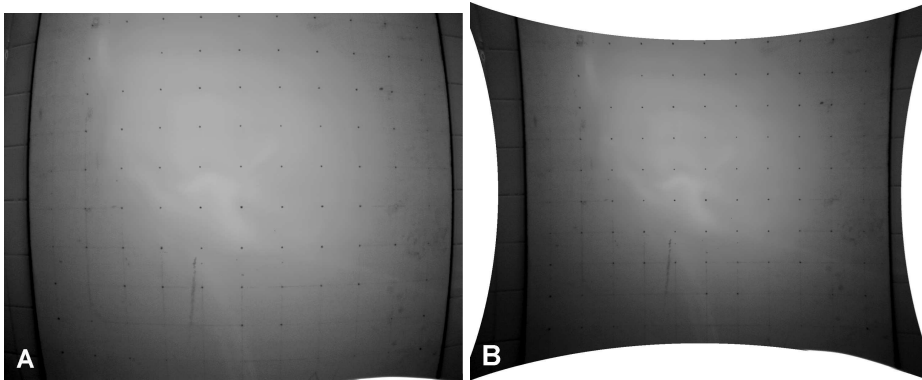
In figuur 6.1 word die skalering van voorwerp na beeldstippel getoon. Die volgende formule transformeer 'n beeldstippel koördinaat na 'n eenheidskameramodel koördinaat.

$$\begin{bmatrix} p_x^n \\ p_y^n \end{bmatrix} = \left(\frac{b_{grootte}}{b_{afstand}} \right) \begin{bmatrix} \tilde{p}_x^n - pp_x \\ \tilde{p}_y^n - pp_y \end{bmatrix} \quad (6.1.1)$$

waar p_x^n en p_y^n die eenheidskamera koördinaat en \tilde{p}_x^n en \tilde{p}_y^n die beeldstippel koördinate is. $b_{grootte}$ is die sylengte van die vierkantige fotosensitiewe beeldelement, tipies 'n paar μm , en $b_{afstand}$ is die brandpuntafstand van die lens. Die optiese middelpunt (*principal point*) van die foto is die koördinaat van die beeldstippel wat loodreg met die optiese-as van die lens is. Indien die lens en beeldsensor perfek monter is sal dit die middelste beeldstippel op die foto wees. Weens monteringsfoute word hierdie punt bereken gedurende kamera kalibrasie. Die metode word in die volgende afdeling beskryf.

6.1.2 Balie-distorsie

As gevolg van die nie-lineêre buiging van lig deur 'n lens by verskillende invalshoeke, word die beeld vervorm. Hierdie vervorming staan bekend as balie-distorsie. In figuur 6.2 word die verskynsel van balie-distorsie il-



Figuur 6.2: Balie-distorsie en Balie-distorsie Korreksie

lustreer. Beeld **A** is 'n foto van 'n matriks van kolletjies wat almal presies 10cm uit mekaar gespaseer is. Let op hoe die reguit lyne op die rante van die foto nou 'n boog vorm. Beeld **B** wys hoe die foto sou lyk indien daar geen balie-distorsie was nie.

In [7] word hierdie formule as 'n benadering gegee vir die effek van balie-distorsie:

$$\hat{\mathbf{p}}_{xy} = \mathbf{p}_{xy}^{pp} + \left[\mathbf{p}_{xy} - \mathbf{p}_{xy}^{pp} \right] (1 + k_1 r + k_2 r^2 + k_3 r^3 + \dots) \quad (6.1.2)$$

waar r die afstand tussen die optiese middelpunt \mathbf{p}_{xy}^{pp} en die beeldstip-pel van belang \mathbf{p}_{xy} is. 'n Kalibrasie-opstelling wat deur Dewald Mienie [11] ontwerp is, is gebruik om die kamera te kalibreer. Die opstelling gebruik 'n blad met 'n matriks van 100 kolletjies wat presies 10cm uitmekaar gemerk is. Die kamera word baie akkuraat ten opsigte van die matriks posisioneer en 'n foto van die matriks word geneem. Die kolletjies se koördinate word dan identifiseer en 'n minimerings metode gebruik om die volgende parameters uit te werk:

$$\begin{bmatrix} p_x^{pp} \\ p_y^{pp} \\ b_{afstand} \\ k_2 \\ k_4 \end{bmatrix}$$

In [7] word getoon dat slegs die ewemagte van k 'n beduidende bydrae tot balie-distorsie maak. Die oneindige reeks wat in vergelyking 6.1.2 word soos volg benader:

$$(1 + k_1r + k_2r^2 + k_3r^3 + \dots) \approx 1 + r^2k_2 + r^4k_4 \quad (6.1.3)$$

Vir 'n volledige verduideliking van die opstelling en algoritme, sien [11].

Die korreksie van balie-distorsie is 'n duur operasie met betrekking tot verwerkings tyd en benodig genoeg geheue om 'n kopie van die foto te stoor indien die hele foto gekorrigeer word. In plaas daarvan om die hele foto te korrigeer, word slegs die koördinaate van die merkers wat gevind is deur vergelyking 6.1.2 aangepas.

6.2 Merkers

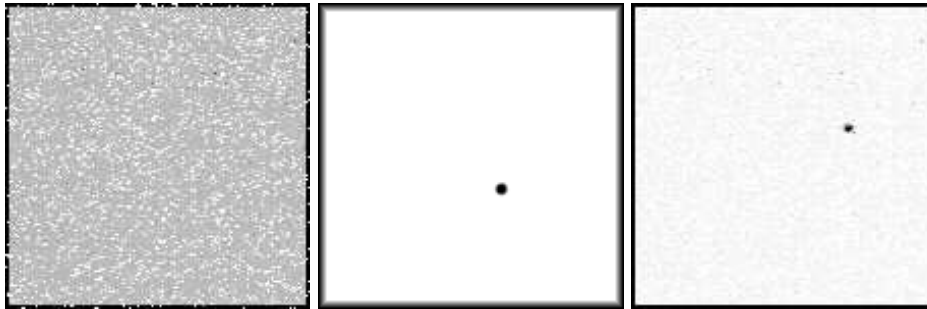
Hierdie afdeling verduidelik hoe 'n merker identifiseer kan word en hoe die koördinaat van die merker bepaal word.

Vir hierdie projek is infrarooi ligte gebruik vir merkers, tesame met 'n banddeurlaat-interferensie-filter; die motivering van die ontwerpkeuse word in hoofstuk 7 behandel. Die kamera se uittree is 'n grysskaal foto wat oorwegend swart is met wit kolle waar die ligte (merkers) is.

6.2.1 Sluiterspoed, Drempelwaarde En Kol Grootte

'n Grysskaal digitale foto is 'n matriks van grepe waar swart aangedui word deur die getal nul en die intensiteit lineêr toeneem tot by wit, wat aangedui word deur die getal 255.

Om die merkers te identifiseer is 'n paar toetse gedoen waar 'n infrarooilig op verskillende afstande afgeneem is en die kamera se sluiterspoed en analoog aanwinstelkens gewysig is. Figuur 6.3 is drie voorbeelde van die tipiese beelde wat verkry word van die merkers en die agtergrond ruis. (Die foto's is geïnverteer om duideliker te vertoon)

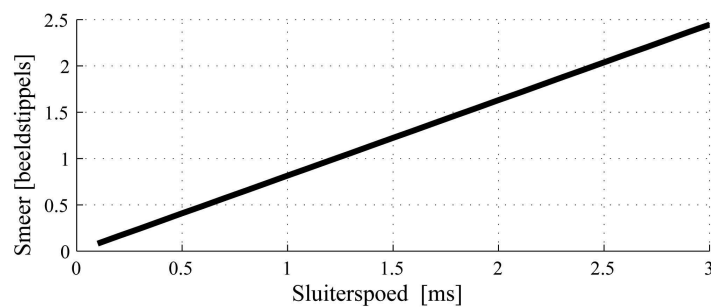


Figuur 6.3: Foto's Van Analoog Ruis En Infrarooi Merkers

Die eerste parameter wat vasgestel moet word is die sluiterspoed. 'n Stadiger sluiters laat meer lig in en verbeter die sein tot ruis verhouding van die kolle ten opsigte van die agtergrond, maar dit veroorsaak smeer. Smeer word veroorsaak indien die kamera ten opsigte van die merkers beweeg gedurende die integrasietyd. Die translasie tussen die kamera en die merkers het minimale smeer effek, maar rol-, gier- en heitempo het 'n groot effek.

'n Uiterste toestand berekening is gemaak om die smeer te bepaal. Indien die vliegtuig teen 'n tempo van $50^\circ/s$ om al drie vliegtuig-asse te roteer word die smeer, in beeldstippels, in figuur 6.4 getoon.

'n Ontwerpskeuse van $1.5ms$ vir die sluiterspoed is gemaak om smeer te



Figuur 6.4: Grafiek Van Smeer Ten Opsigte Van Sluiterspoed

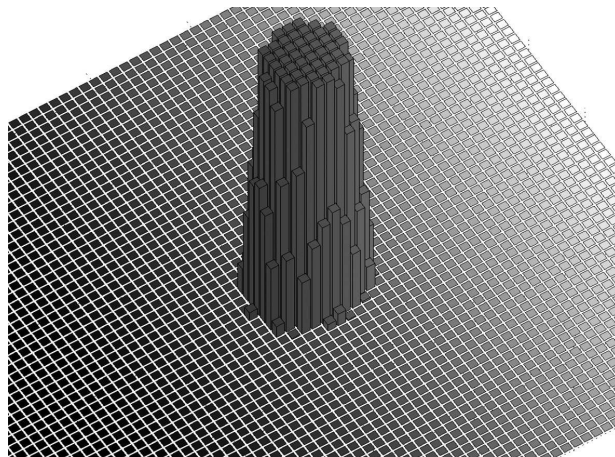
beperk tot ongeveer 1 beeldstippel.

Indien die analoog aanwys op 11 maal gestel word, is die merkers tot op 150 sigbaar. Opsoektabelle is opgestel vir die aanwys, drempelwaarde en die verwagte kol grootte met betrekking tot die verwagte afstand na die merkers.

6.2.2 Skandeer Algoritme

Die optiese algoritme benodig die koördinaat van die middelpunte van die kolle op die beeld wat die merkers voorstel. Die skandeer algoritme is verantwoordelik vir die bepaling van hierdie koördinate. Indien die beeldstippels wat die kol vorm se intensiteit voorgestel word as die massa van die beeldstippel, kan die kol se middelpunt bereken word op dieselfde manier as die massamiddelpunt van 'n voorwerp.

Figuur 6.5 illustreer hierdie beginsel deur 'n volume aan die intensiteit



Figuur 6.5: Intensiteit Van 'n Kol Uitgebeeld As Massa

te koppel, indien die voorwerp van uniforme digtheid is sal die massa eweredig wees aan die volume. Die diskrete integrasie wat die mas-

samiddelpunt se x en y koördinate bepaal word gegee deur:

$$I_x = \sum_{i=x_0}^l \sum_{j=y_0}^b p(i, j) \times i$$

$$I_y = \sum_{i=x_0}^l \sum_{j=y_0}^b p(i, j) \times j$$

$$M = \sum_{i=x_0}^l \sum_{j=y_0}^b p(i, j)$$

$$p_x = \frac{I_x}{M} \quad (6.2.1)$$

$$p_y = \frac{I_y}{M} \quad (6.2.2)$$

waar x_0 en l , en y_0 en b gebruik word om 'n reghoek wat die kol omsluit te definieer. Die intensiteit van die beeldstippel word gegee deur $p(i, j)$ met i en j die koördinaat van die betrokke beeldstippel. I_x en I_y gee die eerste-moment onderskeidelik in die x en y rigtings en M is die totale massa van die kol. Vergelykings 6.2.1 en 6.2.2 gee onderskeidelik die massamiddelpunt se x en y koördinate. Hierdie koördinate tesame met die grootte van die kolle wat gevind is word in 'n lys gestoor. Soos wat 'n kol se middelpunt bepaal word, word die kol uitgegee om te verhoed dat dit twee maal in die lys geplaas word.

Om 'n kol te vind en die reghoek wat die kol omsluit te bepaal word die hele beeld ry-vir-ry deursoek vir 'n beeldstippel intensiteit hoër as die drempelwaarde. Indien so 'n beeldstippel gevind word, word daar al om die rant van die kol beweeg totdat die eerste beeldstippel weer bereik word. Die uiterstes van hierdie sirkelrant word dan gebruik om die reghoek te definieer.

Deur die benaderde posisie van die kamera te gebruik word nie net die drempelwaarde van die verwagte kol bepaal nie, maar ook die sprong-grootte. Wanneer die beeld deursoek word vir 'n beeldstippel met waarde groter as die drempelwaarde, word nie elke ry en elke beeldstippel be-

soek nie. Slegs elke n -de ry en n -de beeldstippel in die ry word besoek, waar n die sprong grootte is. Die sprong-grootte word klein genoeg gekies, sodat dit nie moontlik is om 'n kol oor te slaan wanneer die beeld deursoek word nie.

6.2.3 Area Van Belang

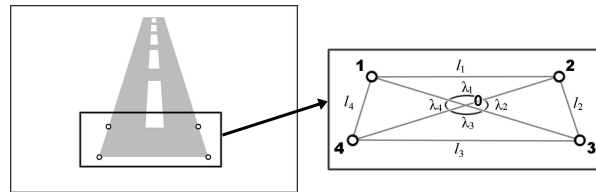
Wanneer die eerste foto geneem word gedurende die eindnaderingsbeen is die merkers waarskynlik ver van die kamera en dus baie klein. Die sprong-grootte is dan tipies een wat beteken dat elke ry en beeldstippel besoek moet word. Die skandeer algoritme word deur 'n mikroverwerker op die kameranodus uitgevoer en kan tot 1s neem om die hele foto deur te soek vir kolle. Om die skandeer algoritme te bespoedig, is die konsep van area's van belang (AVB) geïmplementeer.

Nadat die eerste foto wat geneem is gebruik is om die waarnemer se toestand op te dateer, kan daar 'n baie goeie skatting gemaak word van waar die kolle op die volgende foto gaan wees. Deur slegs 'n area rondom die verwagte koördinaat te deursoek word die aantal beeldstippels wat besoek word, van 1.3 miljoen, na slegs 90 duisend verminder. Wanneer die ABR die opdrag aan die kameranodus gee om 'n foto te neem, word die koördinate van die vier AVB's ook deurgegee, die skandeer algoritme deursoek dan slegs hierdie vier area's vir kolle en nie die hele foto nie.

6.2.4 Passer

Vir die Lev-Mar algoritme om te werk moet die merkers uniek geïdentifiseer word. Uniek identifiseer beteken: daar moet bepaal word watter een van die kolle wat gevind is, is die projeksie van merker \mathbf{A}^1 , sodat \mathbf{p}^1 gelyk gestel kan word aan die koördinaat van hierdie kol in die kostefunksie, 5.3.1. Nadat die skandeer algoritme 'n lys gemaak het van die koördinate van al die kolle wat gevind is, word die passer algoritme gebruik om die regte kolle te onderskei van ruis op die beeld en dan uniek te identifiseer.

Die passer algoritme gebruik die beskikbare kamera posisie en oriën-



Figuur 6.6: Virtuele Foto En Verwysingshoeke En -Lengtes

tasie, soos deur die waarnemer bereken, om 'n virtuele foto te skep van die merkers. Sien figuur 6.6.

Vanaf die virtuele foto word die relatiewe hoeke $\lambda_{1...4}$ en relatiewe afstande $l_{1...4}$ tussen die kolle bereken. Deur gebruik te maak van 'n kostefunksie word vier kolle uit die lys van kolle, wat deur die skandeer algoritme gevind is, getoets vir 'n passing. Die kostefunksie word gegee deur onderstaande vergelyking:

$$J = 2 |\hat{\Lambda}_0 - \Lambda_0| + \sum_{i=1}^4 |\hat{\lambda}_i - \lambda_i| \quad (6.2.3)$$

Die hoeke wat verkry is van die kolle wat getoets word vir 'n passing word aangedui met 'n kappie. Λ_0 is die hoek wat die lyn, vanaf die middelpunt van die vier kolle na kol nommer een, met betrekking tot die x -as maak. Die kostefunksie word geminimeer deur die vier kolle wat tans getoets word se nommers te herrangskik tot 'n minimum verkry word. 'n Minimum word verkry wanneer die relatiewe hoeke tussen die vier kolle en die totale rotasie van die vier kolle die naaste is aan dié van die virtuele foto. Al die moontlike groeperings van vier kolle uit die lys van kolle wat gevind is word so getoets. Indien die groep wat die beste pas se kostefunksie waarde onder 'n vooraf bepaalde drempelwaarde is, word die vier kolle beskou as die korrekte passing. As die drempelwaarde oorskry word, word 'n tweede toets gedoen. Die afstande tussen

die kolle aangedui deur $l_{1...4}$ word dan getoets met hierdie kostefunksie:

$$J = \sum_{i=1}^4 \frac{|\hat{l}_i - l_i|}{l_i} \quad (6.2.4)$$

Hierdie kostefunksie word ook deur 'n vooraf bepaalde drempelwaarde gekeur. Indien hierdie toets ook faal, word die foto verwerp en kan dit nie gebruik word deur die Lev-Mar algoritme nie. Die drempelwaardes is bepaal deur verskeie gevalle op te stel en te evalueer watter drempelwaardes verseker 'n korrekte passing onder landingstoestande. Die algoritme wat die passer implementeer word in bylaag E gegee.

6.3 Kamera Monteringshoek

Die Lev-Mar algoritme se uittree is die NED posisie en die Euler-hoeke van die kameranodus. Die waarnemer benodig die posisie en Euler-hoeke van die vliegtuig om die innovasie stap uit te voer, dus moet die uittree eers aangepas word.

Die Lev-Mar algoritme bereken die posisie van die brandpunt van die kamera, hierdie posisie moet eers verwerk word na die posisie van die *MM* van die vliegtuig. Dieselfde formule as wat in afdeling 3.2.1 gebruik word om die GPS antenna posisie aan te pas word hiervoor gebruik.

Die Euler hoeke van die kamera moet getransformeer word deur dit uit te druk as 'n DCM wat die transformasie tussen óf die kamera se assestelsel en die inersiële-assestelsel óf die vliegtuig se assestelsel en die inersiële-assestelsel beskryf. Die volgende twee formules dui die transformasie van kamera na vliegtuig en weer terug aan:

$$\begin{aligned} \mathbf{DCM}_{I \rightarrow B} &= \mathbf{DCM}_{KAM \rightarrow B} \times \mathbf{DCM}_{I \rightarrow KAM} \\ \mathbf{DCM}_{I \rightarrow KAM} &= \mathbf{DCM}_{B \rightarrow KAM} \times \mathbf{DCM}_{I \rightarrow B} \end{aligned}$$

waar $\mathbf{DCM}_{KAM \rightarrow B}$ en $\mathbf{DCM}_{B \rightarrow KAM}$ konstante matrikse is, beskryf deur die monteringshoek tussen die kamera-assestelsel en die vliegtuig-asse-

stelsel en andersom. Om die Euler-hoeke te verkry word die elemente in die DCM soos volg gebruik:

$$\Phi = \tan^{-1} \left(\frac{e_{23}}{e_{33}} \right)$$

$$\Theta = \sin^{-1} (e_{13})$$

$$\Psi = \tan^{-1} \left(\frac{e_{12}}{e_{11}} \right)$$

Afhangende of die vliegtuig se Euler-hoeke of die kamera se Euler-hoeke benodig word, word $e_{...}$ soos volg gedefinieer:

$$\begin{array}{l} \text{DCM}_{I \rightarrow B} \\ \text{of} \\ \text{DCM}_{I \rightarrow KAM} \end{array} = \begin{bmatrix} e_{11} & e_{12} & e_{13} \\ e_{21} & e_{22} & e_{23} \\ e_{31} & e_{32} & e_{33} \end{bmatrix}$$

6.4 Die Stappe Van Optiese Posisie En Oriëntasie Bepaling

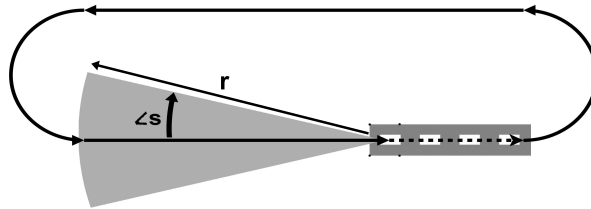
Die onderstaande lys som die stappe wat uitgevoer word om 'n posisie en oriëntasie meting te neem op.

- **Sektor** - Toets of die vliegtuig op 'n geskikte posisie is en in die regte rigting kyk
- **Virtuele Foto** - Genereer 'n virtuele foto van die merkers en toets of al die merkers in die kamera se gesigsveld is
- **Area Van Belang** - Indien daar reeds 'n klem op die merkers is, word die optimale area's van belang bepaal
- **Neem Foto Opdrag** - Stuur die opdrag om 'n foto te neem na die kameranodus
- **Balie-distorsie Korreksie** - Korregeer die balie-distorsie effek en transformeer die koördinate na eenheidskamera-asse

- **Passing** - Bepaal die vier kolle wat die beste passing vorm met die virtuele foto.
- **Lev-Mar Algoritme** - Voer die Lev-Mar algoritme uit.
- **Evalueer Antwoord** - Toets of die uittree van die minimerings algoritme geldig is en transformeer resultaat na vliegtuig-asse.

6.4.1 Sektor

In figuur 6.7 dui die grys area die geldige sektor vanwaar die merkers sigbaar is aan. Slegs wanneer die vliegtuig in daardie area is en die kamera na die merkers gerig is, word die **Virtuele Foto** funksie uitgevoer. Deur die hoek s en die afstand r te verander word die sektor waarin daar getoets word of dit moontlik is vir die kamera om die merkers af te neem aangepas, sodoende word verhoed dat die **Virtuele Foto** onnodig uitgevoer word.



Figuur 6.7: Area Waarin Merkers Sigbaar Is

6.4.2 Virtuele Foto

Hierdie funksie neem die toestand en oriëntasie van die vliegtuig wat deur die waarnemer onderhou word en bereken die posisie en oriëntasie van die kamera op die huidige tydstep.

In afdeling 4.5.5 is verduidelik hoe, indien die vliegtuig op 'n bewegende platform, soos 'n boot, moet land die versnelling en posisie van die boot gekommunikeer moet word aan die vliegtuig. Soortgelyk moet die huidige posisie van die merkers op die landingsarea ook aan die **Virtuele**

Foto en **Lev-Mar** funksies verskaf word.

Die virtuele foto word gegenereer met behulp van die eenheidskameramodel en daarna word dit getransformeer na beeldstippelkoördinate. Balie-distorsie word dan toegepas op die merkers se koördinate - dit is die inverse funksie van vergelyking 6.1.2.

Indien die uiteindelijke beeldstippelkoördinate van al vier die merkers binne die gesigsveld van die kamera is, word die **Area Van Belang** funksie volgende uitgevoer.

6.4.3 Area Van Belang

Indien dit die eerste foto van die eindnaderingsbeen is, word daar nie area's van belang (AVB) gedefinieer nie, maar die hele foto word deursoek vir kolle. Die rede hiervoor is dat die waarnemer se oriëntasie akkuraatheid sonder die optiesesensor inligting nie goed genoeg is om te verseker dat die kol wel in die AVB gaan wees nie. Nadat die eerste suksesvolle optiese meting deur die waarnemer gebruik word, word klemstatus (*Lock*) verkry. Die klem status is slegs geldig vir 'n bepaalde tyd na die meting soos wat die waarnemer se akkuraatheid weer afneem met propagasie na die optiese meting. Solank as wat die kamera klemstatus het, word die AVB gedefinieer en slegs dié area's deursoek vir kolle.

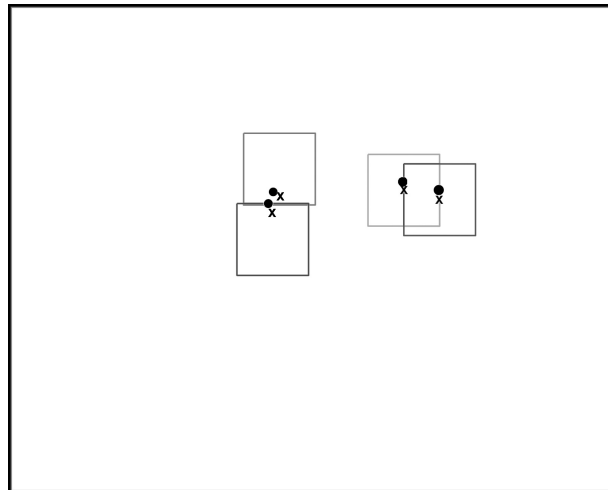
Die AVB is 'n vierkant met konstante sylengtes l , waarvan die middelpunt ooreenstem met die koördinaat van die kol op die virtuele foto. Die werklike kol mag dus nie meer as $\frac{l}{2}$ beeldstippels verskil van die virtuele foto nie, anders gaan die kol nie gevind word nie. In die kameranodus wat ontwerp word in hoofstuk 7, is $l = 150$ beeldstippels gekies. Die volgende formule benader die maksimum totale hoekfout waarmee die

virtuele foto geskep mag word sodat die ligte steeds in die AVB is:

$$\begin{aligned} \text{totale hoek fout} &\approx \tan^{-1} \left(\frac{b_{\text{grootte}}}{b_{\text{afstand}}} \right) \frac{l}{2} \\ &= \tan^{-1} \left(\frac{6.7 \mu\text{m}}{8 \text{mm}} \right) \frac{150}{2} \\ &\approx 3.6^\circ \end{aligned}$$

Uit simulasiedata is die tempo waarteen die waarnemer se Euler-hoeke divergeer benader en die tydperk wat klemstatus geldig is bereken, sodat die kolle nie sommer buite die AVB sal val nie.

Indien twee kolle baie naby aan mekaar is op die virtuele foto, word die twee AVB aangepas, sodat dit nie onnodig oorvleuel nie, want dan word dieselfde area twee maal deursoek vir kolle. Figuur 6.8 toon 'n voorbeeld van 'n virtuele foto wat gedurende 'n toetsvlug gegenereer is. Die verwagte merkers "x" en die AVB "□" wat dit omsluit word getoon. Die werklike kolle wat gevind is word met die "•" aangedui.



Figuur 6.8: Virtuele Foto met AVB en Werklike Kolle

6.4.4 Neem Foto Opdrag

Vanaf die posisie van die vliegtuig word die afstand na die merkers bereken en daarvolgens word die aanwings, drempelwaarde en die sprong-grootte bepaal. Die opdrag om 'n foto te neem en daarna die hele of slegs die AVB te skandeer vir kolle word aan die kamera nodus gestuur. 'n Volledige beskrywing van die kameranodus se werking en koppelvlak word in hoofstuk 7 gegee. Die proses om 'n foto te neem en te skandeer vir kolle kan 'n hele paar diskrete tydstappe neem en daarom word die huidige posisie en oriëntasie van die kamera gestoor, sodat dit as begin waarde gebruik kan word vir die Lev-Mar algoritme.

6.4.5 Balie-distorsie Korreksie

Nadat die skandeer algoritme klaar uitgevoer het, word die lys van kolle wat gevind is terug stuur na die ABR. Slegs die relatiewe koördinate van die kolle wat in die AVB gevind is word gestuur, dit moet eers verander word na absolute koördinate in beeldstippels. Indien twee AVB's oorvleuel of grens word daar vasgestel of daar nie dalk 'n kol gedupliseer of gesplit is nie, die lys van koördinate word ooreenkomstig aangepas. Figuur 6.8 is 'n voorbeeld van albei sulke gevalle. Hierdie stap is slegs nodig indien die hele foto nie skandeer word nie.

Volgende word die effek van balie-distorsie verwyder soos wat dit in afdeling 6.1.2 beskryf is. Daarna word die beeldstippel koördinate getransformeer na eenheidskamerakoördinate.

6.4.6 Passer

Indien daar vier of meer kolle in die lys is word die passer funksie gebruik om die kolle uniek te identifiseer. Die werking is reeds in afdeling 6.2.4 beskryf.

6.4.7 Lev-Mar Algoritme

Die Lev-Mar algoritme neem die koördinate van die vier kolle wat gepas is met virtuele kolle asook die posisie en oriëntasie van die kamera wat gestoor is toe die foto geneem is en minimeer die kostefunksie soos wat in hoofstuk 5 verduidelik is.

6.4.8 Evalueer Antwoord

Die uittree van die Lev-Mar algoritme word eers geëvalueer om te verseker dat die passer die regte kolle gepas het en te verseker dat die kostefunksie na die korrekte lokale minimum konvergeer het. Die algoritme se posisie uittree mag nie met meer as 'n vooraf vasgestelde afstand verskil van die waarnemer se afstand nie. Indien dit die geval is, word die meting verwerp, andersins word die posisie en Euler-hoeke van die kamera getransformeer na die van die vliegtuig se MM , soos in afdeling 6.3 verduidelik. Vanaf die relatiewe posisiemeting wat die Lev-Mar algoritme bereken het word die verwagte posisie en Euler-hoeke se akkuraatheid opgesoek. Die akkuraatheid is vooraf benader deur simulاسies met ooreenstemmende ruisvlakke op te stel. Die waarnemer word in kennis gestel dat daar 'n nuwe posisie- en oriëntasiemeting beskikbaar is tesame met die beraamde akkuraatheid van die meting. Die klemstatus word weer hernu, sodat daar slegs in die AVB in die volgende foto gesoek hoef te word.

6.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk is daar verduidelik hoe die digitale foto wat geneem word aangepas en gekorrigeer moet word om gebruik te kan word deur die Lev-Mar algoritme. Die identifikasie van kolle en hoe om die middelpunt se koördinate te bepaal asook hoe om te bepaal watter kol watter merker is, is beskryf. Afdeling 6.4 beskryf die volgorde van stappe wat uitgevoer word om 'n optiese posisie- en oriëntasiemeting te neem.

Hoofstuk 7

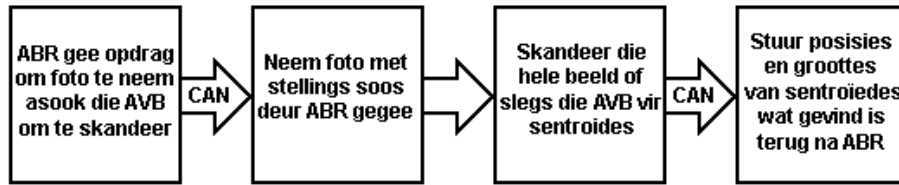
Ontwerp Van 'n Infrarooi-kameranodus

In hierdie hoofstuk word die werking, ontwerp en algoritmes van die kameranodus behandel. Die hoofstuk begin met die stelsel vereistes en oorsig. Daarna word die koppelvlak tussen die kameranodus en die ABR gedefinieer. Die grootste gedeelte van die hoofstuk handel oor die harde- en sagteware ontwerp. Die hoofstuk eindig met die ontwerpskeuse van die infrarooi-filter en ligte.

7.1 Stelsel Vereistes

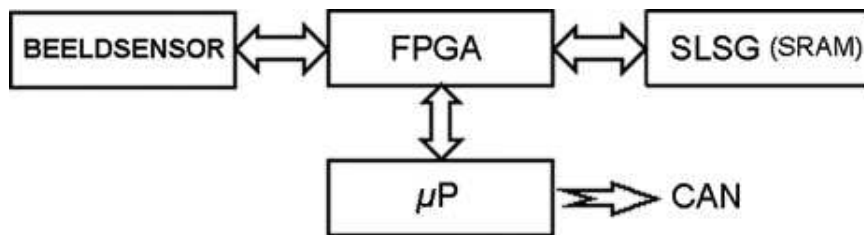
Om die posisie- en oriëntasie-sensor, soos in hoofstuk 5 ontwerp, te implementeer moes 'n infrarooi-kamera ontwerp en gebou word. Die huidige avionikastelsel wat aan boord die vliegtuig is maak gebruik van die CAN kommunikasie topologie. Dit was 'n vereiste dat die kameranodus wat ontwerp word ook by die stelsel moet inskakel. Bandwydte op die CAN-bus is beperk, dus moet al die beeldverwerking op die kameranodus gedoen word en slegs die resultaat na die ABR gestuur word. Dit beteken dat die verwerkings intensiewe beeldverwerking deur middel van 'n mikrobeheerder op die kameranodus gedoen moet word. Hieruit volg die idee van AVB soos reeds in hoofstuk 6 beskryf . Figuur 7.1 toon die

vloei van operasies wat die kameranodus moet uitvoer.



Figuur 7.1: Verlangde kameranodus werking

7.2 Stelsel Ontwerp



Figuur 7.2: Kameranodus samestelling

Die blokdiagram in figuur 7.2 toon die hoof komponente van die kameranodus. Hier volg die prosesse wat deur die kamera hardeware uitgevoer moet word in chronologiese volgorde.

1. Die mikrobeheerder ontvang die *Neem Foto* opdrag asook die nodige stellings en AVB posisies van die ABR via CAN-bus.
2. Die mikrobeheerder stel die beeldsensor op en daarna word die opdragkode deur geklok na die FPGA om 'n foto te neem.
3. Die FPGA genereer die nodige beheerseine vir die beeldsensor om 'n foto te neem en daarna word die sekwensiële beeldstippel stroom in die SLSG (SRAM) gestoor. *Suksesvolle Foto* kode word na die mikrobeheerder terug gestuur.

4. Mikroverwerker versoek 'n AVB vanaf die FPGA. Die FPGA klok die AVB vanaf die SLSG (SRAM) na mikrobeheerder se lokale geheue.
5. Die mikrobeheerder skandeer die AVB vir sentroïedes.
6. Stap 4 en 5 herhaal tot al die AVB blokke geskandeer is en dan word die posisies van die sentroïedes terug gestuur na ABR.

7.2.1 Kamera Kommunikasie Protokol

Hier volg 'n lys van die opdragte en data wat van die ABR na die kameranodus gestuur moet word oor die CAN-bus:

- Opdrag - Herstel die FPGA en beeldsensor
- Opdrag - Neem foto en skandeer 1-4 AVB
- Opdrag - Neem foto en skandeer die hele foto
- Data - Analoog aanwinst van beeldsensor
- Data - Integrasietyd
- Data - Drempelwaarde vir beeldstippels
- Data - Sprong-grootte vir skandeer
- Data - AVB se posisie

Hier volg 'n lys van die opdragte en data wat van die kameranodus na die ABR gestuur moet word oor die CAN-bus:

- Antwoord - Kameranodus toestand
- Antwoord - Klaar geskandeer
- Data - Sentroïede posisies

In tabel 7.1 word die CAN data pakkies wat tussen die kameranodus en die ABR gestuur word, gedefinieer. **Adres** is die 29-bis uitgebreide CAN adres. **G0-G7** dui op die data wat in grepe 0-7 van daardie data pakkie bevat word.

Nr 1-3 is opdrag pakkies van die ABR na die kamera nodus. Al drie opdragte deel dieselfde adres en die opdragkode word in **G0** geplaas.

Nr 1 : Is die opdrag om 'n foto te neem en slegs die AVB wat verlang

| Nr | Adres | G0 | G1 | G2 | G3 | G4 | G5 | G6 | G7 |
|----|------------|-------|---------------|-----------|----|-----------|-------|-------|----|
| 1 | 0x1580010A | 0x10 | Integrasietyd | | | K | AVB | | |
| 2 | 0x1580010A | 0x20 | Integrasietyd | | | K | Drmpl | Sprng | |
| 3 | 0x1580010A | 0x16 | | | | | | | |
| 4 | 0x1581010A | Drmpl | Sprng | X-posisie | | Y-posisie | | | |
| 5 | 0x1582010A | Drmpl | Sprng | X-posisie | | Y-posisie | | | |
| 6 | 0x1583010A | Drmpl | Sprng | X-posisie | | Y-posisie | | | |
| 7 | 0x1584010A | Drmpl | Sprng | X-posisie | | Y-posisie | | | |

Tabel 7.1: CAN Pakkies deur kameranodus ontvang

word te skandeer. **G1-G3** is 'n 24-bis tekenlose heelgetal wat ooreenstem met die *Integrasietyd* $\times 20e6$. **K** is 'n 8-bis tekenlose heelgetal tussen 0-16 wat ooreenstem met 'n analoog aanwys van 1-12.4 van die beeldsensor. **AVB** is 'n 8-bis tekenlose heelgetal 1-4 wat die hoeveelheid AVB CAN pakkies wat verwag moet word aandui.

Nr 2 : Is die opdrag om 'n foto te neem en die hele foto te skandeer vir sentroïedes. **G1-G4** se funksie is dieselfde as vir nr 1. **Drmpl** is 8-bis tekenlose heelgetal wat die drempelwaarde vir sentroïede identifikasie bevat. **Sprng** is die sprong-grootte (8-bis tekenlose heelgetal) wat die skandeerfunksie moet gee wanneer daar gesoek word vir sentroïedes.

Nr 3 : Is die self-herstel opdrag vir die kameranodus.

Nr 4-7 : Hierdie vier pakkies bevat die AVB wat geskandeer moet word se drempel- en sprong-grootte waardes (net soos in Nr 2) asook die **X-** en **Y-posisie** van die AVB. X-posisie en Y-posisie is albei 16-bis tekenlose heelgetalle.

Tabel 7.2 is die CAN pakkies wat die kameranodus terug stuur na die ABR. Nr 1-3 is status pakkies en deel dieselfde adres; die waarde van **G0** definieer die pakkie.

Nr 1 : *0x11* dui aan dat daar 'n kommunikasiefout ondervind is.

Nr 2 : *0xBB* is die (*klaar met skandeer van AVB*) antwoord. **G1** is 'n 8-bis tekenlose heelgetal wat aandui hoeveel sentroïedes gevind is en gevolglik hoeveel AVB data pakkies om te verwag.

Nr 3 : Dieselfde as nr 2, maar in reaksie op die opdrag *Skandeer Alles*.

| Nr | Adres | G0 | G1 | G2 | G3 | G4 | G5 | G6 | G7 |
|----|------------|--------|-----------|----|----|--------|-------|----|----|
| 1 | 0x0B800A01 | 0x11 | | | | | | | |
| 2 | 0x0B800A01 | 0xBB | Hoef Sent | | | | | | |
| 3 | 0x0B800A01 | 0xBA | Hoef Sent | | | | | | |
| 4 | 0x0B810A01 | AVB-nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 5 | 0x0B820A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 6 | 0x0B830A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 7 | 0x0B840A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 8 | 0x0B850A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 9 | 0x0B860A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 10 | 0x0B870A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 11 | 0x0B880A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 12 | 0x0B890A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |
| 13 | 0x0B8A0A01 | AVB nr | Massa | X | Y | AVB nr | Massa | X | Y |

Tabel 7.2: CAN Pakkies deur kameranodus gestuur

Nr 4-13 : Hierdie 10 pakkies bevat die data van die sentroïedes wat gevind is. *AVB nr* is die nommer van die AVB waarin die sentroïede gevind is. Alle waardes is 8-bis tekenlose heelgetalle. *Massa* is die grootte van die kol wat gevind is in beeldstippels. *X* en *Y* is die relatiewe posisie van die sentroïede in die spesifieke AVB.

7.2.2 Beeldsensor Keuse

Hierdie afdeling verduidelik ontwerpsoorwegings wat ondersoek is met betrekking tot die keuse van beeldsensor. Daarna word die werking van die beeldsensor wat gekies verduidelik.

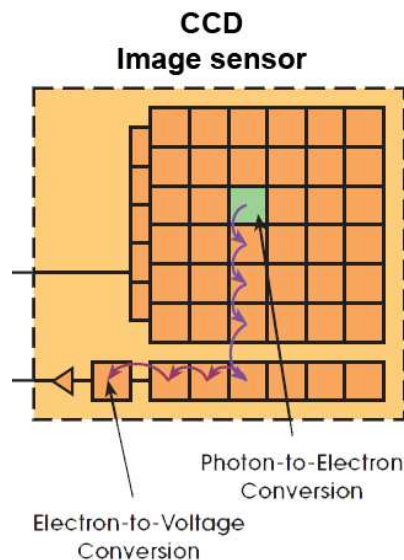
CCD vs. CMOS

Die Charge-Coupled Device (CCD) is die ouer van die twee hoofstroom beeldsensore. Die sensor bestaan 'n tweedimensionele matriks van fotosensitiewe beeldelemente. Elke beeldelement in die sensor maak deel uit van die analoog skuifregister. Vandaar die benaming CCD.

Al die elemente se lading word ontlaai deur 'n gemeenskaplike puls (Herstel al die beeldelemente). Wanneer fotone op 'n beeldelement inval veroorsaak dit 'n lading eweredig aan die produk van die intensiteit met tydsduur van blootstelling. Die blootstellingstyd word ook *integrasietyd* genoem.

Deur middel van 'n klokpuls kan elke element se lading oorgedra word aan die element onder hom. Sien figuur 7.3. Die onderste ry elemente se lading word na 'n eendimensionele CCD oorgedra. Daarna word die eendimensionele CCD weer gepuls en die ladings skuif na links. Die heel linkerkantste lading word oorgedra aan die lading-na-spanning-omsetter. Deur hierdie proses vir elke ry in die matriks te herhaal kan al beeldelemente sekvensieel uitgelees word. Die nadeel van standaard CCD sensors is dat daar nie 'n analoog na digitale omsetter of kloksein beheerders op die silikonskyfie is nie, maar deur eksterne komponente voorsien moet word.

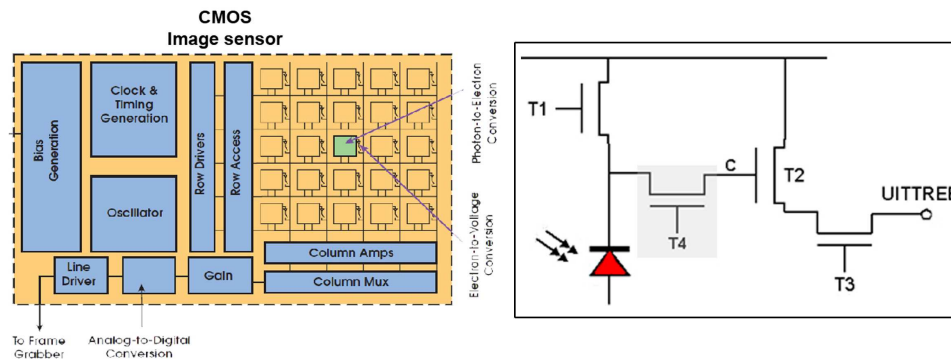
Die Complementary Metal Oxide Semiconductor (CMOS) beeldsen-



Figuur 7.3: CCD vs CMOS

sor het die voordeel dat elke beeldelement sy eie geïntegreerde logika

het. In figuur 7.4 word die mees algemene samestelling getoon. Transistor **T1** word gebruik om die lading by kapasitor **C** te ontlaai (Herstel die beeldelement). Oombliklik daarna begin die integrasietyd weer. 'n Lading bou weer by **C** op soos wat fotone die fotosensitiewe element belig. Transistor **T2** is die lading-na-spannings omsetter. Wanneer die integrasietyd verstreke is word transistor **T3** gebruik om sekvensieël elke beeldelement aan die gesamentlike analoog na digitale omsetter te verbind. Sien figuur 7.3 Die nadeel van die standaard CMOS beeldsen-



Figuur 7.4: Beeldelement Samestelling

sors (die algemene CMOS sensors het nie die transistor **T4**, op figuur 7.4 in die grys blokkie, nie) is dat die lading op **C** aanhou toeneem gedurende die sekvensieël uitlees proses.

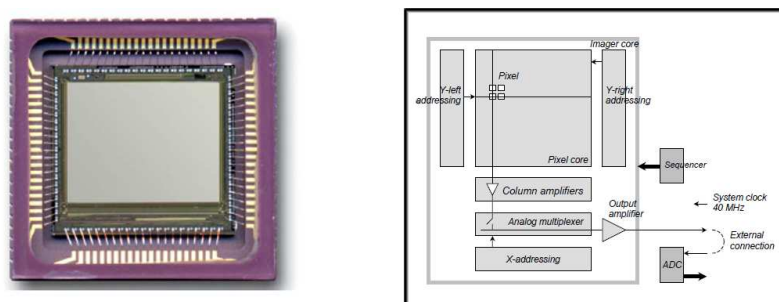
Die beeldsensore sonder **T4** implementeer 'n rolsluiter om te verhoed dat beeldelemente wat later uitgelees word, 'n langer integrasietyd het as die wat eerste uitgelees is. Die rolsluiter herstel 'n lyn beeldelemente, wag die integrasietyd en lees die lyn se elemente sekvensieël uit. Daarna herhaal die proses vir opeenvolgende lyne. Die nadeel van hierdie metode is dat die foto saamgestel word uit 'n klomp lyne wat na mekaar in tyd geneem is. Indien die kamera of die voorwerp beweeg het, wat die geval is met 'n kamera aan boord van 'n vliegtuig, gaan die foto 'n verwronge beeld wees en glad nie gebruik kan word vir optiese posisiebepaling nie. 'n Ander moontlikheid is om 'n meganiese sluiters te gebruik. Al die beeldelemente word dan herstel, die sluiters maak oop en weer toe om al die

elemente gelyktydig blootstelling te gee. Daarna word die elemente sekwensieël uitgelees. Sodoende kan die beeldverwringing van die rolsluiter uitgeskakel word sonder oorblootstelling.

Daar is 'n ander moontlikheid om die probleem van 'n rolsluiter te oorkom - die vier transistor sinkroonsluiter. Hierdie konfigurasie het nog 'n transistor T4 soos in die grys blokkie in figuur 7.4 getoon. Hierdie CMOS beeldsensore word spesiaal gemaak vir masjienvisietoepassings waar vinnig bewegende voorwerpe afgeneem moet word. Die werking is amper dieselfde as die drie transistor sensor met die verskil dat, nadat die integrasietyd verstreke is, transistor T4 afgeskakel word om te verhoed dat C verder kan oplaai. Hierdie sensore is aansienlik duurder as drie transistor beeldsensore.

'n Ontwerpskeuse vir die laasgenoemde CMOS beeldsensor is gemaak, omdat die sensor onverwonge beelde kan neem onder hoëspoed beweging en ook die minste eksterne komponente benodig. Vir dié projek is die IBIS5 beeldsensor van Cypress aangekoop. Die IBIS5-B-1300 is 'n sinkroonsluiter CMOS sensor soos in bostaande afdeling aanbeveel. Die sensor het 'n 2/3" fotosensitiewe area met 1280x1024 aktiewe beeldelemente en 'n beeldstippel uitlees spoed van 40MHz. Vir meer inligting sien datavel [4]

7.2.2.1 Die IBIS5-B-1300 Beeldsensor



Figuur 7.5: Foto en Blokdigram van IBIS5 Sensor

Sensor Koppelvlak

Die sensor het 15 registers wat deur middel van 'n 3-draad seriële koppelvlak opgestel word. Die drie hoofkomponente (soos in figuur 7.2 getoon) kan deur middel van die registers opgestel word.

Die klokseinbeheerder (*sequencer*) moet opgestel word vir die volgende werking:

- Sinkroonsluiter
- Volledige beeld uitlees modus

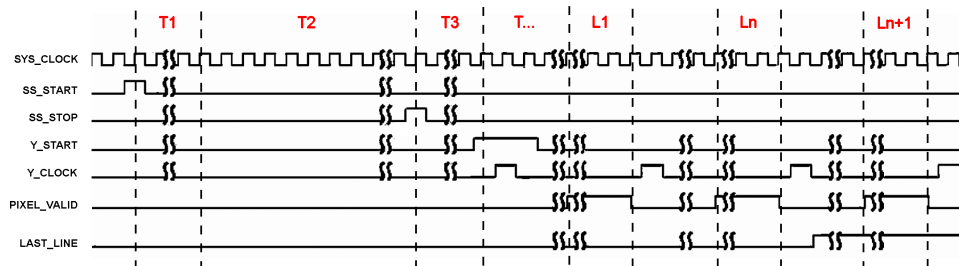
Die analoog versterker (Amp):

- 1 tot 12.42 maal versterking in 16 stappe

Die Analooq na Digitale omsetter:

- Uittrees moet geaktiveer word

Beheerlyne



Figuur 7.6: IBIS5 tyddiagram

Diagram 7.6 toon 'n vereenvoudigde tyddiagram van die IBIS5 beeldsensor beheerlyne. Om 'n foto te neem moet die volgende beheerseine opgewek word.

'n Puls op die *SS_START* pen gee die beeldsensor opdrag om 'n nuwe foto te neem. Dit neem 1024 klokpulse vir die operasie om te voltooi: die klokseinbeheerder word herstel en al die beeldelemente ontlai (T1). Daarna begin die integrasietyd (T2), wanneer die verlangde integrasie tyd verstreke is word die *SS_STOP* pen gepuls. Dit neem 512 klok pulse

vir die operasie om te voltooi (T3).

Deur *Y_START* pen vir drie kloksiklusse hoog te hou en *Y_CLOCK* te puls word die sekweniële uitlees van beeldstippels geïnisieer. Die uitlees van beeldstippels geskied lyn vir lyn. *Y_CLOCK* moet gepuls word aan die einde van elke lyn om die volgende lyn se uitlees te begin. Daar is 'n onbekende vertraging na die *Y_CLOCK* puls voordat die beeldstippels se analoog waardes by die uittree beskikbaar is. Die *PIXEL_VALID* pen word deur die beeldsensor hoog gehou om aan te dui wanneer daar geldige beeldstippels by die analoog uittree beskikbaar is. Die *LAST_LINE* pen word hoog getrek deur die beeldsensor om aan te dui dat die laaste lyn van nou uitgelees word.

Die uittree van die analoog versterker word verbind aan die sensor se ingeboude analoog na digitale omsetter (ADO). As gevolg van die pyplynvertraging in die ADO, is die digitale 10-bis parallelle uittree met $2\frac{1}{2}$ kloksiklusse vertraag.

7.2.3 Die Statiese Lees Skryf Geheue

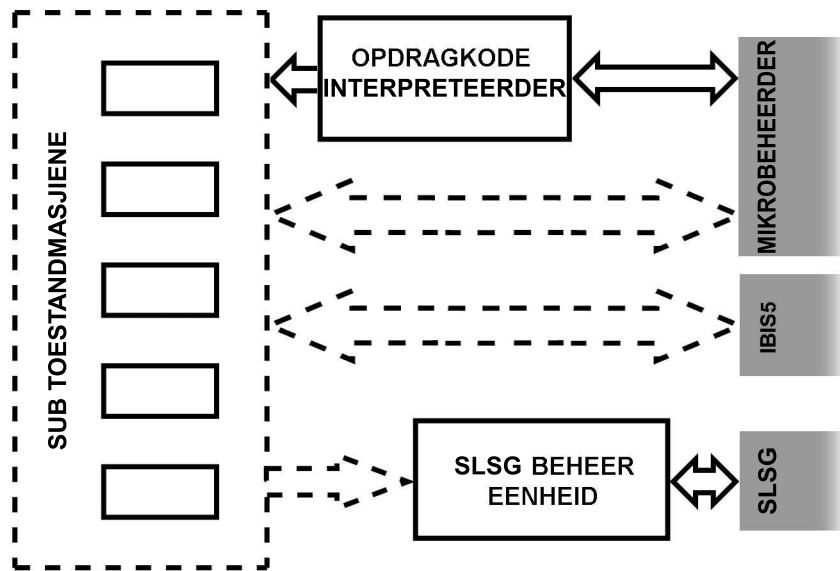
Alhoewel die IBIS5 sensor die vier transistor beeldelement konfigurasie het, moet die beeld steeds so vinnig as moontlik van die sensor afgelaai word. Die lading op C is fisies afgeskerm om ruis te verminder, maar 'n vertraagde uitlees het hoër ruisvlakke tot gevolg. Om vertraging te voorkom is die kameranodus toegerus met genoeg statiese geheue om die beeld te stoor. Die CY7C1069AV33 $2M \times 8$ -bis hoëspoed SLSG van Cypress is gebruik.

Alhoewel die beeldsensor 'n 10-bis ingeboude ADO het, is die twee mins belangrike bisse geïgnoreer, omdat die geheue net agt bisse per adres kan stoor. Die geheue het 'n 10ns lees en skryf tyd wat 'n maksimum data tempo van 100MHz impliseer - baie vinniger as die 40MHz van die beeldsensor.

Skryf na die geheue geskied deur die 21-bis adres en die 8-bis data greep asook die nodige beheerlyne te skakel. Die leessiklus is soortgelyk. Die adres en data poorte is parallelle-pen poorte. Om die foto so vinnig as

moontlik van die beeldsensor na die geheue te skryf is 'n FPGA gebruik.

7.2.4 Die FPGA



Figuur 7.7: Diagramatiese voorstelling van FPGA werking

Die FPGA is die kern van die kameranodus se werking. Figuur 7.7 toon die drie hoof eenhede (toestandmasjiene) van die FPGA se werking:

OPDRAGKODE INTERPREDEERDER,
SLSG GEHEUE BEHEER en

vyf ander SUB-TOESTANDMASJIENE wat die opdragte uitvoer.

Die opdraginterpreteerder is die kern van die FPGA se werking. Opdragkodes van die mikrobeheerder word ontvang en gesinkroniseer deur hierdie toestandmasjien. Nadat 'n opdragkode geïnterpreteer is, aktiveer 'n sub-toestandmasjien wat die opdrag dan uitvoer. Die SLSG beheereenheid hanteer al die lees en skryf van én na die 2MG SLSG.

7.2.4.1 Keuse van FPGA

Die FPGA skyfie moes die volgende vereistes bevredig:

- Die in- en uittree poorte moet 3.3V logika wees want die mikrobeheerder, beeldsensor en geheue is 3.3V logika skyfies.
- Die geheueskyfie benodig 33 penne, die beeldsensor benodig 23 penne en die mikrobeheerder 34 penne wat optel na 'n totaal van 90 in- en uittreepenne wat benodig word op die FPGA.
- Die FPGA moet genoeg logika elemente hê om die toestandmasjien te implementeer en vinnig genoeg wees om die beeldstippelstroom wat teen 40MHz uit die beeldsensor kom te stoor op die SLSG.

Die Altera CycloneII EP2C8Q2088 FPGA is gebruik, omdat dit voldoen aan al die vereistes wat hier bo genoem is.

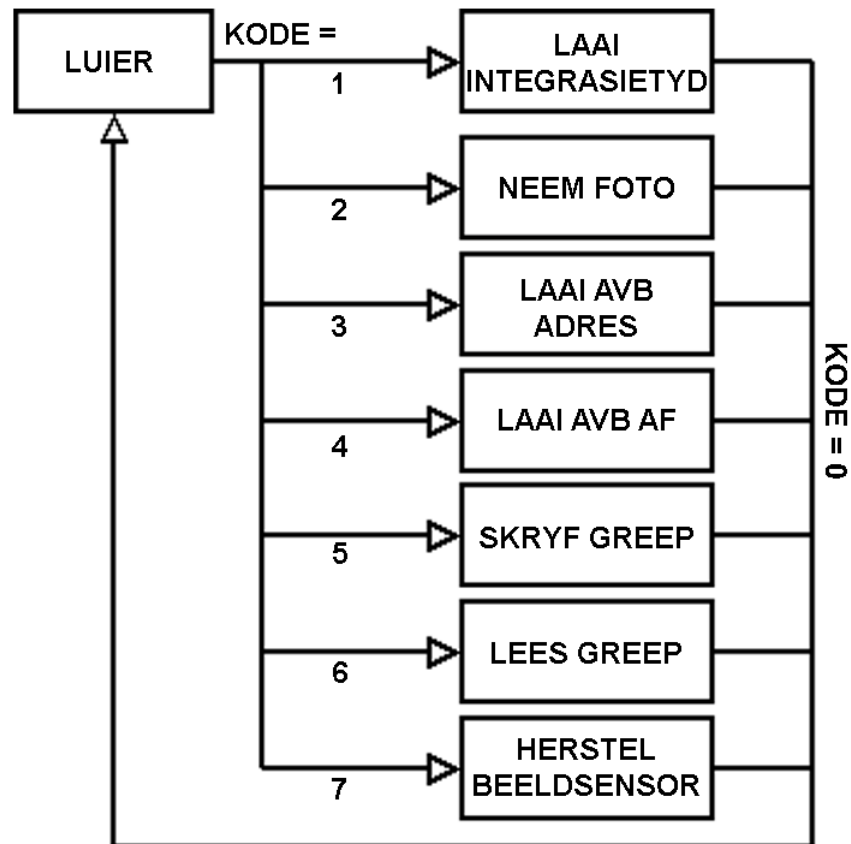
7.2.4.2 Opdraginterpreteerder

Figuur 7.8 is 'n vloeiagram van die opdrag interpreteerder toestandmasjien. Wanneer 'n opdragkode tussen 1-7 van die mikrobeheerder ontvang word beweeg die FPGA uit die luitoestand en na die ooreenkomstige toestand en die *BESIG* pen word hoog gedryf. Die sub-toestandmasjien wat die opdrag uitvoer word dan geaktiveer. Wanneer die sub-toestandmasjien klaar is met die operasie, word die *BESIG* pen weer laag getrek om aan te dui dat die FPGA klaar is met die operasie. Dit is daarna weer die mikrobeheerder se plig om die *LUIER* kode vir die FPGA te stuur en daarna kan die volgende opdrag aan die FPGA gestuur word.

Hier volg 'n kort beskrywing van die opdragte wat die FPGA kan ontvang en die ooreenkomstige toestand(e) waarin die FPGA verkeer:

Laai Integrasietyd

Hierdie toestand laai die integrasietyd, wat die mikrobeheerder deur middel van die adrespoort verskaf, in 'n register vir gebruik in die *Neem*



Figuur 7.8: Opdrag interpreteerder vloeddiagram

Foto operasie.

Neem Foto

'n Sub-toestandmasjien, wat al die beheerseine opwek soos in afdeling 7.2.2.1 behandel, word geaktiveer. Die beeldstippelstroom word aan die geheue beheer eenheid gestuur wat dit in die SLSG stoor.

Laai AVB Adres

Hierdie toestand laai die beginadres van die AVB, wat die mikrobeheerder deur middel van die adrespoort verskaf, in 'n register wat gebruik word in die *LAAI AVB AF* operasie.

Laaï AVB Af

Hierdie toestandmasjien laai 'n vierkant van 150×150 beeldstippels vanaf die SLSG na die mikrobeheerder se geheue. Die toestandsmasjien behartig die adres inkrementering om die las van die mikrobeheerder af te haal vir maksimum data oordragtempo.

Skryf En Lees Greep

Hierdie twee operasies skryf of lees onderskeidelik 'n enkele greep data na of van die SLSG. Die mikrobeheerder spesifiseer die betrokke adres in die SLSG. Die skryfoperasie is hoofsaaklik gebruik vir ontfouting tydens ontwikkeling. Die leesoperasie word gebruik indien die hele beeld afgelaai word, by voorbeeld vir kalibrasie doeleindes.

Herstel Beeldsensor

Hierdie toestand herstel die beeldsensor gedurende die beginstap of indien die kameranodus herstel word deur die ABR.

7.2.5 Die PIC Mikrobeheerder

Die dsPIC33FJ256 is gebruik as mikrobeheerder vir die kameranodus. Die voordeel van hierdie mikrobeheerder is dat dit oor 32 Kilogrepe lees-skryf-geheue beskik; dit laat toe dat die volle 150×150 beeldstippels van die AVB in die lokale geheue gelaai kan word en bespoedig die skandeer-funksie.

Twee koppelvlakke vir die kameranodus is op die PIC geïmplementeer; Seriële- en CAN kommunikasie. Die seriële kommunikasie is vir ontfouting en kalibrasie doeleindes. Die CAN bus kommunikeer met die ABR gedurende vlug.

Seriële Koppelvlak

Met hierdie kommunikasie metode kan al die funksies van die kamernodus getoets en gebruik word. 'n Koppelvlak program, waarmee die kamera beheer kan word, is in Python geskryf.

CAN Koppelvlak

Die kommunikasie protokol soos in afdeling 7.2.1 gedefinieer is geïmplementeer. Die twee hoof opdragte wat oor CAN ontvang word is:

1 : *Neem foto en skandeer vier AVB's*

2 : *Neem foto en skandeer die hele beeld*

Laasgenoemde funksie word geïmplementeer deur die beeld in 'n matriks van 48 AVB op te deel en individueel te verwerk.

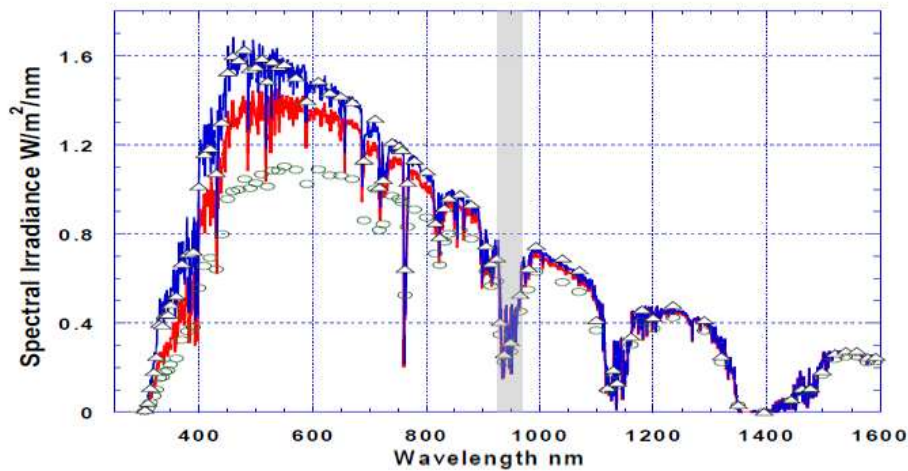
Sentroïede Skandeer Algoritme

Die optiese stelsel, soos in hoofstuk 5 beskryf, gebruik vier merkers om die posisie en oriëntasie van die vliegtuig te bepaal. Hierdie vier merkers kom as 'n kol helder beeldstippels op die foto van die kamernodus voor. Die skandeer algoritme moet hierdie kolle identifiseer en hulle middelpunte so vinnig en akkuraat as moontlik bepaal. Die skandeer algoritme soos in afdeling 6.2.2 ontwerp is geïmplementeer op die mikrobeheerder.

Al die kolle wat gevind word se posisies en groottes word dan na die ABR gestuur deur die protokol in afdeling 7.2.1 gedefinieer.

7.3 Keuse Van Merkers

Om die stelsel meer robust te maak, is besluit om infrarooi ligte te gebruik as merkers. Figuur 7.9 toon die hoeveelheid energie per m^2 per nm wat op die aarde se oppervlak is as gevolg van sonstraling. In die grys area is daar 'n aansienlike keep in die grafiek. Dit is as gevolg van absorpsie van lig wat deur die watermolekules in die atmosfeer plaasvind. In



Figuur 7.9: Son spektrum radiasie kurwe [12]

hierdie frekwensiegebied is daar dus heelwat minder sonenergie, gevolglik is daar 'n skraler kans dat 'n weerkaatsing van sonlig foutiewelik aangesien gaan word as 'n merker.

7.3.1 Infrarooi-filter

Die ideale gebied lê tussen 920-960nm. Deur 'n banddeurlaat-interferensie-filter kan hierdie frekwensieband geïsoleer word. 'n Interferensiefilter met senterfrekwensie by 'n golflengte van 960nm en bandwydte van 10nm is voor die kamera se lens geïnstalleer.

Die nadeel van interferensie-filters is dat die senter frekwensie van die filter verander met invalshoek. Die frekwensie skuif, uitgedruk in golflengte, word beskryf deur hierdie formule:

$$F_{\Theta} = F_0 * (1 - k \sin^2(\theta)) [nm]$$

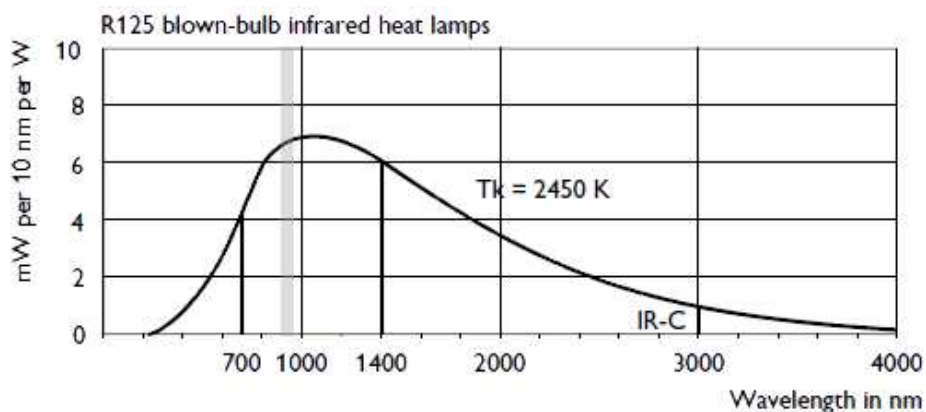
met $F_0 = 960nm$ en $k = 0.11$ vir die spesifieke filter wat gebruik is. By die maksimum invalshoek van 40.6° skuif die filter se senterfrekwensie af na 'n golflengte van $915nm$ -'n skuif van $45nm$. Dus is die filter se deurlaatband vir slegs die uiterste rante van die beeld nie in die gewenste lae sonligenergie gebied nie.

Alhoewel die IBIS5-B-1300 beeldsensor ligsensitief is tussen 400-1000nm is die effektiwiteit laer in band tussen 920-960nm. Cypress maak 'n spesiale weergawe van die IBIS5 beeldsensor wat baie meer sensitief is in die hoër golflengtes, model kode CYII5FM1300AB. Aldus die sensor wat gebruik is.

7.3.2 Infrarooi-merkers

Daar is twee opsies vir infrarooi ligte: filament gloeilampe of LED's. LED's het die voordeel dat hulle baie hoë effektiwiteit het, gevolglik kan dit maklik deur middel van 'n battery aangedryf word. Die nadeel van LED's is dat die ligenergie baie meer gekonsentreerd is rondom die vervaardigde frekwensie; wanneer die filter se deurlaatband skuif met invalshoek word die meeste van die uitgestraalde ligenergie blokkeer, in plaas van deurgelaat. LED's van dié kaliber is ook baie duur teen \$100 stuk. Die benaderde effektiwe ligenergie wat deurgelaat word is slegs 125mW per 10nm.

Die filament gloeilamp se nadeel is dat die effektiwiteit baie laer is en dit moet deur 230V spanning aangedryf word. Die voordeel is dat die ligenergie se uitstraal bandwydte baie breër is en die aankoopkoste is sowat 'n kwart van die LED's sin. Die IR375SH R125 350W gloeilamp wat deur



Figuur 7.10: Ligdrywings uitstraal kromme van die filamentgloeilamp

Phillips vervaardig word se effektiwiteit per $10nm$ word in figuur 7.10 getoon. Hierdie gloeilamp straal ongeveer $2.2W$ se ligenergie uit per $10nm$ in die frekwensie bereik van $915-960nm$.

Vier van hierdie infrarooi gloeilampe is aangekoop vir die projek a.g.v. die 17 maal meer ligenergie wat uitgestraal word as wat LED's sou.

7.4 Kamera Prestasie

Die kameranodus is getoets deur die gekose infrarooi gloeilamp op verskillende afstande af te neem. 'n Hoë sluiterspoed van $\frac{1}{666}s$ is gebruik as integrasietyd. Deur die analoogaanwins van die kamera te stel is die infrarooi lig tot op 'n afstand van $150m$ waarneembaar. Hierdie kamera en infrarooi gloeilamp kombinasie se werking blyk voldoende te wees om te gebruik vir optiese posisie en oriëntasie bepaling. Sien bylaag F vir foto's van die hardeware.

7.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk is verskillende beeldsensore ondersoek en 'n besluit om die IBIS5 sensor te gebruik. Die nodige ondersteunende komponente is aan die beeldsensor gekoppel en die sagteware is ontwikkel om 'n kameranodus te ontwerp wat inskakel by die huidige CAN-bus avionika-stelsel.

Die uiteinde is 'n kamera wat die opdrag om 'n foto te neem en merkers te identifiseer ontvang, dit uitvoer, en die resultaat terug stuur aan die ABR.

Hoofstuk 8

Stelselsimulasie

'n Simulasie is opgestel om die stelsel se werking te verifieer en die prestasie van die beheerstelsel te bepaal.

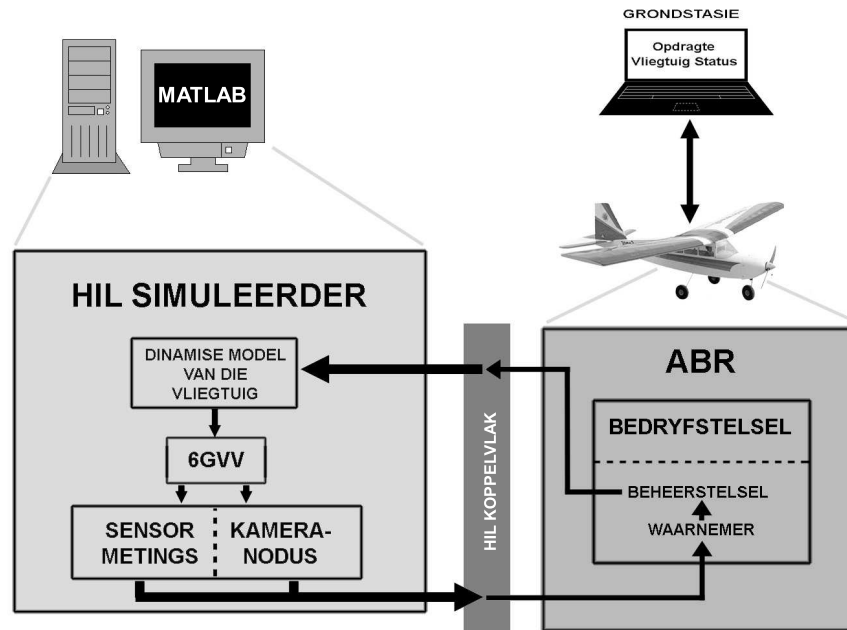
In afdeling 8.1 word die simulator beskryf wat gebruik is om die stelsel te toets. Afdeling 8.2 noem die beperkinge van die stelsel soos dit geïmplementeer is. Laastens in afdeling 8.3 word die resultate van die simulasies getoon en bespreek.

8.1 Hardware-In-Die-Lus Simulator

Die ESL beskik reeds oor 'n hardware-in-die-lus (HIL) simulasie opstelling. Die simulasie bestaan uit 'n intydse Simulink program wat die vliegtuig se gedrag naboots op 'n persoonlike rekenaar (PR). Deur middel van 'n seriële poort word die avionikastelsel aan die PR gekoppel en kan virtuele sensormetings gegenereer word en die beheerstelsel se uittree - die beheerseine na die aktueerders - terug gestuur word na die simulasie.

Die simulasieprogram is uitgebrei om die kameranodus, wat in hoofstuk 7 ontwerp is, ook te naboots. 'n Blokdiagram voorstelling van die stelsel word in figuur 8.1 getoon. Die HIL simulator en koppelvlak word deeglik beskryf in [6].

Die bandwydte van die seriële kommunikasie tussen die PR en die HIL



Figuur 8.1: Hardware In Die Lus Simulator Opstelling

simulator koppelvlak was onvoldoende om intydse simulatie van die kameranodus uittree met ruis by te simuleer.

Die probleem is omseil deur eers die passer algoritme te verifieer. Die passer algoritme is geverifieer deur die koördinate van lukrake kolle (ruis) by die koördinate van die merkers, wat deur die simulatie bereken is toe 'n virtuele foto geskep is, te voeg. Uit die tien kolle (vier korrekte merkers en ses lukrake kolle) se koördinate wat verskaf is, het die passer algoritme altyd die korrekte passing gemaak. Die lukrake koördinate is weer verwyder om intydse simulaties moontlik te maak.

8.2 Beperkings

Die waarnemer, beheerstelsel en optiese sensor, soos in hoofstukke 3, 4 en 5 ontwerp, is geïmplementeer op die ABR. As gevolg van beperkte

tyd is die volgende twee beheerders nie geïmplementeer nie:

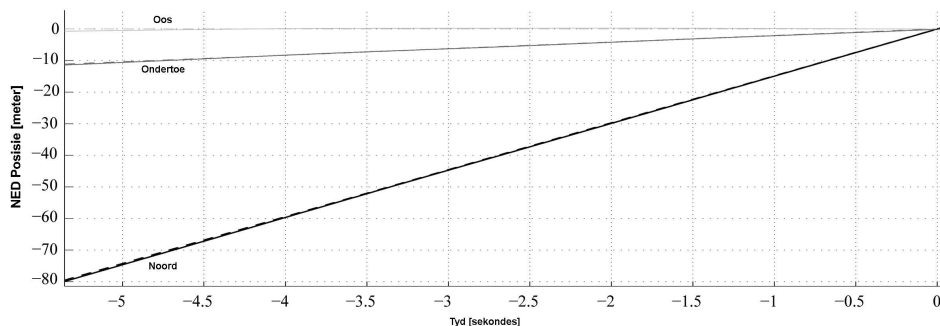
Sweefhelling-beheerder - Die beheerder wat voorgestel is in afdeling 4.4.2 om die sweefhelling van vliegtuig te bepaal gedurende die eindnaderingsbeen is nie geïmplementeer nie. Die sweefhelling is benader deur vorige toetsvlugte se data te analiseer.

Rigtingroer-beheerder - Die beheerder wat, nadat die vliegtuig geland het, die vliegtuig reguit op die aanloopbaan moet stuur, is nie geïmplementeer nie. Die standaard onderstel van die vliegtuig is nie ontwerp om die snelheid waarmee die vliegtuig die grond gaan tref te absorbeer nie. Die vliegtuig is nie in hierdie projek toegelaat om outonoom impak met die grond te maak nie en daarom is die rigtingroer-beheerder nie geïmplementeer vir hierdie projek nie.

8.3 Resultate

Die volgende paar grafieke toon die vliegtuig se posisie gedurende die laaste paar sekondes van die eindnaderingsbeen tot en met impak op die grond. Die aanloopbaan is gerieflik gekies om van suid na noord te loop en die vliegtuig moet presies by posisie (0,0,0) die grond raak.

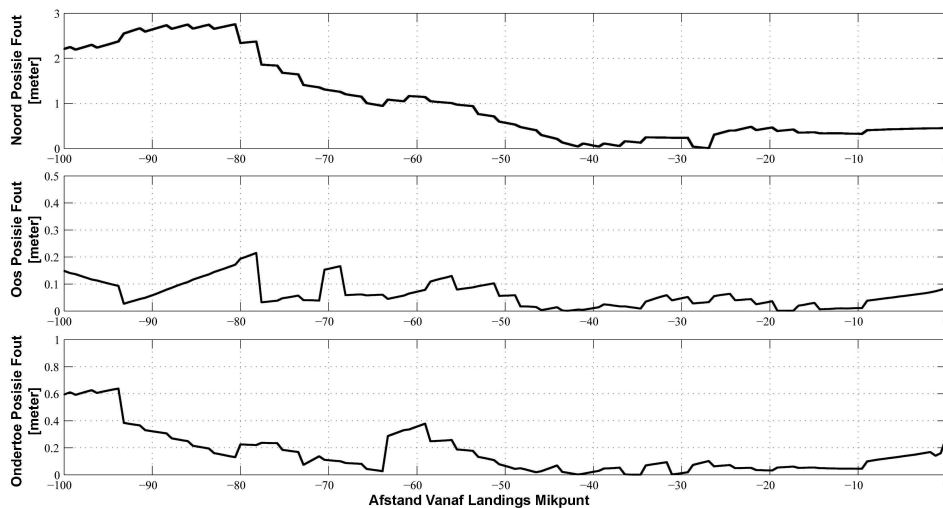
Figuur 8.2 toon die laaste vyf sekondes van die eindnaderingsbeen. Die



Figuur 8.2: Werklike NED Posisie Teenoor Tyd

vliegtuig vlieg teen 15ms^{-1} en 'n eindnaderingshelling van 8° is gekies. Die grafiek toon die werklike posisie van die vliegtuig as 'n lyn en die verwysingsposisie as 'n stippellyn. Op die grafiek kan duidelik gesien word hoe die vliegtuig se posisie lineêr afneem van ongeveer -80m in die noord rigting na nul en daal van -11m in die afwaartse rigting tot by grondvlak. Omdat die vliegtuig die landingsbaan vanuit 'n suidelike rigting nader is die ooswaartse afwyking minimaal.

In figuur 8.3 word die fout tussen die waarnemer se posisie en die werk-



Figuur 8.3: Waarnemer NED Posisie Fout Teenoor Afstand Vanaf Landings Mikpunt

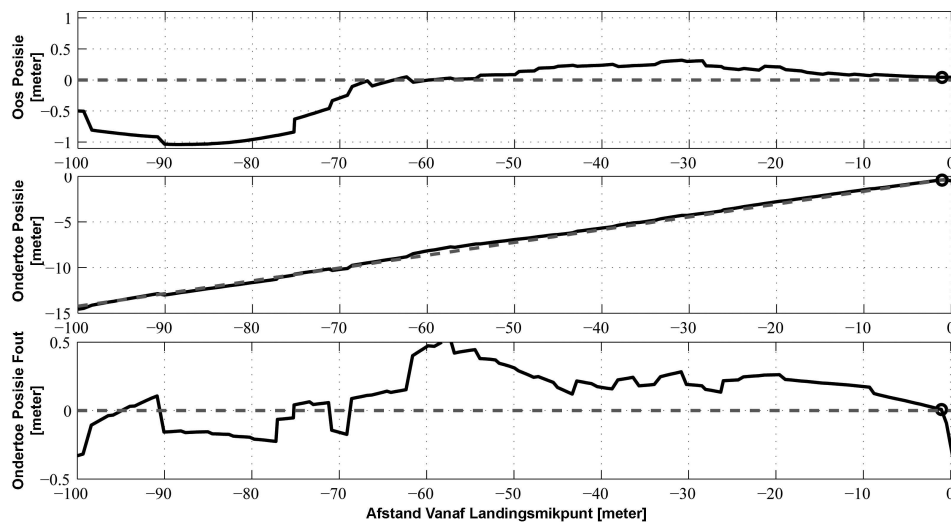
like posisie getoon. Die grafiek is nie teenoor tyd geteken nie, maar die werklike afstand vanaf die punt van impak.

Die posisie akkuraatheid word oorwegend bepaal deur die akkuraatheid van die optiese meting. Van die grafiek is dit duidelik dat die oostelike en afwaartse posisies beter akkuraatheid as die noordelike posisie het. Dit is verwagte omdat eersgenoemde 'n translasië van die kolle op die foto veroorsaak wat 'n groter verskuiwing van beeldstippels is as wat laasgenoemde het wat meer en deels kolle op die foto skaleer.

Hierdie grafiek toon nie net die prestasie van die waarnemer nie, maar

dien ook as 'n boonste limiet prestasie waarmee die vliegtuig die werklike verwysingstrajek kan volg; indien die beheerstelsel die waarnemer se verwysing presies kan volg.

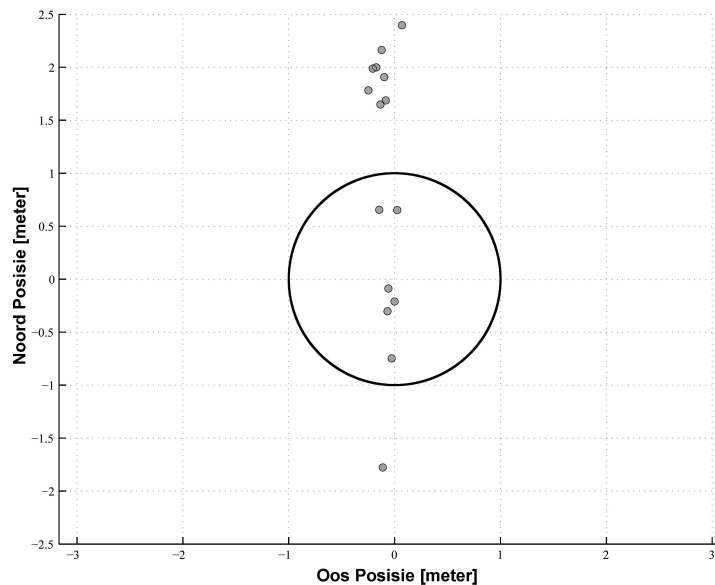
In figuur 8.4 word die vliegtuig se posisie asook die waarnemer se ver-



Figuur 8.4: Beheerder Se Oos En Ondertoe Posisie Fout Teenoor Afstand Vanaf Landings Mikpunt

wysingstrajek getoon soos wat die vliegtuig die landingsmipunt nader. Die verwysingstrajek word deur die grys stippellyne aangedui. Vir duidelikheid is die middelste grafiek se verskil tussen die afwaartse posisie en die verwysing op die onderste grafiek getoon. Die drie grafieke toon die beheerstelsel se vermoë om die verwysings, soos deur die waarnemer bereken, te volg. Die sirkeltjie, by ongeveer $-1m$ op die grafiek, toon die punt van impak op die grond. In [15] is 'n model vir die onderstel van 'n vliegtuig ontwikkel. Wanneer die vliegtuig die grond tref hop dit en is sigbaar op die grafiek - net na die sirkel is daar weer 'n skielike toename in hoogte.

Deur die vliegtuig 15 outonome landings te laat doen is figuur 8.5 verkry. Die grys kolletjies dui elke landing se punt van impak op die



Figuur 8.5: 15 Landings Se Impakpunte Op Die Grond

grond aan. Die groot swart sirkel is die verwysings sirkel wat gespesifiseer is in hoofstuk 2. Van die skets kan gesien word dat die oostelike posisie prestasie van die beheerstelsel baie goed is. Ongelukkig is die noordelike posisie prestasie nie so goed nie.

Die rede vir die groot noordelike posisiefout van die impak punt, is 'n direkte gevolg van die waarnemer se afwaartse posisiefout. Vir 'n eindnaderingsstelling van 8° , soos wat gebruik is in hierdie simulasies, veroorsaak 'n fout in die afwaartse rigting 'n ongeveer sewe maal groter fout van die impak punt in die noordelike rigting.

8.4 Gevolgtrekking

Die waarnemer se posisie akkuraatheid verbeter soos wat die vliegtuig die landingspunt nader, net soos voorspel is in hoofstuk 5. Die waarnemer het sub-meter akkuraatheid getoon vanaf $70m$ van die landingspunt en 'n maksimum akkuraatheid van $0.3m$ bereik voordat die ligte die gesigsveld van die kamera verlaat het. Die waarnemer se akkuraatheid was steeds bevredigend op die oomblik van impak, alhoewel die laaste

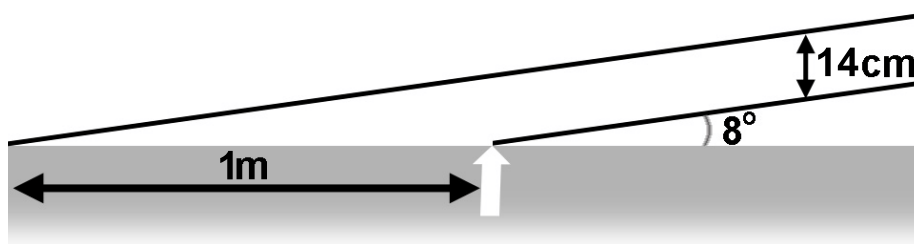
beskikbare optiese meting ongeveer een sekonde voor impak was. Die beheerstelsel se vermoë om die verwysings trajek soos deur die waarnemer te bepaal te volg het ook bevredigend presteer. Die posisie volgfout was minder as $0.5m$ vir die laaste $70m$ van die eindnaderingsbeen.

Figuur 8.5 toon dat slegs ses uit die 15 landings wat gesimuleer is binne $1m$ van die landingsmikpunt kontak gemaak het met die grond. Hierdie resultaat bevredig nie die projek vereistes soos in hoofstuk 2 neergelê nie.

In figuur 8.6 word die rede vir hierdie swak prestasie getoon. Alhoewel die vliegtuig die verwysingstrajek baie akkuraat volg, gaan 'n klein fout in hoogte 'n aansienlike verskuiwing in die landingspunt teweeg bring. 'n Fout van $14cm$ in hoogte maak dat die vliegtuig nie binne die gespesifiseerde area land nie. Om die vliegtuig se hoogte akkurrer as $14cm$ te probeer beheer, is 'n baie hoë spesifikasie vereiste vir die huidige sensors, lugraam, beheerstelsel en aktueerders. Om die spesifikasie te haal sal die eindnaderingshelling styler gemaak moet word.

Die spesifikasie, van 'n $1m$ radius landings area, is te streng vir 'n landing met hierdie vliegtuig, omdat die lugraam nie 'n eindnaderingshelling styler as 8° sal oorleef nie en gevolglik binne 'n $14cm$ hoogtefout moet bly, wat 'n baie streng voorwaarde is.

Alhoewel die simulasie nie die vereiste spesifikasie haal nie, is die laterale en hoogte akkuraatheid steeds bevredigend.



Figuur 8.6: Landingspunt Verskuiwing As Gevolg Van Hoogtefout

8.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk word 'n oorsig van die HIL simulator gegee, asook die stelsel wat op die ABR geïmplementeer is.

Die resultate van die HIL simulaties bevestig dat die stelsel werk. Hierdie simulaties is 'n belangrike ontwerpshulpmiddel en gee ook 'n benadering van die prestasie wat verwag kan word wanneer die stelsel prakties getoets word met 'n toetsvlug.

Hoofstuk 9

Toetsvlug Data

Om die simulasiere resultate te verifieer is die stelsel prakties geïmplementeer op 'n OBV. 'n Reeks toetsvlugte is onderneem om die werking van die verskillende komponente waaruit die beheerstelsel saam gestel is te toets en te verfyn.

In afdeling 9.1 word 'n oorsig van die veiligheidsprosedures en vlugplan voorbereiding gegee, tesame met 'n oorsig van die vier toetsvlugte wat onderneem is. Afdeling 9.2 analiseer die data wat versamel is vir die toets van die optiese stelsel en afdeling 9.3 analiseer die data van die beheerstelsel toetsvlug.

9.1 Toetsvlug Oorsig

Om die volgehoue sukses van navorsing in die onbemande vliegtuig groep in die ESL te verseker, is dit noodsaaklik om die korrekte veiligheidsprosedures na te kom. Tesame met die groei in navorsing het die ESL omvattende toetsvlug dokumentasie ontwikkel wat bestaan uit die nodige veiligheidsprosedures en dokumentasie, asook 'n toetsplan en kontrolelys. Sien bylaag C vir foto's van voorbeelde van dokumentasie.

Die vliegtuig wat gebruik is in hierdie projek om die stelsel te toets is dieselfde vliegtuig wat gebruik is in die projek van Ruan de Hart [5]. As gevolg van hierdie interafhanklikheid tussen die twee projekte was dit uiters belangrik om die risiko van skade aan die vliegtuig tot 'n minimum te hou. Voordat 'n toetsvlug onderneem is, is die toetsvlug se uitkomst en prosedures eers deeglik gedokumenteer en die hele vlugtoetsspan is ingelig oor die toetsvlugplan. Na 'n toetsvlug is al die dokumentasie tesame met al die data van elke toetsvlug gestoor. 'n Reeks toetsvlugte is saam gedoen om die waarnemer en binnelus beheerders te verfyn. As gevolg van die hoë risiko van die landingstoetsvlug, omdat die vliegtuig so naby aan die grond is, is daar besluit om die toets heel laaste uit te voer - nadat al die toetsvlugte van die ander projek voltooi is.

9.1.1 Vliegtuig En Ligte



Figuur 9.1: Super Frontier Senior 46 - *Obelix*

Die vliegtuig wat gebruik is om die stelsel prakties te toets is in *Super Frontier Senior 46*. Die vliegtuig is gekies op grond van die stabiele lugraam en groot vlerkoppervlak. Die vliegtuig is gemodifiseer om die ekstra gewig van die avionikastelsel te kan dra. Die twee hoof verandering is die vlerke wat verstrekkend is deur stutte te maak met veselkoolstof pype en 'n 0.91 *ku'dm* motor te gebruik in plaas van die voorgeskrewe 0.46 *ku'dm* motor.

Om die kamera onbelemmerde sig van die landingsbaan gedurende die eindnaderingsfase te gee, is die onderstel van die vliegtuig verander van 'n voorwiel konfigurasie na 'n stertwiel konfigurasie. Figure 9.1 en 9.2 is onderskeidelik 'n foto van die vliegtuig by 'n toetsvlug en 'n foto van die kamera soos dit gemonteer is onder aan die vliegtuig. In figuur 9.3 word die vier infrarooi ligte se plasing op die landingsbaan getoon.



Figuur 9.2: Kamera Onder Aan Vliegtuig



Figuur 9.3: Vier Infrarooi Ligte Op Landingsbaan

9.1.2 Toetsvlug Opsomming

Die toetsvlugte wat onderneem is om die waarnemer en die binnelus-beheerders te toets, word nie in hierdie dokument behandel nie, maar is verkrygbaar in [5]. Hier volg 'n kort opsomming van die vier toetsvlugte wat onderneem is om die stelsels wat in hierdie projek ontwerp is te toets:

9.1.2.1 Toetsvlug 1 - 12 September 2008

Die doel van hierdie vlug was om die optiese sensor se werking te toets deur middel van verbyvlugte deur die toetsvlieënier. Die toets het gefaal, omdat die kamera nie al vier die merkers gelyk kon identifiseer nie. Na ondersoek is ondervind dat die intensiteit van die ligte aansienlik afneem indien die ligte vanaf 'n hoek besigtig word. Die opsoek tabel met die analoog aanwys van die kamera is aangepas om die kamera sensitiewer te maak.

9.1.2.2 Toetsvlug 2 - 22 September 2008

Die toets was 'n herhaling van die eerste toetsvlug om die werking van die optiese sensor te toets. Die toets het gefaal as gevolg van 'n harde-ware probleem. Die vibrasie van die motor het tot gevolg gehad dat die interferensie-filter en een van die lense van die lens-eenheid los vibreer het en afgeval het gedurende die vlug. Deur die kring wat die vliegtuig gevlieg het na te spoor is 'n intensiewe soektog vir die verlore items afgelê. Die interferensie-filter is gevind, maar nie die lens nie. 'n Tweede lens-eenheid is aangekoop.

9.1.2.3 Toetsvlug 3 - 5 November 2008

Vir hierdie toetsvlug is twee doelstellings gestel. Eerstens om die werking van die optiese sensor te verifieer wat nie in bogenoemde toetsvlugte suksesvol was nie en tweedens om die werking van die buitelus beheerstelsel te toets. Albei die toetse is suksesvol afgelê en die resultate word bespreek in afdeling 9.2 en 9.3.

9.1.2.4 Toetsvlug 4 - 17 November 2008

Die doel van hierdie toets was om 'n totaal outonome landing uit te voer, maar sonder dat die vliegtuig aan die grond raak. Die vlugplan beheerder is opgestel om die landing by 'n bepaalde hoogte uit te voer. Hierdie hoogte sal dan verminder word na 'n hoogte van $2m$ bo die landingsbaan. Twee video kameras, een haaks met die landingsbaan en een in lyn met die baan, word dan gebruik om beeldmateriaal te versamel wat later verwerk kan word na 'n verwysingsposisie om die prestasie van die landing te meet.

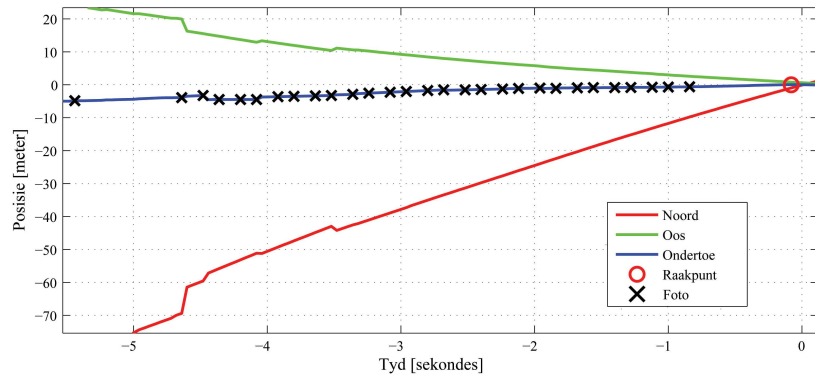
Kort nadat die vliegtuig opgestyg het, het die vlieënier beheer verloor oor die vliegtuig as gevolg van 'n foutiewe radioverbinding. Die vliegtuig is te erg beskadig om te herstel in die beperkte tydraam van hierdie projek.

9.2 Optiese Stelsel Toets

Omdat daar geen maklike manier is om die akkuraatheid van die optiese stelsel te verifieer gedurende vlug nie, is die volgende toets voorgestel: Die ligte word opgestel soos in figuur 9.3 en die waarnemer geaktiveer. In plaas daarvan dat die beheerstelsel die landing uitvoer, word die vliegtuig deur die toetsvlieënier geland. Die eindnadering en landing word deur 'n videokamera afgeneem. Vanaf die sensor data kan daar na die vlug bepaal word presies wanneer die vliegtuig die grond geraak het. Deur die posisie wat die waarnemer bereken het, toe die vliegtuig die grond geraak het, te vergelyk met die benaderde posisie op die video, kan die prestasie van die optiese stelsel en waarnemer in vlug bepaal word.

Figuur 9.4 is 'n grafiek van die posisie deur die waarnemer bepaal gedurende die eindnaderingsbeen van die landing wat deur die vlieënier uitgevoer is.

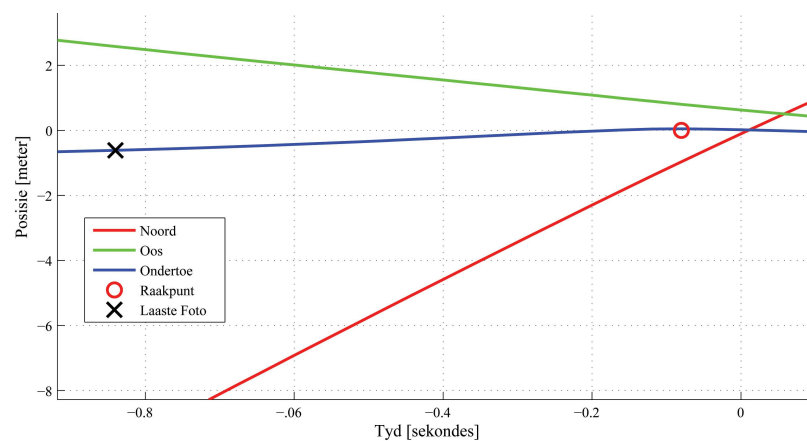
Elke kruisie op die ondertoe hoogte dui aan wanneer 'n foto geneem is.



Figuur 9.4: Posisie Gedurende Landing Onder Vlieënier Beheer

Die sirkel dui die oomblik van impak op die grond aan.

Let op hoe die eerste foto byna 'n sekonde neem om verwerk te word. Die rede hiervoor is dat die optiese sensor nog nie 'n klem op die merkers het nie en die hele beeld deursoek moet word vir merkers. Daarna word klem status verkry en neem die tempo waarteen foto's verwerk word na ongeveer sewe foto's per sekonde toe. Die oorgang, by ongeveer $-4.6s$, van GPS as primêre posisie sensor na die optiese meting as primêre posisie sensor, is sigbaar in die groot posisie sprong wat die waarnemer neem sodra die eerste optiese sensor meting beskikbaar is. Die grafiek in



Figuur 9.5: Posisie Gedurende Laaste Sekonde Van Landing Onder Vlieënier Beheer

figuur 9.5 is slegs 'n vergroting van ongeveer die laaste sekonde van vlug voordat die vliegtuig die grond raak. Van die grafiek kan die volgende inligting verkry word:

Die laaste optiese meting is beskikbaar op 'n afstand van ongeveer $10m$ ($9.7m$ noord en $2.5m$ oos) vanaf die middelpunt van die merkers.

Volgens die waarnemer was die vliegtuig se posisie $-0.95m$ noord, $0.8m$ oos en $0.05m$ ondertoe die oomblik wat die wiele die grond geraak het. Hierdie noord en oos posisie kan getransformeer word na $1.0m$ links van die baan se middellyn en $0.7m$ voor die middelpunt van die merkers. Figuur 9.6 is 'n foto wat geneem is uit die video beeld van die landing op die oomblik toe vliegtuig die grond geraak het. Ongelukkig is dit nie baie duidelik vanaf die foto waar die vliegtuig die grond geraak het nie, maar dit lyk baie naby aan die middel van die merkers.

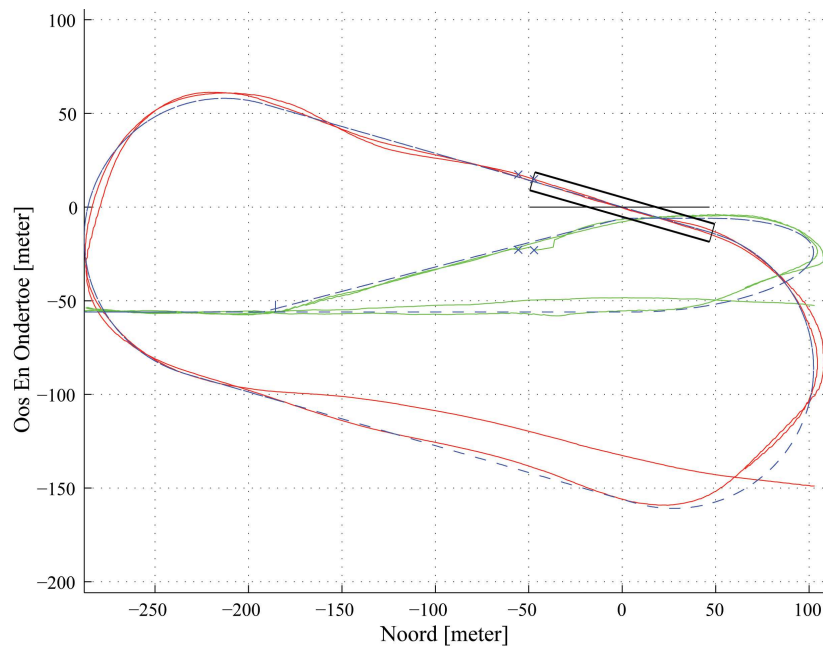


Figuur 9.6: Foto Van Impak Posisie Gedurende Landing

9.3 Beheerstelsel Toets

Die beheerder is opgestel om 'n kring te vlieg, maar gedurende die eindnadering net te daal tot op 'n hoogte van $10m$ bo die landingsbaan en dan weer te klim en die proses te herhaal. In figuur 9.7 word die posisie van twee van hierdie kringe wat gevlieg is getoon. Die verwysing word aangedui met die stippellyn.

Die buitelus beheerder se dinamika kan verstel word deur die lengte

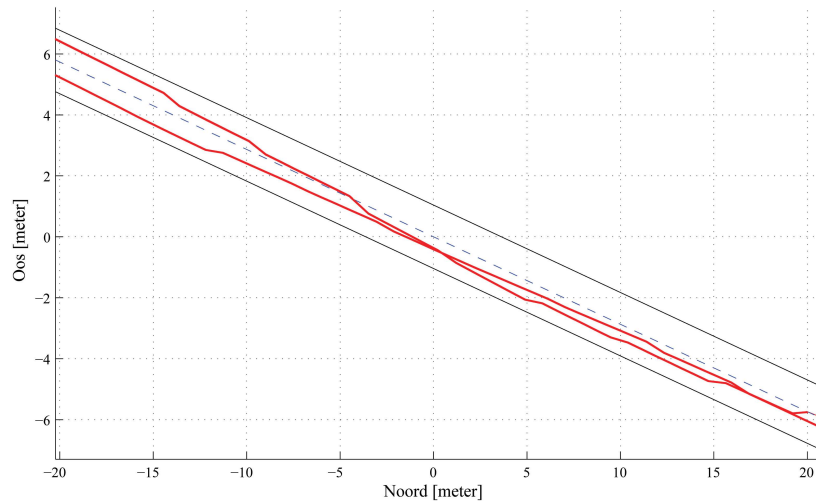


Figuur 9.7: Die Toetsvlug Kring - Verwysing En Werklike

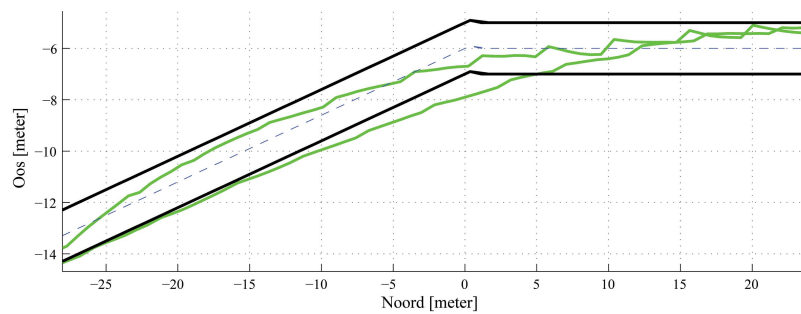
van die virtuele *stokkie* wat tussen die vliegtuig en die trajek is te versel. 'n Kortere lengte beteken beter volging van die verwysingstrajek. Die lengte is stelselmatig verkort gedurende die toetsvlug, maar die stelsel het onstabiel geraak wanneer dit korter as twee maal die snelheid van die vliegtuig is.

Die prestasie van die stelsel kan geëvalueer word deur die laterale volging en die hoogte volging apart te ondersoek.

In figuur 9.8 word die die posisie van twee van die verbyvlugte oor die landingsbaan getoon. Die stippellyn is die verwysings trajekte, twee ewewydige lyne is $1m$ weg aan elke kant van die verwysing geplaas om te dien as grense. Let wel dat die verwysing nie stasionêr is nie, maar beweeg tesame met die GPS se posisie fout. Die laterale posisie volging van die beheerder vir die verbly vlug oor die aanloopbaan het 'n WGK fout van $0.71m$ gehad. In figuur 9.9 word die ondertoe posisie en verwysings trajek getoon. Die figuur toon die daling van die eindnaderingsbeen en daarna word 'n konstante hoogte gehou vir die verbyvlug. Twee ewewydige lyne is $1m$ weerskante van die verwysing getrek om



Figuur 9.8: Laterale Posisie Prestasie Van Beheerstelsel



Figuur 9.9: Hoogte Prestasie Van Beheerstelsel

te dien as grense. Die hoogte volging van die beheerder vir die windaf gedeelte van die vlug waar die verwysing 'n konstante hoogte is, het 'n WGK fout van $1.0m$ gehad.

9.4 Gevolgtrekking

Die videobeeld wat verfilm is gedurende die optiese sensor toets is nie duidelik genoeg om die akkuraatheid, soos in die simulاسie verkry, te bevestig nie. Die optiese sensor se hoogtemeting kan wel verifieer word, die waarnemer het die posisie van vliegtuig as $0.05m$ onder die landingsbaan bereken op die oomblik van impak. Dit is duidelik onmoontlik,

maar die posisiefout in hoogte is in ooreenstemming met die van simulasies, en is aanvaarbaar vir hierdie projek.

Die beheerstelsel se laterale volging stem ook ooreen met die simulاسie, maar nie die hoogte volging nie. 'n Posisiefout van $1m$ in hoogte is onaanvaarbaar vir hierdie projek. Die buitelus-beheerder se onvermoë om die hoogte verwysing te volg kan toegeskryf word aan die soortlike normaalversnelling-beheerder. Hierdie beheerder volg nie die verwysings intree soos bereken nie. Gedurende die toetsvlug was die WGK volgfout van hierdie beheerder $2.1ms^{-2}$. 'n Verbetering in hierdie beheerder sal die vliegtuig se vermoë om die verwysings trajek te volg aansienlik verbeter.

9.5 Opsomming

In hierdie hoofstuk is 'n oorsig van die prosedures wat gevolg is voor en gedurende 'n toetsvlug bespreek, daarna is die 'n opsomming van die vier toetsvlugte wat onderneem is gegee.

Die volgende twee afdelings het die resultate van die optiese stelsel en die beheerstelsel analiseer en bespreek. Die gevolgtrekking is dat die optiese stelsel en laterale beheer bevredigend is, maar nie die beheerstelsel se hoogte beheer nie.

Hoofstuk 10

Gevolgtrekkings En Aanbevelings

In hierdie hoofstuk word die gevolgtrekking oor die projek gegee en daarna word aanbevelings vir toekomstige werk gemaak.

10.1 Gevolgtrekking

Kameranodus

- Alhoewel die Quartus II sagteware se simulasiereultate 'n FPGA klokfrekwensie van 40MHz verifieer het, kon dit nie prakties gehaal word nie. Die klokfrekwensie is verlaag na 20MHz om te verseker dat al die tydspeksifikasies van die onderskeie komponente bevredig word.
- Deur die optimisering van die kode wat deur die kameranodus se mikrobeheerder uitgevoer word vir die skandeer algoritme, tesame met die gebruik van AVB's, is 'n beeldverwerkings tempo van tussen 7-8 foto's per sekonde behaal. Die optiese sensor uittree is dus vertraag met ongeveer 130ms wat bydrae tot die hoë akkuraatheid van die waarnemer posisies.
- Alhoewel die infrarooi ligte sigbaar was op 'n afstand van 150m

in statiese toetse, was dit op gemiddeld eers sigbaar op 'n afstand van $80m$ gedurende vlug met, 'n enkele maksimum afstand van $120m$. Die beskikbaarheid van 'n akkurate posisie meting in so 'n laat stadium van die eindnaderingsbeen kan tot gevolg hê dat die vliegtuig nie die groot posisie korreksie betyds kan uitvoer nie.

Waarnemer

Die waarnemer het baie bevredigende resultate gelewer:

- Die waarnemer is in twee verdeel om die lineêre en die nie-lineêre te skei en sodoende verwerkers kompleksiteit te verminder. 'n Oorhardloop metode is gebruik om, gegee die wisselende verdragings in sensormetings, die toestande altyd optimaal te bereken.
- Volgens simulasië data is die Euler-hoek akkuraatheid ongeveer 2° en die posisie akkuraatheid ongeveer $4m$. Albei hierdie resultate is akkuraat genoeg om die vliegtuig te beheer terwyl die kring gevlieg word.
- Gedurende die eindnaderingsfase word die optiese meting ook gebruik en verbeter die Euler-hoeke na sub-graad akkuraatheid en die posisie akkuraatheid verbeter van ongeveer $2m$, wanneer die vliegtuig $150m$ van die merkers is, tot $0.1m$ net voordat die merkers die kamera se gesigsveld verlaat.
- Die akkuraatheid van die waarnemer in 'n toetsvlug gedurende die eindnaderingsproses blyk korrek, maar as gevolg van die lae kwaliteit en onvoldoende hoek van videobeeld is dit nie moontlik om die akkuraatheid presies te bevestig nie.

Beheerstelsel

- Die beheerstelsel se werking is bevestig in 'n simulasië en 'n toetsvlug. 'n Modulêre benadering is gebruik vir die ontwerp van die beheerstelsel om uitbreiding of verandering van komponente te vergemak-

lik. Die stelsel is ontwerp met die oog op toekomstige uitbreiding vir 'n landing op 'n bewegende landingsarea.

- Die laterale volging van die verwysings trajek was bevredigend in beide simulase en toetsvlug.
- Die volging van die verwysingshoogte het gefaal in die toetsvlug en word toegeskryf aan die binnelus-beheerder se onvermoë om die verwysingsversnellings te volg.

Die soortlike normaalversnelling-beheerder (*normal specific acceleration*) se dinamiese prestasie was onvoldoende gedurende die toetsvlug. Die WGK volgfout tussen die verwysings versnelling en die versnellingsmetermeting was ongeveer $2ms^{-2}$ gedurende die toetsvlug. Vir moontlike redes en oplossings sien [5].

10.2 Aanbevelings

Kamera

- Om die klokfrekwensie van die FPGA by die gesimuleerde frekwensie van $40MHz$ te laat werk moet die ruis op die toevoerspanning en datalyne verminder word; 'n herontwerp van die stroombaanbord word aanbeveel.
- Deur in kragtiger FPGA en mikrobeheerder te gebruik in die kameranodus kan meer van die beeldverwerking op die kameranodus gedoen word.

Indien die FPGA die beeld inspekteer soos wat dit van die beeldsensor na die SLSG afgelaai word, kan die analoogaanwins vir die volgende foto aanlyn aangepas word. Daar kan ook benader word waar sentroïedes in die beeld is, sodat dit nie nodig is om die hele beeld te deursoek wanneer die kamera nog nie klemstatus (*Lock*) het nie.

- Deur nie-vlugtige geheue, bv. 'n SD kaart, op die kamera aan te bring kan al die foto's gestoor word vir latere data analise. Die kamera kan dan ook gebruik word vir lugfotografie indien die interferensiefilter verwyder word.
- Die passer algoritme kan verbeter word deur die grootte van die sentroïedes wat gevind is ook te gebruik om die merkers van die ruis te onderskei.
- Indien 'n kragtig genoeg verwerker aanboord van die kameranodus aangebring word, kan die Lev-Mar soek algoritme selfs aanboord van die kamera uitgevoer word en slegs die posisie en oriëntasie na die ABR gestuur word.

- Deur hoër drywing ligte te gebruik, 'n banddeurlaat-interferensiefilter met 'n wyer deurlaatband te gebruik óf die sluiterspoed stadiger te maak, is dit moontlik om die ligte op 'n groter afstand af te neem. Vir laasgenoemde oplossing sal die rotasietempo van die vliegtuig, net voor die foto geneem word, in ag geneem moet word om smeer te minimeer.

Alternatiewelik moet verseker word dat die vliegtuig 'n klein genoeg posisiefout het, deur 'n akkurate GPS te gebruik, voordat die optiese metings beskikbaar word, sodat daar slegs klein posisie korreksies gemaak hoef te word in die laaste paar sekondes voor impak.

- Om die akkuraatheid van die optiese sensor te verhoog kan verskillende stelle merkers gebruik word. Deur die merkers nog verder uit mekaar te plaas, kan die akkuraatheid van die optiese meting wanneer die vliegtuig ver van die merkers af is verbeter word. Wanneer die vliegtuig naby aan die landingspunt is en dié stel merkers dan buite die gesigsveld van die kamera is, kan 'n tweede stel merkers wat nader aan mekaar is geaktiveer word.

Deur meer as vier merkers te gebruik kan die akkuraatheid van die optiese meting verbeter word. Die stelsel kan ook aangepas word

om met minder as vier merkers te werk. Alhoewel dit nie moontlik sal wees om al ses die toestande te bereken wanneer daar minder as vier merkers beskikbaar is nie, kan van die toestande bereken word.

Waarnemer

- Die waarnemer implementasie maak voorsiening vir die gebruik van 'n ultrasoniese hoogtemeter wanneer die vliegtuig naby aan die grond is. Die sensor het sporadies foutiewe metings gegee en daar is besluit om die sensor te deaktiveer. 'n Ondersoek na die probleem en die her-aktivering word aanbeveel.
- 'n Beter metode om die optiese meting se akkuraatheid te bevestig word verlang. Deur twee videokameras te gebruik om stereo-visie te verkry gedurende vlug kan 'n verwysings posisie bepaal word om die sensor posisie mee te vergelyk.
'n Tweede moontlikheid is om die vliegtuig aan 'n sweefspoor (*cable way*) te hang wat die sweefhelling naboots. Die verwysings trajek is dan bekend en die optiese meting kan daarmee vergelyk word om die akkuraatheid te verifieer.

Beheerstelsel

- Om die vliegtuig op 'n bewegende landingsarea te land word die volgende ontwerp voorgestel. As gevolg van die ossillerende beweging van 'n boot kan 'n akkurate model van die boot se beweging opgestel word. Deur hierdie model met behulp van 'n Kalman-filter op die ABR van die vliegtuig te implementeer, kan die nodige versnellings bereken word en vorentoe gevoer word na die binnelus-beheerder. Deur middel van 'n lae bandwydte radioverbinding hoef slegs die metings wat verhoed dat die Kalman-filter divergeer, van die boot na die vliegtuig gestuur te word.

- Indien die versnellingsmeter-lesing 'n afset het gaan die stokkie-beheerder 'n posisie afset hê. Deur 'n laag-deurlaatfilter op die posisie fout te plaas kan die versnellingsmeter-afset bepaal word en gekorrigeer word.
- Die ontwerp en implementering van die volgende beheerders kan oorweeg word:
 - Die sweef-beheerder soos in afdeling 4.4.2 ontwerp implementeer om die sweefhelling aanlyn te bepaal.
 - 'n Rigtingroer-beheerder wat die vliegtuig reguit sal stuur die oomblik nadat die vliegtuig die grond tref.
 - 'n Vlerk-gelykmaker-beheerder kan geaktiveer word kort voor impak om te verseker dat die vliegtuig nie 'n rolhoek (*bank angle*) het wanneer dit die grond tref nie.
 - Die effek wat uitrol op die akkuraatheid van die impak punt het kan ondersoek word en 'n uitrol-beheerder kan moontlik gebruik word om die afwaartse snelheid te verminder.
 - Die gebruik van 'n ontkrap-beheerder (*de-crab*) kan ondersoek word en gebruik word in sterk dwarswind kondisies.
- Die vlugplan-beheerder kan uitgebrei word om die landingsproses te monitor. Indien die kamera nie klemstatus verkry nie, of die vliegtuig se posisiefout en snelheid nie tussen bepaalde drempelwaardes is nie, kan die eindnadering gekanselleer word (*abort landing*). Die helling kan aangepas word en die landingsproses word dan herhaal.
- Die aktiewe gebruik van lugremme of boontoe-klappe kan gebruik word om 'n steiler eindnaderingshelling te verkry en sodoende die verhouding tussen hoogtefout en raakpuntfout te verminder. Indien die vliegtuig aangedryf word deur 'n elektriese motor kan, die stukrag van die motor ook omgedraai word om die vliegtuig te

rem (*reverse thrust*) en sodoende kan 'n steiler eindnaderingshelling verkry word.

- Uit figuur 8.5 is dit duidelik dat 'n klein hoogtefout 'n groot verplasing in die raakpunt veroorsaak. Die vangmeganisme sal so ontwerp moet word om die vliegtuig te kan vang al is dit 'n paar sentimeter bo die oppervlak van die landingsbaan by die mikpunt.

10.3 Projek Samevatting

In hierdie projek is 'n optiese posisie- en oriëntasiesensor, tesame met 'n beheerstelsel wat gebruik kan word om 'n vliegtuig baie akkuraat te land, ontwerp en gedeeltelik gedemonstreer.

Om dit reg te gekry het is die volgende stelsels ontwerp en geïmplementeer:

- Optimale kinematiese-waarnemer
- Vlugplan- en buitelus-beheerders
- Optiese posisie- en oriëntasiesensor
- Infrarooi-kameranodus
- HIL simulاسie om die stelsel se werking te verifieer
- Modelvliegtuig toegerus met avionika
- 'n Toetsvlug om die stelsel se werking prakties te verifieer

Bibliografie

- [1] N. Carstens. Development of a low-cost and low-weight flight control system for an electrically powered free-flying model helicopter. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, April 2005.
- [2] National Geophysical Data Centre. web page, 2006. <http://www.ngdc.noaa.gov/seg/geomag/models.shtml>.
- [3] Andrew Ross Price Christopher Wilkin. Landing approach advisory system for a uav. Technical report, Monash University, 2005.
- [4] Cypress Perform. *IBIS5-B-1300 CYII5FM1300AB 1.3 MP CMOS Image Sensor*, July 2007. Rev. B.
- [5] Ruan de Hart. Advanced take-off and flight control algorithms for fixed wing unmanned aerial vehicles. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, Maart 2009.
- [6] Willem J. Hough. Autonomous aerobatic flight of a fixed wing unmanned aerial vehicle. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, Maart 2007.
- [7] A Non iterative Method for Correcting Lens Distortion from Nine Point Correspondences. Hongdon li, richard hartley. Technical report, Australian National University, 2006.
- [8] T. Jones. Advanced estimation 813 - course notes, 2005.

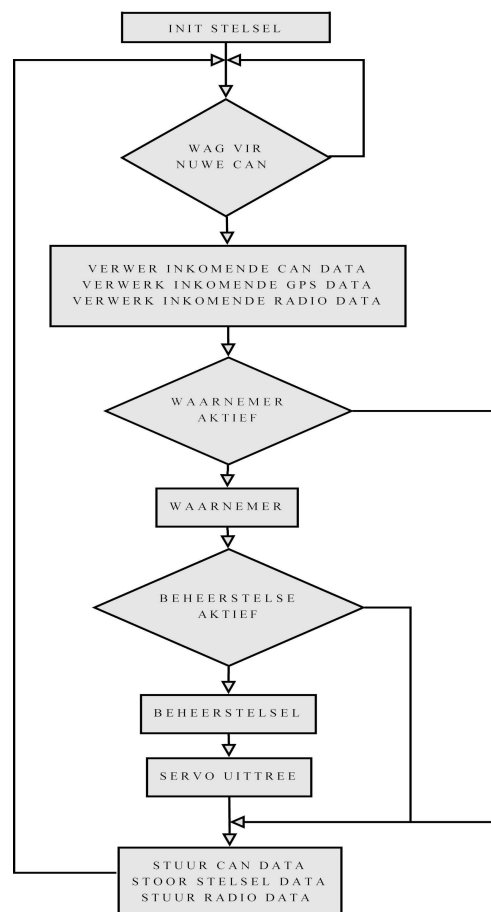
- [9] O. Tingleff K. Madsen, H.B. Nielsen. Methods for non-linear least squares problems. Technical report, Technical University of Denmark, April 2004.
- [10] Daniel K. Malan. Kalman filter blabla. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, Maart 2005.
- [11] Dewald Mienie. Autonomous docking for a satellite pair using monocular vision. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, Maart 2009.
- [12] D.R. Myers and K.E. Emery. Proposed reference spectral irradiance standards to improve concentrating photovoltaic system design and performance evaluation, May 2002. National Renewable Energy Laboratory.
- [13] S. Park. *Avionics and Control System Development for Mid-Air Rendezvous of Two Unmanned Aerial Vehicles*. PhD thesis, Massachusetts Institute of Technology, Februarie 2004.
- [14] Iain K. Peddle. *Acceleration Based Manoeuvre Flight Control System for Unmanned Aerial Vehicles*. PhD thesis, Universiteit van Stellenbosch, December 2008.
- [15] Jan-Cor Roos. Autonomous take-off and landing of a fixed wing unmanned aerial vehicle. Master's thesis, Universiteit van Stellenbosch, Maart 2007.
- [16] Ole Raven Thomas Dall Larsen, Nils A Andersen. Incorporatino of time delayed measurments in a discrete-time kalman filter.
- [17] web page:. Arcturus uav. www.arcturus-uav.com.
- [18] web page:. Mp2028. www.micropilot.com.
- [19] web page:. Piccolo ii autopilot. www.cloudcaptech.com.
- [20] web page:. Predator b - persistent multi-mission isr and strike aircraft. www.ga-asi.com.

- [21] web page:. Sperwer mk ii. www.sagem-ds.com.
- [22] web page:. Vulture tactical uav system. www.ate-aerospace-group.com.
- [23] Li-ling Jin Xiang Pan, De-qiang Ma. Vision-based approach angle and heidght estimation for uav landing. Technical report, Zhejiang University, 2008.

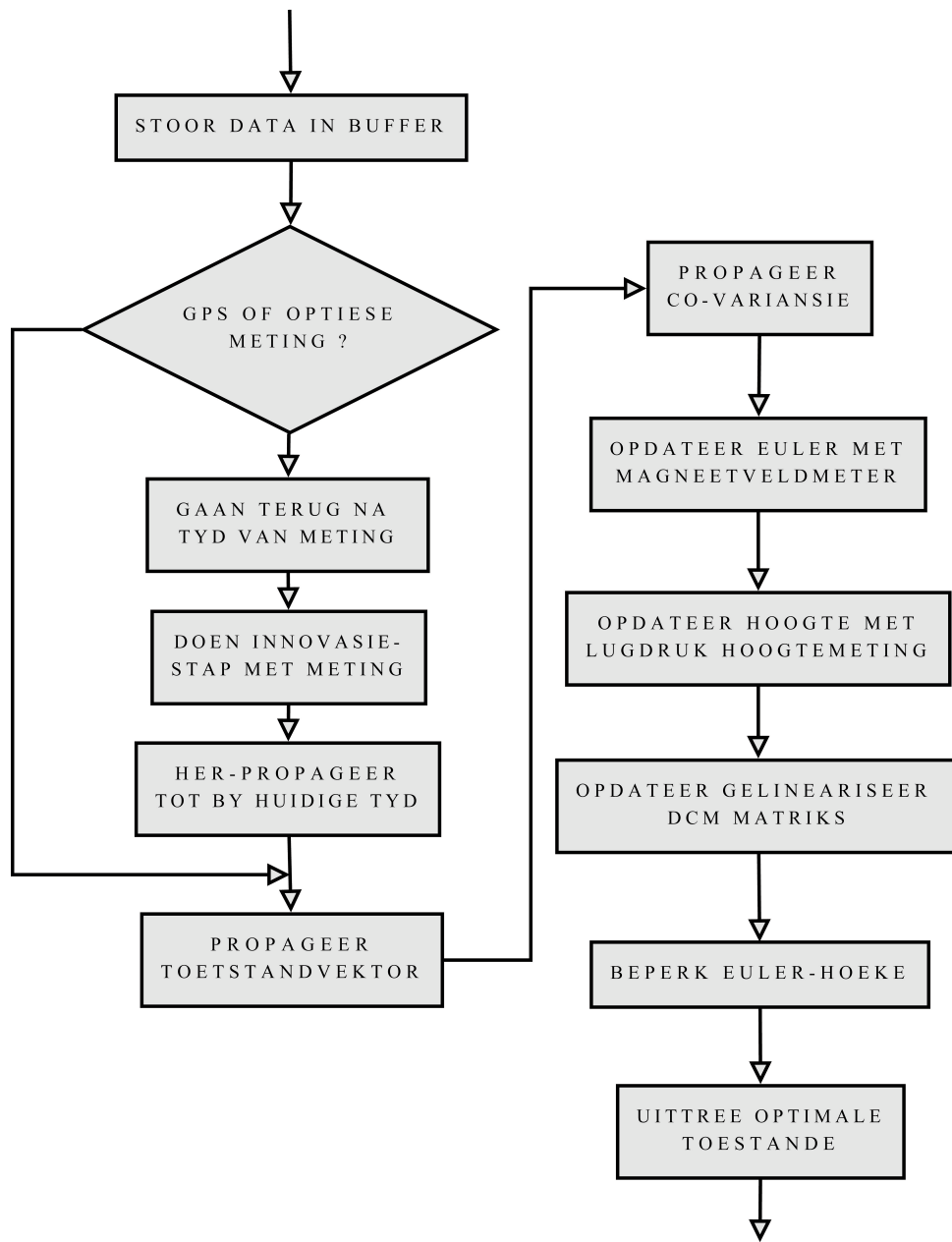
Appendices

Bylae A

Beheerstel Werking



Figuur A.1: Vloediagram Van Stelsel



Figuur A.2: Vloediagram Van Waarnemer

Bylae B

Levenberg-Marquardt Metode

Die koste funksie word deur die volgende vergelyking gegee:

$$\begin{aligned} F(\mathbf{x}) &= \frac{1}{2} \|\mathbf{f}(\mathbf{x})\|^2 \\ &= \frac{1}{2} \mathbf{f}(\mathbf{x})^T \mathbf{f}(\mathbf{x}) \end{aligned}$$

met

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\mathbf{x}) &= \mathbf{f}(\mathbf{x})_1 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_2 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_3 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_4 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_5 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_6 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_7 + \mathbf{f}(\mathbf{x})_8 \\ &= (p_x^1 - \hat{p}_x^1) + (p_y^1 - \hat{p}_y^1) + (p_x^2 - \hat{p}_x^2) + (p_y^2 - \hat{p}_y^2) \\ &\quad + (p_x^3 - \hat{p}_x^3) + (p_y^3 - \hat{p}_y^3) + (p_x^4 - \hat{p}_x^4) + (p_y^4 - \hat{p}_y^4) \end{aligned}$$

en die jakobiaan matriks

$$\mathbf{J}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_1}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_2}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_3}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_4}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_5}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_6}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_7}{\partial P_D^{KAM}} \\ \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial \Phi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial \Theta^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial \Psi^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial P_N^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial P_E^{KAM}} & \frac{\partial f(\mathbf{x})_8}{\partial P_D^{KAM}} \end{bmatrix}$$

Algorithm 1: Levenberg-Marquardt Metode

```

k := 0;
v := 2;
x := x0
A := J(x)TJ(x)
g := J(x)Tf(x)
found := (||g|| ≤ ε1)
μ := τ × max(aii)
while (not found) and (k < kmax) do
  k := k + 1
  Solve (A + μI)hlm = -g
  if ||hlm|| ≤ ε2(||x|| + ε2) then
    found := true
  else
    xnew := X + hlm
    ρ := (F(x) + F(xnew)) / (L(0) - L(hlm))
    if ρ > 0 then
      x := xnew
      A := J(x)TJ(x)
      g := J(x)Tf(x)
      found := (||g|| ≤ ε1)
      μ := μ × max( $\frac{1}{3}$ , 1 - (2ρ - 1)3)
      v := 2
    else
      μ := μ × v
      v := 2 × v
    end
  end
end
end
with:
L(0) - L(hlm) :=  $\frac{1}{2}$ hlmT(μhlm - g)

```

Bylae C

Vlugtoets Dokumente



Figuur C.1: Foto Van Sommige Vlugtoets Dokumente

Figuur C.1 is 'n foto van die dokumentasie wat gebruik is voor en gedurende die toetsvlugte.

In figuur C.3 word die vlugtoets plan getoon. Hierdie dokument bevat

**Centre of Expertise in Autonomous Systems
Electronic Systems Laboratory
Stellenbosch University**

Flight Test Plan


| Flight Test Details | |
|---------------------|--|
| Name of test: | |
| Date of test: | |
| Location of test: | |

I the undersigned fully understand my role in the execution and safety of the above flight test:

| Team Member | Print Name | Signature | Date |
|-----------------------------------|------------|-----------|------|
| Flight Test Coordinator | | | |
| Flight Test Coordinator Assistant | | | |
| Safety Pilot | | | |
| Safety Officer | | | |

Figuur C.2: Vlugplan Voorblad

al die inligting wat benodig word gedurende die toetsvlug. Waarnemings en veranderinge word hierop aangebring gedurende die toetsvlug.

| | | | | |
|---|------------------|---------------|-----------------|--------|
| TEST CARD: Obelix Flight 1 | | | | Notes: |
| UAV: Obelix | | | | |
|  | Test Heading: | | | |
| | Sub Heading: | | | |
| Test No: | Airframe Flt No: | Test Leader: | Date: | |
| Test Coordinator: | Pilot: | Backup Pilot: | Ground Station: | |
| Configuration and Status: | | | | |
| | | | | |
| Restrictions: | | | | |
| | | | | |

| Pos | Height | Speed | Test Point | Remarks |
|-----|--------|-------|------------|---------|
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |
| | | | | |

Figuur C.3: Voorbeeld Van Lee Toetsvlug Kaart

Bylae D

Skandeer Algoritme

Hierdie is 'n psedokode voorstelling van die skandeer algoritme wat deur die mikrobeheerder op die kameranodus uitgevoer word.

```

Laai AVB Af Van SLSG Na Mikrobeheerder;
for  $i = 1$  to Beeldstippels In AVB In Stappe Van Spronggrootte do
  if ( $Beeldstippel(i) \geq Drempelwaarde$ ) then
    Vind Mees Linkerkandste  $Beeldstippel(s) \geq Drempelwaarde$ ;
    while ( $Beeldstippel(x,y) \neq Beeldstippel(s)$ ) do
      Besoek Omringende Beeldstippels Kloksgewys;
      if ( $x \geq x_{max}$ ) then
         $x_{max} := x$ ;
      end
      if ( $x < x_{min}$ ) then
         $x_{min} := x$ ;
      end
      if ( $y \geq y_{max}$ ) then
         $y_{max} := y$ ;
      end
      if ( $y < y_{min}$ ) then
         $y_{min} := y$ ;
      end
    for  $x = x_{min}$  to  $x_{max}$  do
      for  $y = y_{min}$  to  $y_{max}$  do
         $X_{som} := X_{som} + Beeldstippel(x,y) \times x$ ;
         $Y_{som} := Y_{som} + Beeldstippel(x,y) \times y$ ;
         $Massa := Massa + Beeldstippel(x,y)$ ;
      end
     $Sentroïede_x := X_{som} / Massa$ ;
     $Sentroïede_y := Y_{som} / Massa$ ;
    Voeg By Lys ( $Sentroïede_x, Sentroïede_y, Massa$ );
  end
end

```

Bylae E

Passer Algoritme

Genereer Virtuele Foto mbv Waarnemer Posisie En Oriëntasie;

Bereken $\lambda_{1..4}$, Λ_0 en $l_{1..4}$;

forall *Groeperings Van 4 Uit Lys Van Kolle* **do**

 Bereken $\hat{\lambda}_{1..4}$ en $\hat{\Lambda}_0$;

$J_{hoek} = 2 |\hat{\Lambda}_0 - \Lambda_0| + \sum_{i=1}^4 |\hat{\lambda}_i - \lambda_i|$;

if $J_{hoek} \leq J_{min}$ **then**

 Stoor Huidige Groepering Van Kolle;

$J_{min} := J_{hoek}$

end

end

if $J_{min} \leq J_{hoek\ drempeel}$ **then**

 Suksesvolle Passing;

else

 Bereken $\hat{l}_{1..4}$;

$J_{lengte} = \sum_{i=1}^4 \frac{|\hat{l}_i - l_i|}{l_i}$;

if $J_{lengte} \leq J_{lente\ drempeel}$ **then**

 Suksesvolle Passing;

else

 Geen Passing;

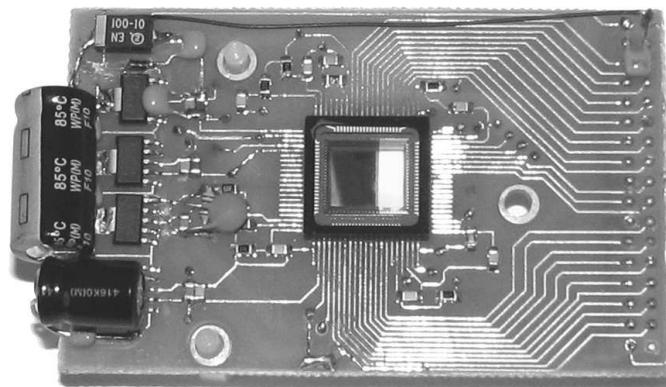
end

end

Bylae F

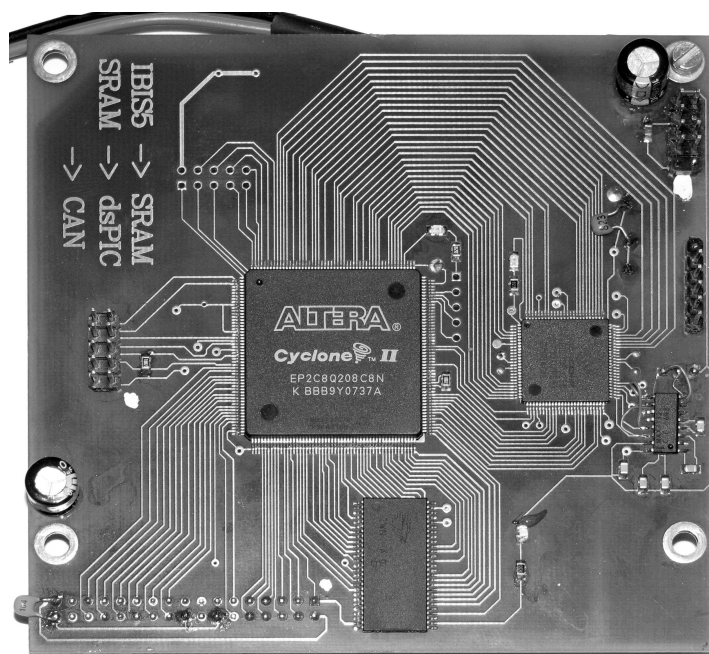
Foto's Van Infrarooi-kameranodus

Figuur F.1 is 'n foto van die IBIS5 CMOS sensor op die stroombaanbord tesame met die komponente om nodige toevoerspannings te voorsien. Figuur F.2 is 'n foto van die tweede stroombaanbord waarop die FPGA,



Figuur F.1: Foto Van CMOS Sensor Op Die Stroombaanbord

Mikrobeheerder en SLSG is. Hierdie bord kommunikeer met die ABR deur middel van die CAN-bus.



Figuur F.2: Foto Van Kameranodus - FPGA, Mikrobeheerder en SLSG