

Hoogleraar : Prof.dr.ir. D. Van Willigen
Mentor : ir. E. Theunissen
Periode : november 1994 - juli 1996

Uittreksel

Ten behoeve van het navigatie display “Tunnel-in-the-Sky” wordt in dit rapport onderzocht of het gebruik van eerste- en tweede orde positie predictie-modellen in combinatie met GPS en vliegtuiggegevens de mogelijkheid bieden om de update-rate van de vliegtuigposities te verhogen.

Voor deze predictie-modellen worden Kalman filters en fouten verwerkingsalgoritmen gebruikt om vliegtrajecten te voorspellen. Om de kwaliteit van de algoritmen, modellen en filters te testen zal gebruik worden gemaakt van gegevens afkomstig van een vlucht simulator en een laboratorium vliegtuig.

Trefwoorden:

navigatie display, GPS, update-rate, Kalman filter, lineair predictie pad, circulair predictie pad, fouten verwerkingsalgoritme.

Voorwoord

Dit rapport is geschreven als deel van mijn afstudeerwerk bij de vakgroep Telecommunicatie en Verkeersbegeleidings Systemen van de faculteit Elektrotechniek van de Technische Universiteit Delft. Het werk bestond voornamelijk uit het ontwerpen en testen van modellen die voorspellingen genereerden over vliegtuigposities. Dit gebeurde aan de hand van gemeten GPS posities en vliegtuiggegevens.

Alvorens te beginnen met dit rapport zou ik graag mijn dank willen betuigen aan Prof.dr.ir. D.Van Willigen en ir. E. Theunissen voor hun begeleiding tijdens mijn afstudeerwerk.

Mijn dank gaat ook uit naar ir. D.J. Moelker die mij de achterliggende theorieën van het Kalman filter met veel geduld heeft uitgelegd. Verder zou ik alle medewerkers en medestudenten van de 19e en 20e verdieping van Elektrotechniek willen bedanken voor de gezellige tijd die ik tijdens mijn afstuderen heb gehad.

Woen Hing, Woei Jet Kong

1 Juli 1996

Samenvatting

Een van de vele taken van het navigatie display “Tunnel-in-the-Sky” is een piloot geleiding bieden omtrent een gewenste vliegroute. Deze taak kan met behulp van alleen GPS informatie niet tot tevredenheid van de vlieger worden uitgevoerd.

In dit rapport wordt een onderzoek beschreven waarbij er gezocht is naar een mogelijkheid om de update-rate door GPS geschatte vliegtuigposities te verhogen. Hiervoor zijn er mathematische vliegtuigmodellen en fouten verwerkingsalgoritmen ontworpen.

Vliegtuiggegevens afkomstig van de simulator gestationeerd te Delft en het laboratorium vliegtuig een Citation II zijn gebruikt om de kwaliteit van de ontworpen modellen en algoritmen te testen.

Conclusie is dat de airspeed parameter inderdaad een bijdrage kan leveren aan de verhoging van de update-rate van de vliegtuigposities mits hij met een constante frequentie aanwezig is.

Inhoudsopgave

Voorwoord	ii
Samenvatting	iii
Inhoudsopgave	iv
Symbolen en afkortingen	vi
1 Inleiding	1
1.1 Doelstelling	2
1.2 Test gegevens	2
1.3 Overzicht	2
2 Beschrijving van het Kalman filter en de invulling van de Kalman parameters	3
2.1 De mogelijke vliegtuigmodellen	4
2.2 De Kalman filter vergelijkingen	10
2.3 Fouten verwerkingsalgoritmen	12
3 Verhoging van de update-rate van vliegtuigposities	14
3.1 Berekening van de snelheidscomponent	14
3.2 Beschrijving van de ontwikkelde configuratie van Kalman filters voor de verhoging van de positie update rate	16
4 Resultaten van het Kalman filter in simulaties	22
4.1 GPS trajecten versus lineair en circulair flight data traject	22
4.2 Overgang lineaire predictor ↔ circulaire predictor	24
4.3 Verhoging van de GPS update-rate	24
4.4 Invloed van de fouten corrector in de vlucht “1632”	26
4.5 Resultaten flight data trajecten in “1632”	27
4.6 Alternatief fouten verwerkingsalgoritme in “1632”	28
4.7 Introductie ruis in “1632”	29
4.8 Predictie pad van 2 seconden in “1632”	30
4.9 Lineaire trajecten van de simulator data file	31
4.10 Lineaire trajecten van de vlucht “1632”	31
5 Conclusie	32
5.1 Conclusies van de simulator gegevens	32
5.2 Conclusies van de vlucht “1632”	33
5.3 Aanbeveling	36
Referenties	37

Appendix A	39
A.1 Het lokale assenstelsel	
A.2 Het vlucht simulator assenstelsel	
Appendix B	40
Ontbinding van de airspeed vector via het bolcoördinatenstelsel	
Appendix C	41
Berekening van de track-angle	
Appendix D	44
Q-matrices van de circulaire Kalman predictor	
Appendix E	47
De pitot statische buis	
Bijlagen	48

Symbolen en afkortingen

α	: correctie factor
β	: hoek tussen de snelheidscomponenten van het vliegtuig in het horizontale vlak
δt	: predictie interval
Δt	: meet interval
Δx	: verandering langs de x-as
Δy	: verandering langs de y-as
θ	: pitch
λ	: hoeksverandering
ξ	: cross-track-angle
ρ	: soortelijke luchtdichtheid
ϕ	: roll
ϕ_k	: roll-waarde op tijdstip k
ψ	: heading
ω	: hoeksnelheid
Ω	: bearing
a	: versnelling
F	: kracht
F_c	: centrifugaal kracht
F_L	: draagkracht
F_M	: massakracht
F_{mpz}	: middelpuntzoekende kracht
F_s	: stuwkracht
F_z	: zwaartekracht
g	: gravitatie constante
h	: hoogte
H_k	: observatie matrix
I	: eenheidsmatrix
K_k	: Kalmangain
m	: massa
m	: meter
n	: aantal predictie intervallen
n_{hf}	: hoogfrequente ruis
n_{lf}	: laagfrequente ruis
P^+	: covariantie matrix van de filter fout
P^-	: covariantie matrix van de predictiefout
Q_k	: covariantie matrix van de procesruis
R	: straal
R_k	: covariantie matrix van de meetruis
t	: tijd
T	: tijdsinterval
v	: snelheid

V_{airspeed} : airspeed
 V_{bocht} : bochtsnelheid
 V_{ground} : grondsnelheid
 V_{IND} : Indicated Airspeed
 v_k : meetruis
 V_{TAS} : True Airspeed
 V_{wind} : windsnelheid
 W : vliegtuiggewicht

w_k : procesruis
 x, y en z : coördinaten van het lokale- en simulator assenstelsel
 x_k : state-vector
 x_o : begin punt
 z_k : meet-vector

FMS : Flight Management System
GPS : Global Positioning System
MLS : Microwave Landing System
TARSYN : True Attitude Reference Synchronization
Hz : Hertz
rad : radialen
 $^{\circ}$: graden

1 Inleiding

In juni 1990, is in het kader van DELPHINS (Delft Program for Hybridized Instrumentation and Navigation Systems) de ontwikkeling van een 4-dimensionaal navigatie display genaamd "Tunnel-in-the-Sky" gestart. Op dit beeldscherm wordt het toekomstig gewenst traject weergegeven. Tevens kunnen er vliegtuiggegevens, zoals airspeed en altitude worden gepresenteerd.

Hoofddedachte achter het DELPHINS "Tunnel-in-the-Sky" display, is door de natuurlijke weergave van het te volgen traject de werkdruk van de piloot te verlagen en zijn gevoel voor de huidige positie en richting te verhogen [ref. 10].

Of het display een positieve bijdrage kan leveren aan de vliegprestaties van de piloot, hangt onder meer af van de gesuggereerde continue beweging van de het vliegtuig op het display.

De kwaliteit van deze suggestie is afhankelijk van de update-rate van de vliegtuigposities. Bij een lage update-rate van de posities krijgt de piloot informatie met grote tijdsintervallen, waardoor hij de positie en snelheid van het vliegtuig ten opzichte van het gewenste vliegp pad slecht kan inschatten. Gepresenteerde posities kunnen door de aanwezigheid van ruis en/of een lage resolutie afwijkingen vertonen ten opzichte van de reële posities.

In de praktijk blijkt een positie update frequentie van 20 tot 30 Hz nodig te zijn om een vloeiend geanimeerd beeld te creëren, zodat de piloot het vliegtuig volgens het gewenste pad kan laten vliegen. De vliegtuigposities kunnen met een GPS (Global Positioning System) ontvanger worden bepaald.

Door de huidige architectuur van de GPS ontvangers ligt de frequentie van de positie bepalingen lager dan de benodigde frequentie om een vloeiend geanimeerd beeld te creëren. Daarom zijn er inter- en/of extrapolatietechnieken nodig om de positie update frequentie voor het display te verhogen tot minimaal 20 Hz.

Een Kalman filter maakt schattingen voor het heden en de toekomst aan de hand van observaties van het verleden. Deze karakteristieke eigenschap maakt dat het Kalman filter zeer geschikt is voor navigatieproblemen omdat de toestand waarin een massa verkeert afhankelijk is van zijn voorgaande toestanden.

De relatie tussen het heden, verleden en toekomst kan worden uitgedrukt in een dynamisch model. Dit dynamisch model wordt in het Kalman filter geïmplementeerd via zogenaamde state-space modellering.

De termen Kalman filter en Kalman predictor worden in het algemeen door elkaar gebruikt.

1.1 Doelstelling

Het doel dat wordt nagestreefd, is de verhoging van de update-rate door GPS gemeten vliegtuigposities voor het display "Tunnel-in-the-Sky". Tevens zal de kwaliteit van een eerste en tweede orde model voor vliegtuigbewegingen worden onderzocht.

Om de positie update-rate verhoging te realiseren wordt gebruik gemaakt van vliegtuiggegevens waarvan de update-rate hoger is dan de update rate van de GPS informatie.

Voor het ontwerp van het eerste orde model voor de vliegtuigbewegingen worden alle vliegtrajecten gelineariseerd. Om tot een tweede orde vliegtuigmodel te komen wordt de kracht op de dwarsas van het vliegtuig tijdens vluchten in het model meegenomen.

Alle vliegtuig modellen worden geïmplementeerd in de programmeertaal C waarna simulatie en evaluatie mogelijk is aan de hand van vlucht gegevens van een vluchtsimulator en een laboratorium vliegtuig.

1.2 Test gegevens

De data om de ontwikkelde software te testen is afkomstig van de vliegproeven die in december 1994 genomen zijn met een Citation II, het laboratorium vliegtuig van de TU Delft, in december 1994 en de simulator die gestationeerd is bij de TU Delft.

1.3 Overzicht

Hoofdstuk 2 beschrijft het Kalman filter en de invulling van het filter om vliegtuigposities te schatten.

Hoofdstuk 3 geeft een beschrijving van een oplossing om de update frequentie van de vliegtuigposities te verhogen. Vervolgens wordt de implementatie en werking van de totale configuratie van Kalman filters besproken.

Hoofdstuk 4 laat zien wat de resultaten zijn van de simulaties van de geïmplementeerde modellen en als laatste wordt in hoofdstuk 5 de conclusie besproken en worden er nog aanbevelingen gedaan.

2 Beschrijving van het Kalman filter en de invulling van de Kalman parameters.

Zoals vermeld is in de inleiding, is het Kalman filter geschikt om toegepast te worden op navigatie problemen vanwege de eigenschap schattingen te kunnen maken op basis van informatie van het verleden. Hoe de informatie uit het verleden in de navigatie de actuele toestand beïnvloedt, is als volgt in te zien.

Beschouw een lichaam met massa m in rust toestand waarop vervolgens een kracht op uit wordt geoefend. In theorie krijgt het lichaam volgens de tweede wet van Newton een versnelling die recht evenredig is met en dezelfde richting heeft als die kracht. Tengevolge van de versnelling krijgt het lichaam snelheid en wordt er vanuit de positie van rust een traject afgelegd. Kijkt men achteraf naar de gepasseerde posities dan zijn de actuele snelheid en versnelling van het lichaam hieruit af te leiden [ref. 17].

Behalve gegevens uit het verleden maakt het filter ook gebruik van de statistische eigenschappen van de gebruikte signalen (meetruis) en een gemodelleerde fysische proces (procesruis).

In het meest ideale geval omvat het geïmplementeerde model alle factoren die betrekken hebben op de te schatten parameters. Zijn ook de statistische eigenschappen van de procesruis en meetruis volledig bekend, dan is het Kalman filter in staat optimale schattingen te maken voor de te schatten grootheden [ref. 8].

In navigatievraagstukken kunnen we goede schattingen maken van de procesruis en de meetruis. In de praktijk is de orde van het geïmplementeerde model afhankelijk van de beschikbare gegevens die van invloed zijn op de te schatten parameters. Indien niet alle factoren van het fysische proces worden opgenomen in het model, kan het Kalman filter alleen een optimale schatting maken voor het geïmplementeerde model.

Al deze karakteristieke eigenschappen van het Kalman filter maken het gebruik ervan voor navigatie problemen uiterst geschikt en daarom wordt dit filter ook veelvuldig gebruikt in dit soort vraagstukken.

Ook in dit rapport zal de verhoging van de update rate van de vliegtuigposities gerealiseerd worden door gebruik making van het Kalman filter. In dit hoofdstuk zal eerst worden ingegaan op de invulling van de Kalman parameters om vliegtuigposities te schatten.

Om tot een positie schatting te komen heeft het filter onder andere een vliegtuigmodel nodig welk geïmplementeerd wordt in het dynamisch model van het Kalman filter. Daar de beschikbare informatie omtrent het vliegtuig het niet toelaat een ideaal vliegtuigmodel te gebruiken, worden er in de volgende paragraaf een aantal vliegtuigmodellen uiteengezet die met de volgende observeerbare vliegtuiggegevens gebruikt kunnen worden.

- GPS positiemetingen (1Hz)
- rolhoekmetingen (10Hz)
- pitch-hoek metingen (10Hz)

- heading metingen (10Hz)
- airspeed metingen (10Hz)

2.1 De mogelijke vliegtuigmodellen

Om een vliegtuigmodel uiteen te zetten dient er gekeken te worden naar de factoren die van invloed zijn op de verplaatsingen en bewegingen van een vliegtuig. Deze factoren kunnen vervolgens worden opgenomen in een model om een schatting van de vliegtuigposities te verkrijgen.

De beweging van een vliegtuig wordt beschreven door de vliegmechanica, hierbij worden de werkende krachten op het vliegtuig opgesplitst in drie groepen [ref. 15].

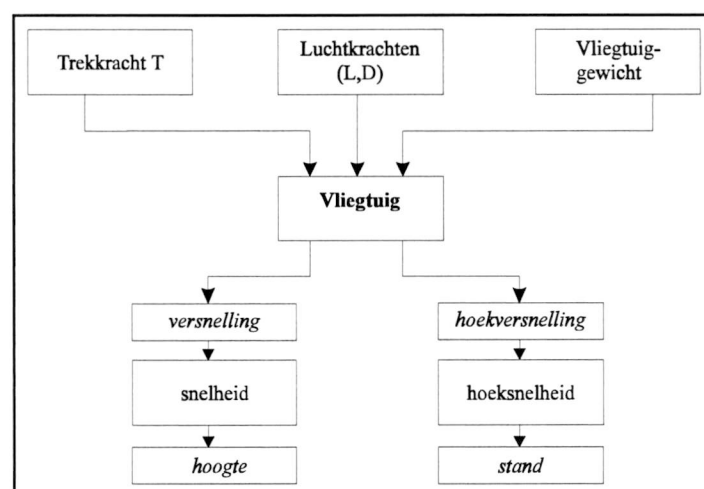
- luchtkrachten
- voortstuwende kracht
- zwaartekracht

De luchtkrachten ontstaan door de voorwaartse beweging van het vliegtuig. Bij een symmetrische vlucht zonder motorwerking zijn de draagkracht F_L en weerstand F_D als luchtkrachten aan te wijzen.

Ten gevolge van de motor werkt er een stuwkracht F_S op het vliegtuig, de aantrekkingskracht van de aarde F_Z is verantwoordelijk voor het vliegtuiggewicht W . De beweging van het vliegtuig als gevolg van deze krachten wordt gekenmerkt door:

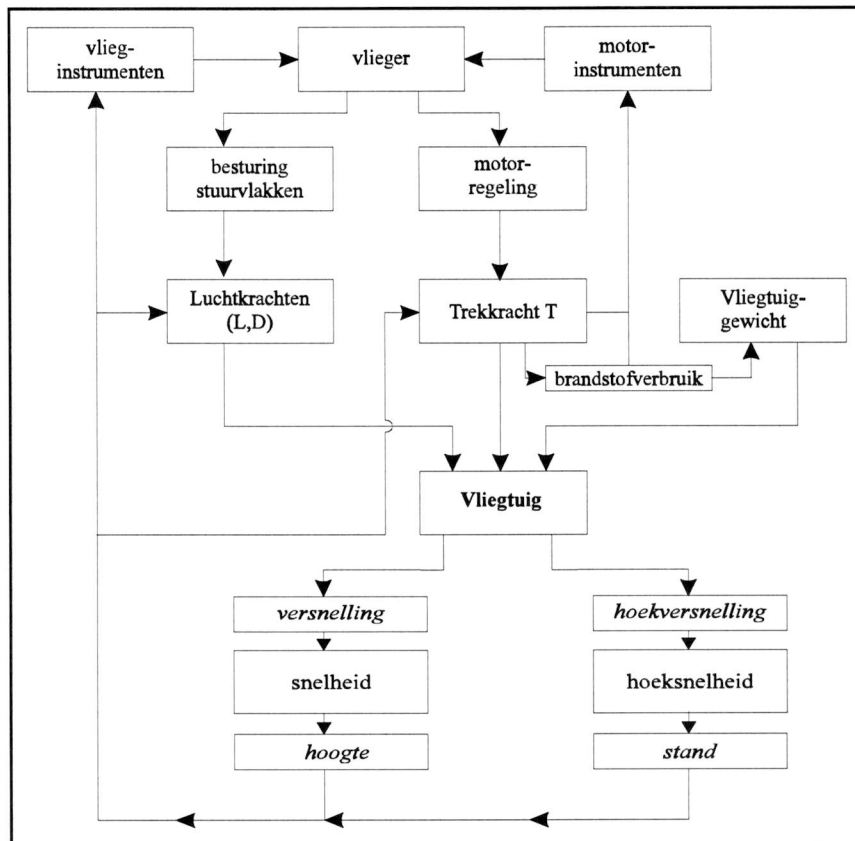
- vlieghoogte
- stand van het vliegtuig
- translatie snelheid/versnelling van het zwaartepunt
- hoeksnelheid/versnelling om het zwaartepunt

In figuur (2.1a) worden de bovenstaande gevolgen van de krachten op het vliegtuig schematisch weergegeven.



Figuur 2.1a Schema van de krachten die de vliegtuigbeweging beïnvloeden.

Hoogte, translatiesnelheid van het zwaartepunt en hoeksnelheid om het zwaartepunt hebben op hun beurt weer invloed op de luchtkrachten en de voortstuwingskrachten. De vlieger kan door middel van de stuurvlakken de luchtkrachten en momenten op het vliegtuig beïnvloeden en door middel van de motorregeling de stuwkrachten. De besturing van deze organen voert de vlieger uit op basis van informatie, die hem wordt aangereikt via het zicht uit de stuurhut, de vlieginstrumenten die onder andere de vliegbeweging aangeven en de motor instrumenten. Deze koppelingen zijn aangegeven in figuur (2.1b).



Figuur 2.1b Schema met terugkoppelingen van de vliegtuigbeweging.

Het meest eenvoudige vliegtuigmodel dat met de beschikbare data bruikbaar is maakt slechts gebruik van de GPS posities $P(t)$ en de gedifferentieerde GPS posities $V(t)$ om toekomstige posities lineair voor een predictie interval δt vooruit te voorspellen. Formule (2.1) laat zien hoe de vliegtuigbeweging langs elke as van het lokale assenstelsel kan worden berekend.

$$P(t+n \cdot \delta t) = P(t) + V(t) \cdot n \cdot \delta t \quad (2.1)$$

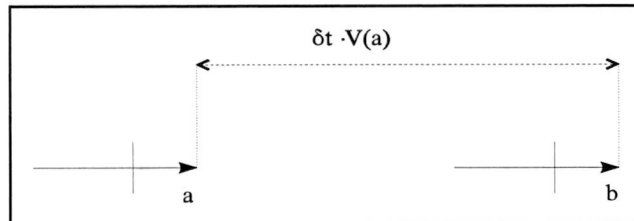
Waarbij n ligt tussen 1 en $n_{\max}$ om het gewenste predictie tijdstip aan te geven waarvoor een positie schatting nodig is. Voor $n=n_{\max}$ geldt dat $n_{\max} \cdot \delta t$ gelijk is aan het meetinterval Δt waarbij er een nieuwe update positie beschikbaar is.

In formule (2.1) wordt er vanuit gegaan dat de snelheid binnen een predictie interval gelijk is aan de snelheid van het voorgaande meet interval Δt . Omdat de acceleraties van het vliegtuig niet worden meegenomen kan dit tot gevolg hebben dat het eerste orde model gaat najlen op de werkelijke posities.

In figuur (2.2) wordt er vanuit "positie a" een voorspelling gedaan voor de toekomstige positie van een vliegtuig.

Het toekomstige weglengte verschil wordt berekend aan de hand van het gewenste predictie interval δt en de actuele snelheid (gemeten in het voorgaande meet interval Δt) van het vliegtuig op "positie a".

Zo zal het vliegtuig zich na δt bevinden in "positie b".



Figuur 2.2 Lineaire positie voorspelling

Omdat vliegtuigen behalve lineaire trajecten recht door ook gekromde banen beschrijven is het gewenst ook een tweede orde model op te stellen.

In dit model wordt rekening gehouden met de middelpuntzoekende kracht op de dwarsas van het vliegtuig tijdens een bocht in het horizontale vlak. Het gevolg van deze kracht is dat het vliegtuig gaat draaien om zijn zwaartepunt tijdens een verplaatsing, dit wordt gieren genoemd. Door aan te nemen dat elke gevlogen bocht beschreven kan worden door delen van cirkelsegmenten en de stralen ervan binnen een predictie interval constant zijn, wordt het tweede orde model als volgt afgeleid:

In figuur (2.3) is een vliegtuig afgebeeld dat een rechterbocht vliegt. Hierin bepaalt de verandering van de hoek tussen de langsas van het vliegtuig en de x-as van het lokale assenstelsel, gedurende een bocht, de verplaatsingen langs de x- en y-as.

Formules (2.2a) en (2.2b) geven de relatie weer tussen de vergroting van hoek ξ met λ en de afgelegde afstand langs de assen x en y.

$$\Delta x = R \cdot [\sin(\xi + \lambda) - \sin(\xi)] \quad (2.2a)$$

$$\Delta y = R \cdot [\cos(\xi + \lambda) - \cos(\xi)] \quad (2.2b)$$

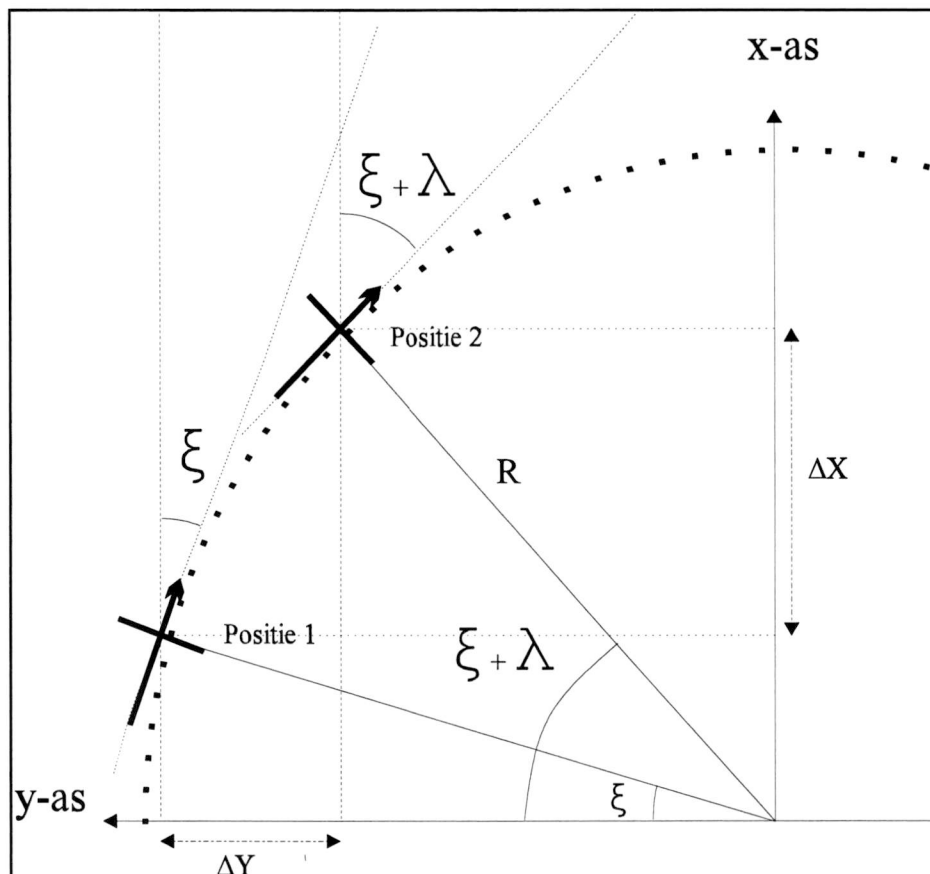
Δx : plaatsverandering langs de x-as

Δy : plaatsverandering langs de y-as

ξ : hoek tussen de snelheidsvector van het vliegtuig en de x-as

λ : hoeksverandering die het vliegtuig is ondergaan van positie 1 naar positie 2

R : straal van de curve



Figuur 2.3 Vliegtuig in een rechterbocht

In figuur (2.3) is de hoek ξ de werkelijke hoek die over de aarde ten opzichte van de x-as van het lokale assenstelsel wordt gevlogen. De heading die gemeten wordt in het vliegtuig, is de stand van de neus van het vliegtuig ten opzichte van het magnetische noorden. De hoek t.o.v. de x-as van het lokale assenstelsel kan bepaald worden wanneer de 'bearing' in rekening wordt gebracht. Hoek ξ kan echter verschillen met de gemeten heading, wanneer de neus van het vliegtuig niet in de richting ligt van de raaklijn aan de gevlogen curve.

Daarom is het noodzakelijk de hoek ξ apart te berekenen. Appendix C beschrijft hoe ξ (track-angle) kan worden bepaald.

Daar de middelpuntzoekende kracht op het vliegtuig in het horizontale vlak een som is van de krachten die werken op het vliegtuig, wordt er in het tweede orde model rekening gehouden met de acceleraties die het vliegtuig ondergaat in het horizontale vlak. Dit heeft het voordeel dat de predictieposities van het tweede orde model minder snel zullen gaan najlen op de werkelijke vliegtuigposities.

Uit de relatie tussen de hoeksnelheid ω , snelheid van het vliegtuig in de bocht V_{bocht} en de straal R van de bocht volgt direct een volledig model voor de predictie van vliegtuigposities in het horizontale vlak. Zie formules (2.3a, 2.3b, 2.3c).

$$\omega = \frac{V_{bocht}}{R} \quad [^{\circ}/s] \quad (2.3a)$$

$$P_x(t+\delta t) = p_x(t) + \frac{V_{bocht}}{\omega} \cdot [\sin(\xi + \lambda) - \sin(\xi)] \quad (2.3b)$$

$$P_y(t+\delta t) = p_y(t) + \frac{V_{bocht}}{\omega} \cdot [\cos(\xi + \lambda) - \cos(\xi)] \quad (2.3c)$$

Als de bochtsnelheid V_{bocht} bekend wordt verondersteld, blijft over de hoeksnelheid of de straal te bepalen om de vergelijkingen voor de bocht te kunnen gebruiken.

De hoeksnelheid ω kan berekend worden door de berekende track-angle éénmaal te differentiëren.

Daar deze differentiatieruis met zich meebrengt is deze mogelijkheid minder gewenst.

Voorbeeld (2.1) legt uit hoe er ruis wordt geïntroduceerd bij de differentiatie van de track-angle.

Voorbeeld 2.1

Stel dat er voor de berekende waarden voor $\xi = 23.0^{\circ}$ geldt dat de maximale onnauwkeurigheid $\pm 0.1^{\circ}$ is.

Twee opeenvolgende waarden voor ξ met tijdsinterval = 0.1 seconde zijn gegeven als:

$$\xi = 23.0^{\circ} \pm 0.1^{\circ} \text{ en } \xi = 23.5^{\circ} \pm 0.1^{\circ}$$

Via differentiatie van ξ volgt voor ω :

$$\begin{aligned} \frac{\omega}{10} &= 23.0^{\circ} \pm 0.1^{\circ} - 23.5^{\circ} \pm 0.1^{\circ} \\ &= 0.5 \pm 0.2^{\circ}/s \end{aligned}$$

waaruit direct volgt dat de maximale onzekerheid in de verkregen resultaten groter is geworden door de differentiatie en er dus ruis is toegevoegd.

Een tweede mogelijkheid is de straal van de bocht eerst te schatten aan de hand van rolhoekmetingen en op basis hiervan de hoeksnelheid ω te schatten. Hierbij wordt aangenomen dat in de bochten de resulterende massakracht F_M van het vliegtuig in het vliegtuigsymmetrievlak valt. De inzittenden worden dan loodrecht op hun stoel gedrukt en ondervinden geen (hinderlijke) versnellingen in de zijwaartse richting.

In dit type bocht werkt er op het vliegtuig een massakracht F_M , de som van de zwaartekracht F_Z en de centrifugaalkracht F_C , die in evenwicht is met de draagkracht F_L (zie formule 2.4 en figuur 2.4).

$$F_M = \sqrt{F_Z^2 + F_C^2} = F_L \quad (2.4)$$

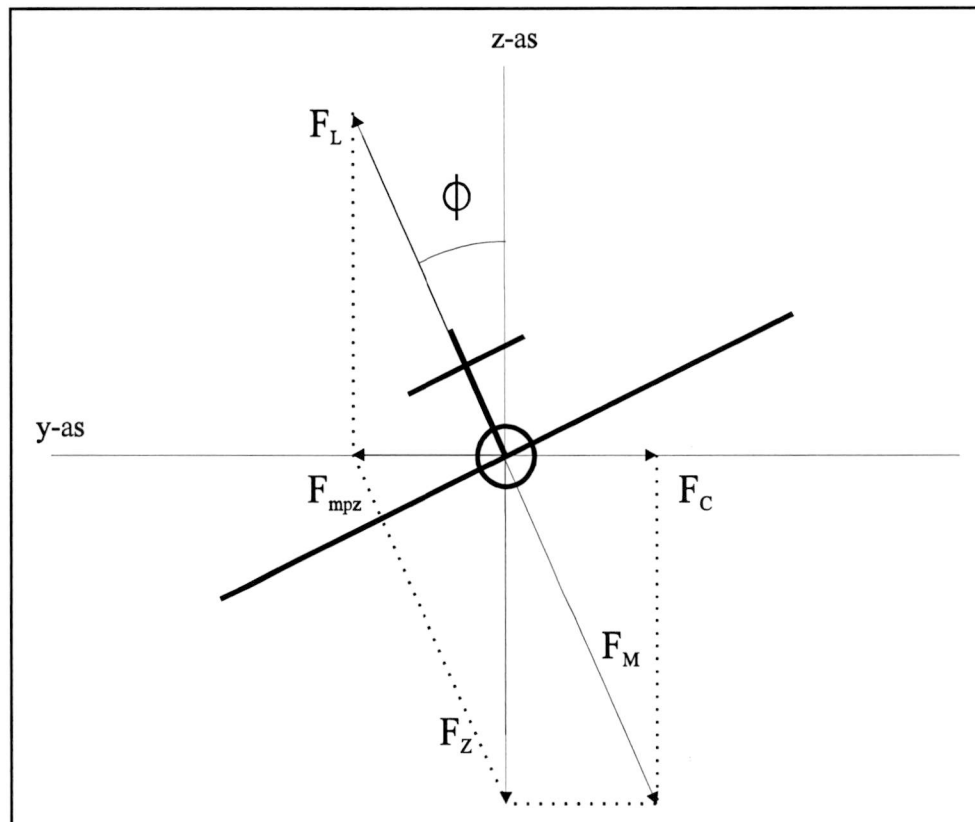
Voor de relatie tussen de middelpuntzoekende kracht F_{mpz} en de zwaartekracht F_Z die werken op het vliegtuig en de massa m van het vliegtuig, gelden de volgende relaties:

$$F_Z = m \cdot g \quad (2.5a)$$

$$F_{mpz} = m \cdot \frac{V_{bocht}^2}{R} = F_C \quad (2.5b)$$

g : gravitatie constante van de aarde

Samen met formule (2.4) kunnen de bovenstaande formules worden omgeschreven tot de formules (2.6a) en (2.6b). Hierbij wordt de momentane straal van het gevlogen cirkelsegment uitgedrukt in de snelheid en rolhoek van het vliegtuig. Vervolgens kan de hoeksnelheid ω worden bepaald en het tweede orde predictie-model voor de circulaire vliegtuigpositie worden gebruikt.



Figuur 2.4 Vliegtuig in een linker bocht met rolhoek ϕ

$$\tan(\phi) = \frac{F_C}{F_Z} = \frac{m \cdot \frac{V_{bocht}^2}{R}}{m \cdot g} = \frac{V_{bocht}^2}{R \cdot g} \quad (2.6a)$$

$$R = \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi)} \quad (2.6b)$$

ϕ : hoek tussen de topas van het vliegtuig en de verticaal

De grootte van de rolhoek kan ook gebruikt worden om te bepalen of een vliegtuig een bocht maakt of dat er in een rechte lijn wordt gevlogen. Indien het laatste het geval is wordt de rolhoek nul en gaat de straal R van de bocht naar oneindig. Het vliegtuig beschrijft hier dan theoretisch gezien een traject rechtuit.

Omdat de roll-parameter tijdens lineaire vluchten niet altijd gelijk zal zijn aan nul dient er een acceptabele waarde van de roll gezocht te worden om te bepalen wanneer een vliegtuig een bocht vliegt en wanneer het rechtuit vliegt.

Omdat de gedifferentieerde track-angle voor gebruik van de beschrijving van de cirkelbeweging extra ruis introduceert, gaat de voorkeur uit naar de roll-parameter. Deze kan zonder enige voorbewerking gebruikt worden en zal daarom ook in dit rapport gebruikt worden om het circulaire pad te voorspellen.

De praktijk wijst uit dat het gebruik van de roll-parameter eveneens een goede keuze is. In de Citation II levert de TARSYN (True Attitude Reference Synchronization) voorlopig alleen de roll en de pitch waarden. Heading gegevens worden tijdelijk nog verkregen via het FMS (Flight Management System) dat de gyro's in het vliegtuig bemonstert. Omdat de bemonster tijdstippen van de TARSYN nauwkeuriger bekend zijn dan van het FMS, zullen de gegevens van de TARSYN beter te gebruiken zijn om de predictie voor de bochten te maken ref.[9], [14].

2.2 De Kalman filter vergelijkingen

Hieronder worden de algemene Kalman filter vergelijkingen gegeven.

In deze vergelijkingen wordt de dynamica van het vliegtuig (formule 2.7) vast gelegd door middel van state-space modellering. Hetzelfde geldt ook voor de metingen die verricht worden (formule 2.8).

$$\underline{x}_k = \Phi_{k-1} \cdot \underline{x}_{k-1} + \underline{w}_{k-1} \quad (2.7)$$

$$\underline{z}_k = H_k \cdot \underline{x}_k + \underline{v}_k \quad (2.8)$$

$\underline{x}$: state-vector, bevat de variabelen die geschat moeten worden
 $\underline{z}$: meet-vector, bevat b.v. gemeten GPS posities, heading, of airspeed
 ϕ : geeft de relatie weer tussen de state vector op tijdstip [k-1] en [k]
 $\underline{w}$: procesruis
 $\underline{v}$: meetruis
 H : matrix die de relatie legt tussen de states en de observaties

Symbolen zijn gebruikt volgens ref.[2].

Formules (2.9a) tot en met (2.9e) tonen de recursieve Kalman vergelijkingen verkregen uit ref.[3].

$$K_k = P_k^- \cdot H_k^T [H_k \cdot P_k^- \cdot H_k^T + R_k]^{-1} \quad (2.9a)$$

$$P_k^+ = (I - K_k \cdot H_k) P_k^- \quad (2.9b)$$

$$\hat{\underline{x}}_k^+ = \hat{\underline{x}}_k^- + K_k \cdot (\underline{z}_k - H_k \cdot \hat{\underline{x}}_k^-) \quad (2.9c)$$

$$\hat{\underline{x}}_k^- = \phi_{k-1} \cdot \hat{\underline{x}}_{k-1}^+ \quad (2.9d)$$

$$P_k^- = \phi_{k-1} \cdot P_{k-1}^+ \cdot \phi_{k-1}^T + Q_{k-1} \quad (2.9e)$$

K : Kalmangain matrix
 P^- : covariantie matrix van de predictiefout
 P^+ : covariantie matrix van de filterfout
 R_k : covariantie matrix van de meetruis
 Q_k : covariantie matrix van de procesruis

Formule (2.9c) vertegenwoordigt de gefilterde states waarin de Kalmangain functioneert als een kraan, die in praktijk varieert tussen open of dicht, oftewel tussen nul en 1. Voor K is 1 bestaat de output uit de metingen met al zijn meetruis. Is de waarde K daarentegen nul, dan worden de states volledig bepaald door het gemodelleerde fysische proces.

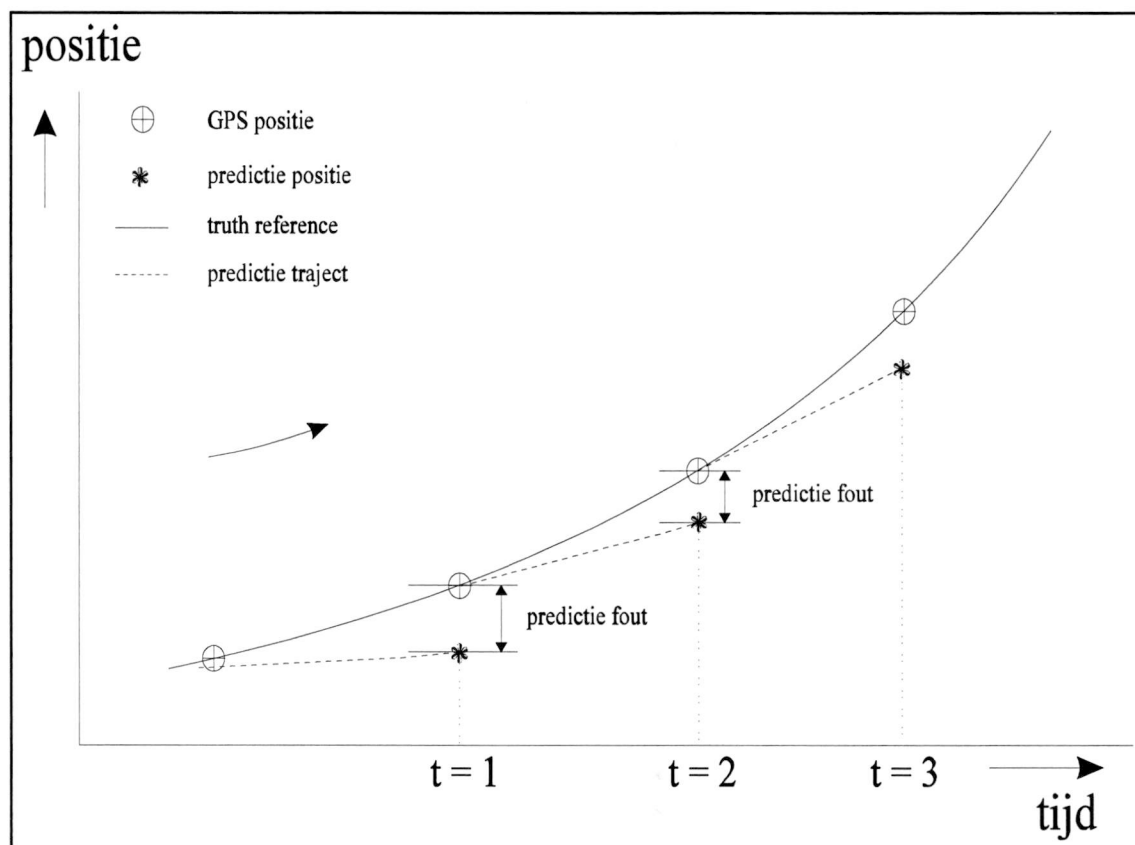
In formule (2.9d) propageren de states met één tijdseenheid door gebruik te maken van het dynamisch model.

P_k^- wordt via formule (2.9b) en (2.9e) recursief bepaald.

2.3 Fouten verwerkingsalgoritmen

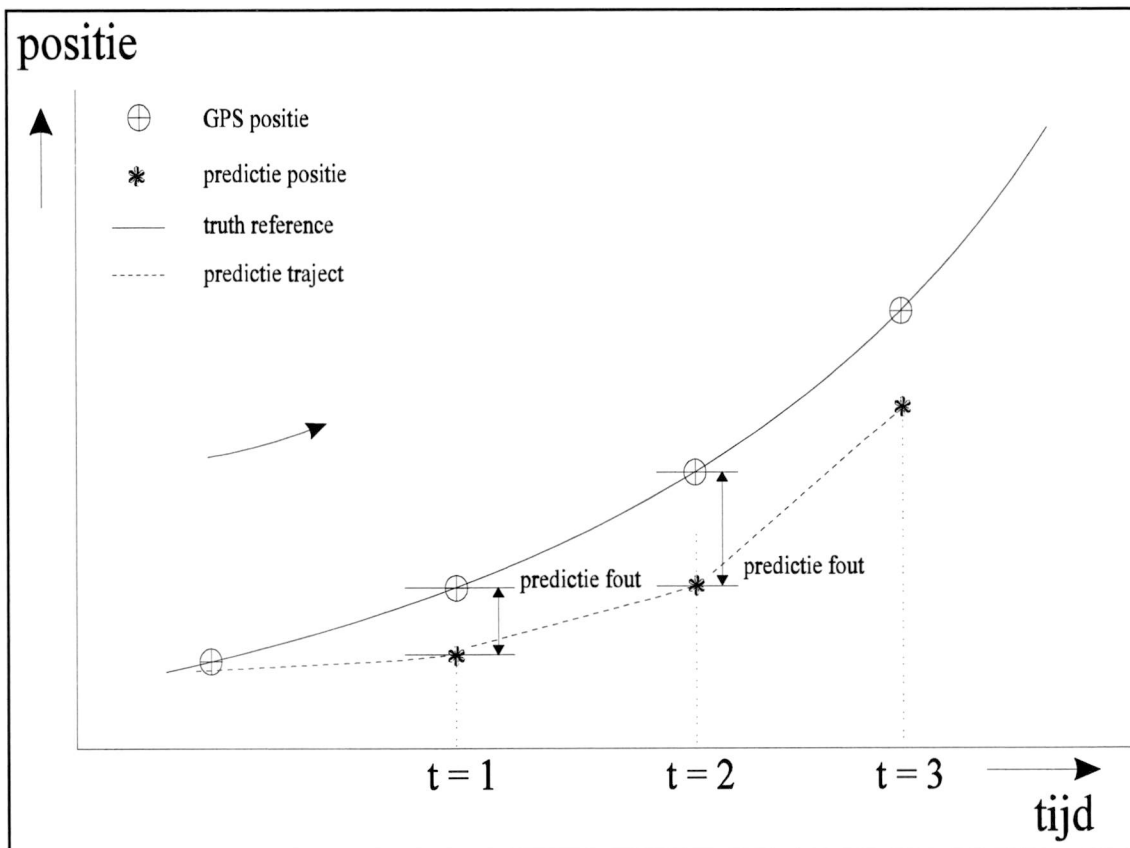
Om eventuele schattingsfouten van het Kalman filter op te vangen en vervolgens te gebruiken om het filter in de goede richting bij te sturen is het mogelijk gebruik te maken van fouten verwerkingsalgoritmen.

In figuur (2.5) is een traject van een vliegtuig getekend samen met de GPS posities die om de 1.0 seconde beschikbaar zijn. Aan de hand van deze posities wordt er een predictie pad voor de komende seconde berekend totdat er een nieuwe GPS positie voorhanden is. In dit geval wordt het volledige verschil tussen de GPS positie en de



Figuur 2.5 Resultierend predictietraject bij de verwerking van de predictiefouten in één stap.

voorspelde positie op $t=1.0$ direct verwerkt voor het eerst volgende predictie punt. Resultaat hiervan is dat de predictiefouten met de frequentie van de update-rate worden verwerkt in de voorspelde posities. Wanneer de voorspelde fouten van dien aard worden dat de fouten verwerkingsprocedure schokken veroorzaakt die de piloot als hinderlijk ervaart, dan zullen zijn vliegprestaties hier zeker onder gaan lijden. Een alternatieve methode van predictiefouten verwerking is geïllustreerd in figuur(2.6).



Figuur 2.6 Resultierend predictietraject waarbij de predictie fouten in meerdere stappen worden verwerkt.

Hierbij wordt de predictiefout stapsgewijs verwerkt in de navolgende predictie punten totdat er weer een GPS update beschikbaar is. Het voordeel hiervan is dat het verloop van het voorspelde traject minder grote sprongen zal maken dan het voorspelde pad van figuur (2.5). Omdat het predictietraject 'gladder' verloopt zal de fouten verwerkingsprocedure van figuur (2.6) de vliegprestaties van de piloot minder snel aantasten. Nadeel van de fouten verwerkingsprocedure in figuur (2.6) is echter de absolute nauwkeurigheid. Omdat het predictietraject langzamer naar het juiste pad toe convergeert dan de methode van figuur (2.5) boet deze methode in aan nauwkeurigheid.

3 Verhoging van de update-rate van vliegtuigposities

In dit hoofdstuk wordt een methode uiteengezet om de gestelde doelstelling: “Verhoging van de update rate door GPS gemeten vliegtuigposities” te realiseren. Het besproken Kalman filter wordt hier gebruikt om de vliegtuigposities te schatten.

De beschikbare vliegtuiggegevens die vermeld staan in hoofdstuk 2 laten het toe vliegtuiggegevens met een hogere update frequentie te gebruiken dan de GPS gegevens. Daarom is gekozen om de snelheidscomponent van het Kalman filter met een verhoogde frequentie te voorzien van informatie om zo een verhoging van de positie informatie te realiseren. Deze informatie zal een combinatie zijn van GPS gemeten posities en airspeed metingen. Daar deze combinatie niet zonder voorbewerking van de airspeed parameter te bewerkstelligen is, wordt in paragraaf (3.1) de invulling van de snelheidscomponent van het Kalman filter besproken.

Als laatste zal in dit hoofdstuk de algehele configuratie van de datastroom en databewerking worden besproken zoals die ontwikkeld is voor de verhoging van de positie update rate.

3.1 Berekening van de snelheidscomponent

Alvorens een combinatie te maken van de GPS snelheid en de airspeed parameter is inzicht nodig wat de twee parameters precies voorstellen.

De GPS snelheid V_{gps} wordt berekend door de gemeten GPS posities P_{gps} (welke opgegeven zijn in elke richting van het lokale assenstelsel) éénmaal te differentiëren, formule (3.1).

$$V_{gps}(t) = \frac{P_{gps}(t) - P_{gps}(t - \Delta t)}{\Delta t} \quad (3.1)$$

Daar de gemeten GPS posities gerefereerd zijn aan de aarde, stelt de GPS snelheid V_{gps} de snelheid voor die het vliegtuig vliegt ten opzichte van de aarde (V_{ground}).

De airspeed parameter wordt in het vliegtuig bepaald aan de hand van de zogenaamde ‘pitot statische buis’ die aan de buitenkant van het vliegtuig is bevestigd (Appendix E). Hieruit volgt dat het noodzakelijk is de airspeed vector te ontbinden langs de assen van het gebruikte assenstelsel om gebruikt te kunnen worden in combinatie met de gemeten GPS snelheden.

De ontbinding van de airspeed kan geschieden door de overige informatie omtrent de pitch-hoek (hoek tussen de langsas van het vliegtuig en de lokale horizon) en heading van het vliegtuig te gebruiken (Appendix B).

$$Airspeed_z = Airspeed_{fms} \cdot \sin(\theta) \quad (3.2a)$$

$$Airspeed_y = Airspeed_{fms} \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\psi) \quad (3.2b)$$

$$Airspeed_x = Airspeed_{fms} \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\psi) \quad (3.2c)$$

$Airspeed_{fms}$: airspeed vector afkomstig van het FMS

$Airspeed_z$: z-component van de airspeed

$Airspeed_y$: y-component van de airspeed

$Airspeed_x$: x-component van de airspeed

θ : hoek tussen de lokale horizon en de langsas van het vliegtuig (pitch)

ψ : hoek tussen de langsas van het vliegtuig en de x-as van het lokale assenstelsel (heading)

De gemeten airspeed geeft de snelheid weer tussen het vliegtuig en de plaatselijke lucht. Hetgeen inhoudt dat in praktische omstandigheden de snelheid van een vliegtuig niet bekend is met alleen airspeed metingen omdat de snelheid van de plaatselijke lucht ten opzichte van de aarde (de wind) niet wordt gemeten.

Om in te zien hoe de airspeed metingen te gebruiken zijn in combinatie met de GPS snelheden, worden in de onderstaande formules de aanwezige componenten in de gemeten snelheden weergegeven.

Formules (3.3a) en (3.3b) geven de verhouding weer tussen de airspeed $V_{airspeed}$, de GPS snelheid V_{gps} en de onverstoorte grondsnelheid V_{ground} van het vliegtuig ten opzichte van de aarde.

$$\bar{V}_{ground} = \bar{V}_{wind} + \left[\bar{V}_{airspeed} + \bar{n}_{1_{lf}} + \bar{n}_{1_{hf}} \right]_{pitot\ meting} \quad (3.3a)$$

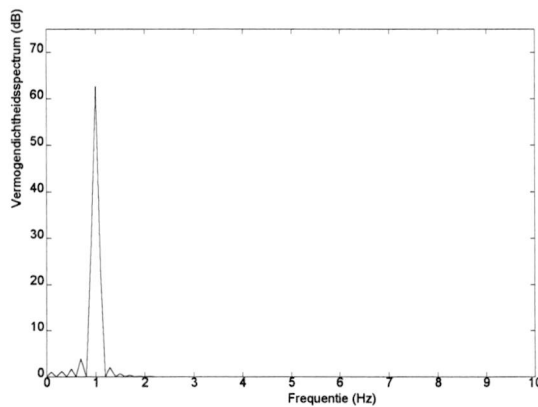
$$\bar{V}_{ground} = \left[\bar{V}_{gps} + \bar{n}_{2_{lf}} + \bar{n}_{2_{hf}} \right]_{gps\ meting} \quad (3.3b)$$

De vectoren $n_{1_{lf}, 2_{lf}}$ en $n_{1_{hf}, 2_{hf}}$ zijn respectievelijk de laag- en hoog frequente ruiscomponenten, afkomstig van de airspeed- en GPS metingen.

Omdat de update-rate van de GPS metingen veel lager is dan de update-rate van de airspeed metingen, is het noodzakelijk de hoogfrequente ruiscomponent, afkomstig van het GPS signaal, zoveel mogelijk te onderdrukken. Dit kan met behulp van onderstaande formule indien wordt aangenomen dat de ruis in de airspeed metingen niet gelijk is aan de ruis die aanwezig is in de GPS metingen.

$$\bar{V}_{gps} - \bar{V}_{airspeed} = \bar{V}_{wind} + \bar{n}_{2_{lf}} + \bar{n}_{2_{hf}} - \bar{n}_{1_{lf}} - \bar{n}_{1_{hf}} \quad (3.4)$$

Deze veronderstelling kan worden gesteld omdat beide parameters door twee verschillende systemen worden berekend en gemeten. De GPS snelheid bevat namelijk een ruiscomponent om en bij de 1Hz, die geïntroduceerd wordt door het differentiëren van de GPS posities. Figuur (3.1) geeft een illustratie van de extra ruiscomponent die het gevolg is van de differentiaties.



Figuur 3.1 Ruiscomponent van 1Hz

Met deze toevoeging van de differentiatieruis is het zeer waarschijnlijk dat het ruisspectrum van de airspeed- en GPS metingen niet aan elkaar gelijk zullen zijn.

De som van de GPS snelheid en de negatieve airspeed heeft als resultaat dat de windfactor en hoog en laag frequente ruiscomponenten afkomstig van de verrichte metingen worden gescheiden van de snelheid van het vliegtuig ten opzichte van de plaatselijke lucht.

Wordt het rechterlid van formule (3.4) vervolgens gefilterd met een laagdoorlaatfilter dan zal de hoogfrequente ruiscomponent van de GPS metingen worden onderdrukt. Dit “residu” bevat alleen nog de windfactor en een laagfrequente ruiscomponent n_{lf} .

Om de grondsnelheid V_{ground} van het vliegtuig te berekenen wordt gebruik gemaakt van formule (3.5).

$$\begin{aligned} & \left[\bar{V}_{wind} + \bar{n}_{lf} \right]_{residu} \\ & + \\ & \left[\bar{V}_{airspeed} + \bar{n}_{1_{lf}} + \bar{n}_{1_{hf}} \right]_{airspeedmeting} \\ & = \bar{V}_{ground} + \bar{n}_{lf} + \bar{n}_{1_{lf}} + \bar{n}_{1_{hf}} \end{aligned} \quad (3.5)$$

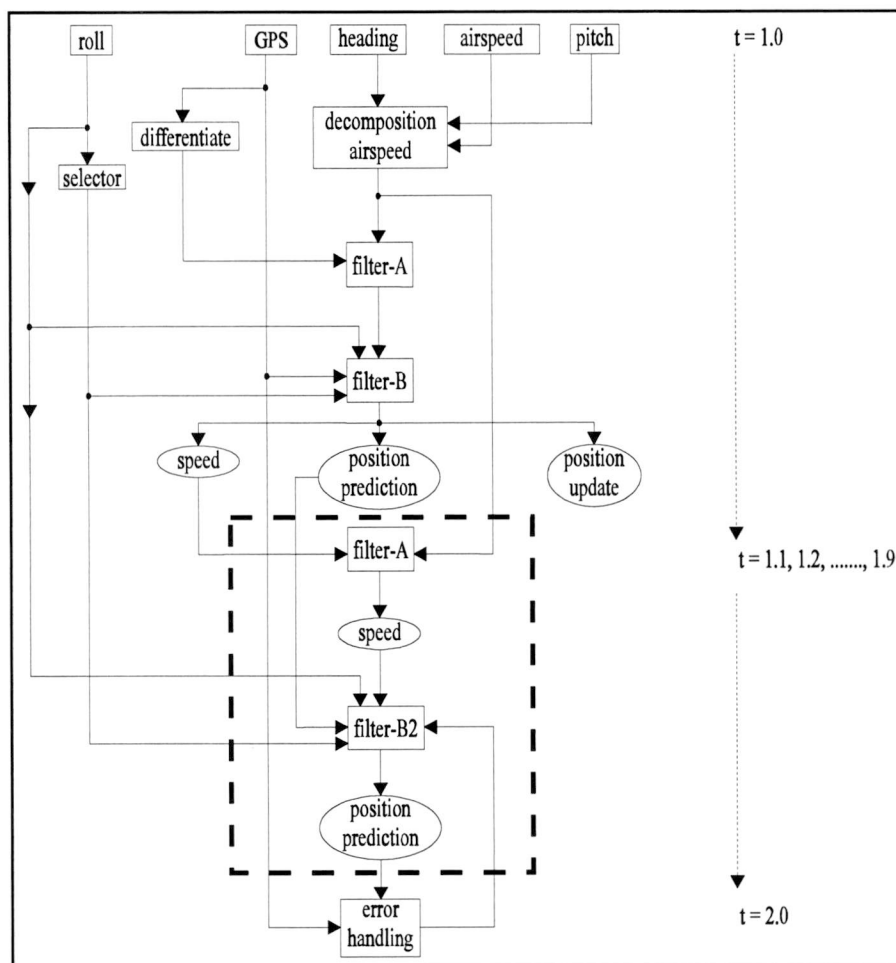
Uit formule (3.4) blijkt direct waarom het van belang is dat de ruis, afkomstig van de airspeed- en GPS-metingen, niet gelijk mogen zijn. Zou dit wel het geval zijn dan is de ruis afkomstig van de GPS metingen alsnog aanwezig (formule 3.5).

3.2 Beschrijving van de ontwikkelde configuratie van Kalman filters voor de verhoging van de positie update rate

In deze paragraaf wordt beschreven hoe de Kalman filters worden ingezet in het predictie proces van de vliegtuigposities en hoe de datastroom van GPS- en vliegtuiggegevens verloopt om tot een verhoging van de positie update rate te komen.

In figuur (3.2) is het bewerkingsdiagram van de vliegtuiggegevens weergegeven zoals dat is geïmplementeerd in de programmeertaal C. De tijd tussen twee opeenvolgende predicties is ingesteld op 0.1 seconde.

Na bestudering van een vijftal vliegtuigtrajecten waarbij rechte lijnige trajecten en curven zijn gevolgen, blijkt het vliegtuig bij absolute roll-waarden die kleiner zijn dan 8.6 graden een rechte lijnig traject te beschrijven. Daarom wordt er in deze configuratie bij een roll-waarde van groter dan 8.6 graden overgegaan van een lineaire predictor naar een circulaire predictor.



Figuur 3.2 Bewerkingsdiagram van de vliegtuiggegevens

In dit geval wordt er gebruik gemaakt van GPS informatie op 1 Hz en vliegtuiggegevens op 10 Hz. Er wordt aangenomen dat GPS gegevens op hetzelfde moment aanwezig zijn als de vliegtuiggegevens.

De datastroom op tijdstip $t=1.0$ bestaat uit de GPS posities, airspeed, roll, heading en pitch.

Via het blok “differentiate” worden de GPS snelheden in elke richting bepaald (formule 3.1). Op hetzelfde tijdstip wordt de airspeed vector met behulp van de pitch en heading ontbonden volgens formules (3.2a - 3.2c) “decomposition airspeed”.

De GPS snelheden worden samen met de airspeed componenten aangeboden aan “filter-A”. Deze bestaat uit drie aparte Kalman filters die elk een nieuwe snelheid schatten zoals is beschreven in paragraaf (3.1).

De “selector” bekijkt continu de waarde van de roll om te bepalen wanneer het vliegtuig een bocht maakt of een lineair traject rechtdoor vliegt. De “selector” bepaalt in “filter-B” en “filter-B2” hoe de posities worden voorspeld. Is de waarde van de roll kleiner dan $\pm 8.6^\circ$, dan worden er lineaire posities voorspeld volgens formule (2.1), is de waarde echter groter dan ± 8.6 graden dan worden de posities circulair voorspeld zoals is beschreven in formules (2.3b en 2.3c).

“filter-B” dat eveneens uit drie aparte Kalman filters bestaat krijgt de GPS positie van $t=1.0$, de geschatte snelheid en de roll aangeboden. Aan de hand van deze gegevens

worden de huidige positie en snelheid opnieuw geschat (“position update”, ”speed”). Vervolgens wordt er een positie predictie gemaakt voor het toekomstige tijdstip $t=1.1$. Zodra $t=1.1$ wordt de huidige snelheid in “filter-A” opnieuw geschat met behulp van de snelheid van “filter-B” en de componenten van de airspeed vector op $t=1.1$. De geschatte snelheid wordt in “filter-B2” vervolgens gebruikt om een positie te voorspellen voor $t=1.2$.

“filter-B2” is het propagerende gedeelte van “filter-B” en maakt gebruik van de predictiefouten die in de “error handling” worden gedetecteerd. De fouten worden in “filter-B2” verwerkt zoals is geïllustreerd in figuur (2.6). In dit geval wordt elke predictie gecorrigeerd met de factor α (formule 3.6) hetgeen in dit geval een tiende deel van de predictiefouten is.

$$\alpha = (Update_{gps} - Prediction_{filter}) \cdot \delta t \quad (3.6)$$

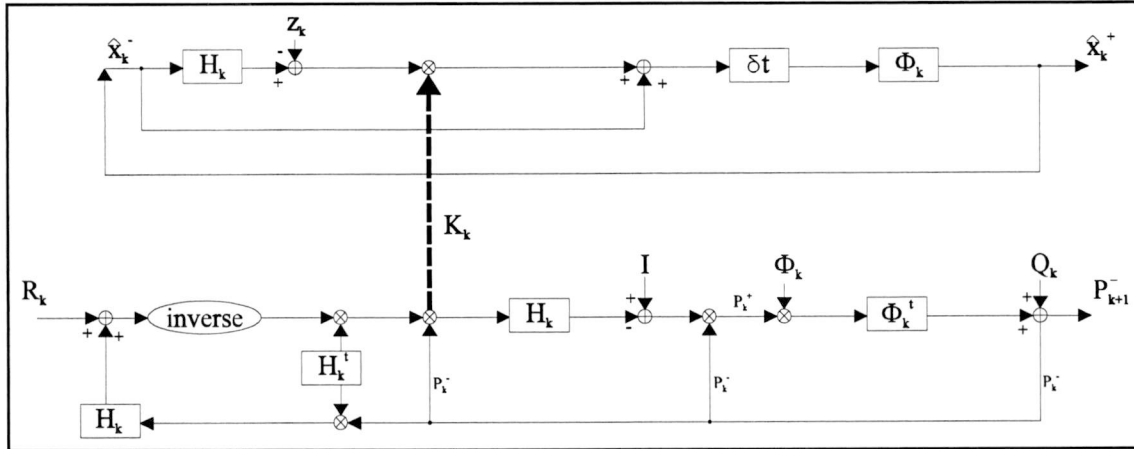
Op $t=1.2$ wordt de snelheid wederom bepaald met de laatst geschatte snelheid en de airspeed componenten van $t=1.2$. Deze procedure herhaalt zich tot en met $t=1.9$. Zodra de GPS positie op $t=2.0$ beschikbaar is wordt er in de “error handling” de predictiepositie vergeleken met de GPS positie en kan de hele cyclus weer van voor af aan gestart worden.

Zoals in bovenstaande is vermeld, bestaat “filter-A” uit drie aparte Kalman filters die de snelheid schatten aan de hand van de GPS snelheid en de airspeed van het vliegtuig. Het Kalman filter dat voor elk van de snelheidscomponenten wordt gebruikt is beschreven in hoofdstuk 2 en in zijn geheel te zien in figuur (3.3) met de volgende waarden voor de Kalman parameters:

$$z_k = (V_{gps} - V_{IND}), \quad \phi_k = 1, \quad H_k = 1, \quad R_k = 30, \quad Q_k = e^{\delta t},$$

Bij deze instelling van de Kalman parameters convergeert de Kalmangain naar:

$$K_{gain} = 0.17$$



Figuur 3.3 Blokdiagram Kalman filter

De gegevens die uiteindelijk naar “filter-B” worden verzonden bestaan uit:

$$Output_{filterA} = \hat{x}_k^+ + V_{IND}$$

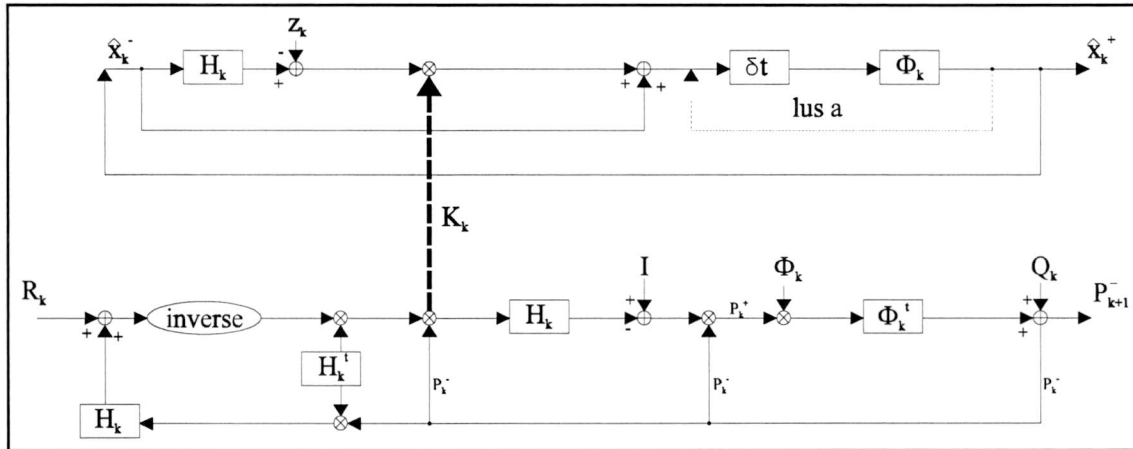
De blokken “filter B” en “filter-B2” bestaan eveneens uit drie Kalman filters. Indien de roll-parameter kleiner is dan $\pm 8.6^\circ$ (lineaire predictie) geldt er voor de Kalman parameters van figuur (3.4) het volgende:

$$z_k = \begin{bmatrix} Position_{gps} \\ speed_{filterA} \end{bmatrix} \quad \Phi_k = \begin{bmatrix} 1 & \delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \quad H_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$R_k = \begin{bmatrix} 30 & 0 \\ 0 & 60 \end{bmatrix} \quad Q_k = \begin{bmatrix} \frac{\delta t^3}{3} & \frac{\delta t^2}{2} \\ \frac{\delta t^2}{2} & \delta t^2 \end{bmatrix}$$

Met deze instelling van het Kalman filter volgt er voor de Kalmangain:

$$K_{gain} = \begin{bmatrix} 0.15 & 0.02 \\ 0.03 & 0.1 \end{bmatrix}$$



Figuur 3.4 Blokdiagram Kalman predictor

In figuur (3.4) komt “lus a” overeen met het blok “filter-B2” van figuur (3.2). Dit is namelijk het propagerende gedeelte van het Kalman filter. Deze lus wordt negen maal herhaald om de posities tussen twee GPS updates te voorspellen met gebruikmaking van de airspeed parameter.

In het geval waarbij de roll-parameter groter is dan ± 8.6 graden (circulaire predictie) worden de Kalman parameters Q_x , ϕ_x voor de x-richting en Q_y , ϕ_y voor de y-richting gekozen volgens de waarden in Appendix D.

Omdat de Kalmangain voor de circulaire predicties niet naar een constante waarde convergeert wordt het hier niet vermeld.

Gegevens en methoden voor de invulling van de Kalman parameters zijn verkregen uit ref. [1], [8], en [9].

Het verschil tussen de lineaire predictor en de circulaire predictor kan duidelijk worden gemaakt met formule (3.7) [ref. 17].

(3.7)

- $x(t)$: voorspelde positie op tijdstip t
- x_0 : begin positie
- $v(t)$: snelheid op tijdstip t
- $a(t)$: versnelling op tijdstip t
- δt : tijdsinterval waarvoor een predictie wordt gemaakt

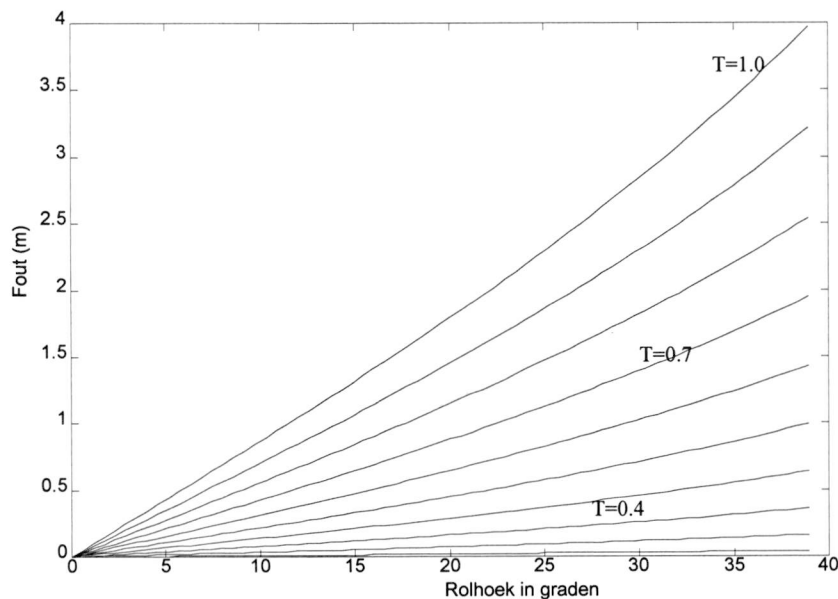
De lineaire predictor maakt voor de positie voorspellingen alleen gebruik van de snelheid, terwijl de circulaire predictor ook de versnelling meeneemt in zijn positie berekeningen. De verschillen tussen de lineaire en circulaire predictors worden daarom bepaald door de factor $[1/2 \cdot a(t) \cdot \delta t^2]$. Deze factor kan worden uitgezet tegen de rolhoek ϕ door de versnelling in te vullen door de rolhoek (formule 3.8).

$$a(t) = \frac{v(t)^2}{R} \quad (3.8)$$

Formule (3.8) in combinatie met formule(2.6b) levert uiteindelijk de uitdrukking op voor de versnelling (formule 3.9).

$$a(t) = g \cdot \tan(\phi) \quad (3.9)$$

Figuur (3.5) zet de fout van de lineaire positie predicties ten opzichte van de circulaire predicties uit tegen de rolhoek van het vliegtuig. Dit is berekend voor de predictie intervallen $\delta t=0.1$ tot en met $\delta t=1.0$.



Figuur 3.5 Fouten van de lineaire predictor ten op zichte van de circulaire predictor als functie van de rolhoek, bij verschillende predictie intervallen T.

De testresultaten van de zojuist beschreven configuratie zullen in hoofdstuk 4 aan de orde komen. Hierbij wordt er onder andere gekeken naar de genoemde vliegtuigmodellen die geïmplementeerd zijn in de Kalman filters waarbij gebruik wordt gemaakt van:

- GPS metingen
- GPS en vliegtuiggegevens

Ook wordt gekeken naar:

- de overgangsgebieden waarbij lineaire predicties vervangen worden door circulaire en andersom
- en de werking van de genoemde fouten verwerkingsalgoritmen.

4 Resultaten van het Kalman filter in simulaties

In dit hoofdstuk worden de testresultaten beschreven van twee verschillende vluchten. Het eerste traject met de bijbehorende vlucht gegevens zijn afkomstig van de vlucht simulator welke gestationeerd is bij de TU Delft. Deze vlucht bevat geen “windfactor” in de gesimuleerde data. De tweede vlucht is gemaakt met een Citation II op en rond het vliegveld te Aberdeen in december 1994. Deze vlucht is genaamd “1632”.

De beschikbare vlucht gegevens laten het niet toe informatie omtrent attitude, heading of airspeed te gebruiken op 11 Hz of hoger. De nauwkeurigheid waarmee de vliegtuiggegevens en de GPS posities beschikbaar zijn is 1ms.

Om de update-rate te verhogen voor het display zodat de piloot een vloeiend geanimeerd beeld krijgt te zien, kan het Kalman filter zodanig worden ingesteld dat er posities worden berekend met een frequentie van 30 Hz tussen twee GPS updates. Hiervoor kunnen de toekomstige posities voor elk predictie interval worden geïnterpoleerd. Hierbij wordt er geen latency geïntroduceerd omdat er interpolatie plaats vindt vanuit een geëxtrapoleerd punt naar de actuele positie.

De getoonde resultaten in dit hoofdstuk zullen echter alleen de positie berekeningen op 10 Hz laten zien, waarbij gebruik is gemaakt van GPS updates op 1 Hz. Hiervoor is gekozen om de afgebeelde trajecten overzichtelijk te houden.

De waarde van de roll-parameter waarbij er vanuit wordt gegaan dat het vliegtuig een bocht draait, is gesteld op 0.15 radialen (= 8.6°). Deze waarde is proefondervindelijk bepaald.

Alle geproduceerde predictietrajecten zijn te vinden in de bijlagen van dit verslag.

Indien anders vermeld worden alle predictietrajecten gecorrigeerd met behulp van het fouten verwerkingsalgoritme van paragraaf (2.3) figuur (2.6).

De oriëntatie van de gegevens wordt uitvoerig behandeld in appendices A.1 en A.2.

4.1 GPS traject versus lineair en circulair flight data traject

In figuur 1 van de bijlagen is het traject van de simulator in zijn geheel te zien. Test gebied X is uitvergroot in figuur 2 waarin vier bochten te zien zijn die gebruikt gaan worden om de Kalman predictors te testen.

Het GPS traject waarbij alleen GPS informatie is gebruikt om de posities te berekenen, is afgebeeld in de figuren 3 t/m 10. Samen met het GPS traject zijn in de figuren het lineaire en circulaire flight data traject weergegeven om de kwaliteit van de predictietrajecten te tonen. De truth reference geeft aan waar het vliegtuig zich daadwerkelijk bevindt. Het lineaire flight data traject is gegenereerd met de predictor van formule (2.1). De predictors van formule (2.3b en 2.3c) zijn toegepast om het circulaire flight data traject te genereren. Beide flight data trajecten maken gebruik van de vliegtuiggegevens (10 Hz) en GPS informatie (1Hz). Hoe vliegtuiggegevens en GPS informatie elkaar kunnen aanvullen is beschreven in hoofdstuk 3.

Het predictie interval δt van de figuren 3 t/m 22 is gelijk aan 0.1 seconden.

De nu volgende tabellen behoren tot de figuren 3 t/m 10 van de bijlagen. Hierin worden de maximale en minimale verschillen in het horizontale vlak gegeven voor de afgebeelde trajecten bij verschillende rolhoeken tussen :

- (1) de truth reference en het GPS traject
- (2) de truth reference en het lineaire flight data traject
- (3) de truth reference en het circulaire flight data traject
- (4) het lineaire en circulaire flight data traject

$\phi = 33.9^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - GPS	42.8758	29.4821
truth - lineair	7.3568	2.7874
truth - circulair	7.4023	2.9100
lineair - circulair	3.458	1.300

$\phi = 14.9^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - GPS	47.8339	43.8497
truth - lineair	8.9077	3.8016
truth - circulair	9.1853	4.1020
lineair - circulair	5.625	0.101

$\phi = 10.9^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - GPS	42.5840	39.9183
truth - lineair	8.9351	3.3507
truth - circulair	8.9370	3.3997
lineair - circulair	0.1076	0.0011

$\phi = 10.6^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - GPS	47.7627	44.8852
truth - lineair	7.34	2.9133
truth - circulair	7.3179	2.9002
lineair - circulair	0.1711	0

4.2 Overgang lineaire predictor ↔ circulaire predictor

In figuur 11 van de bijlagen is het gebied omlijnd waarbij er van lineaire predicties naar circulaire predicties wordt overgegaan. In deze rechterbocht wordt de roll-parameter groter dan het gestelde limiet van 8.6 graden, hetgeen ervoor zorgt dat het lineaire predictie algoritme wordt gewijzigd in een circulair algoritme. Na de bocht daalt de waarde van de roll onder de 8.6 graden en treedt het lineaire predictie algoritme weer in werking (figuur 11). De figuren 12 en 13 tonen de overgangsgebieden voor een linker gevlogen bocht.

4.3 Verhoging van de GPS update-rate

Bij deze paragraaf behoren de figuren 15 t/m 22 van de bijlagen. In deze figuren zijn de volgende trajecten te zien:

- ➔ GPS data traject
- ➔ lineair flight data traject
- ➔ circulair flight data traject

De flight data trajecten maken gebruik van vliegtuiggegevens (10Hz) en GPS informatie met een update-rate van respectievelijk 1 Hz, 2 Hz en 5 Hz. De tabellen die hieronder volgen geven de maximale en minimale fout weer in het horizontale vlak voor de afgebeelde trajecten bij verschillende rolhoeken tussen :

- (1) de truth reference en het lineaire flight data traject (2Hz, 5 Hz)
- (2) de truth reference en het circulaire flight data traject (2 Hz, 5 Hz)
- (3) het lineaire en circulaire flight data traject (2 Hz, 5 Hz)

$\phi = 33.9^\circ$, 2Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	8.2203	2.5224
truth - circulair	8.1323	2.6124
lineair - circulair	0.2217	0.0836

$\phi = 14.9^\circ$, 2Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	7.6302	3.3751
truth - circulair	7.9950	3.6790
lineair - circulair	0.5620	0

$\phi = 10.9^\circ$, 2Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	8.1630	3.4641
truth - circulair	8.1630	3.4069
lineair - circulair	0.0786	0

$\phi = 10.6^\circ$, 2Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	7.27	3.1459
truth - circulair	7.2704	3.0560
lineair - circulair	0.1172	0

$\phi = 33.9^\circ$, 5Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	7.4545	2.7480
truth - circulair	7.5197	2.7744
lineair - circulair	0.3432	0.0444

$\phi = 14.9^\circ$, 5Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	7.0987	4.5491
truth - circulair	7.3305	4.5491
lineair - circulair	0.4753	0

$\phi = 10.9^\circ$, 5Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	6.7353	2.2502
truth - circulair	6.6647	2.3055
lineair - circulair	0.3256	0

$\phi = 10.6^\circ$, 5Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
truth - lineair	6.5310	3.8866
truth - circulair	6.5310	3.8866

$\phi = 10.6^\circ$, 5Hz GPS	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
lineair - circulair	0.3203	0

4.4 Invloed van de fouten corrector in de vlucht “1632”

De vlucht “1632” is in zijn geheel te zien in figuur 23. Het spiraalvormige traject zal in de figuren 24 t/m 54 worden gebruikt als test gebied.

Om een indruk te krijgen van de werking van het fouten verwerkingsalgoritme van paragraaf (2.3) figuur (2.6) is er een traject gegenereerd waarbij alleen GPS informatie met 1 Hz wordt gebruikt zonder fouten corrector en een traject met fouten corrector en vliegtuiggegevens. Deze zijn te zien in de figuren 25 en 26.

Figuur 26 toont een traject waarbij er alleen GPS gegevens in combinatie met de fouten corrector zijn gebruikt.

De maximale en minimale verschillen in het horizontale vlak voor de afgebeelde trajecten tussen de twee GPS trajecten zijn weergegeven in de volgende tabel. Behalve de waarden in het “gebied a” zijn ook de gegevens voor de “gebieden b t/m g” weergegeven. De bijbehorende tekeningen zijn hier echter niet aanwezig.

absolute verschillen tussen GPS traject met en zonder fouten corrector	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
$\phi = 20.4^\circ$	57.8988	54.7386
$\phi = 20.6^\circ$	57.6169	52.6023
$\phi = 21.5^\circ$	55.6702	52.5124
$\phi = 36.6^\circ$	87.0899	80.4571
$\phi = 37.2^\circ$	81.8431	76.6333
$\phi = 56.2^\circ$	109.9409	84.7804
$\phi = 55.9^\circ$	118.6999	109.5043

4.5 Resultaten flight data trajecten in “1632”

In de figuren 27 t/m 40 zijn de lineaire en circulaire predictors toegepast op de vlucht “1632”. In elk van deze figuren is de truth reference te zien die achteraf van de grond is berekend. Daar deze niet compleet is, zijn de absolute verschillen tussen de flight data trajecten en GPS waarden berekend om een indruk te krijgen van de predictiefouten.

De flight data trajecten maken gebruik van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS informatie. Het predictie interval δt is gelijk aan 0.1 seconden.

De nu volgende tabellen geven de maximale en minimale verschillen weer in het horizontale vlak voor de afgebeelde trajecten bij verschillende rolhoeken tussen :

- (1) de GPS punten en het lineaire flight data traject
- (2) de GPS punten en het circulaire flight data traject
- (3) het lineaire en circulaire flight data traject

$\phi = 20.4^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	4.0794	3.4873
GPS - circulair	3.9505	1.3216
lineair - circulair	2.4268	0.0641

$\phi = 20.6^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	4.9682	3.1506
GPS - circulair	4.9247	3.2607
lineair - circulair	0.6137	0.0319

$\phi = 21.5^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	3.2236	2.8570
GPS - circulair	3.0935	2.6751
lineair - circulair	0.2850	0.0736

$\phi = 36.6^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	8.7177	7.8422
GPS - circulair	8.7237	7.5857
lineair - circulair	0.2791	0.0654

$\phi = 37.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	9.0277	7.7312
GPS - circulair	8.9199	7.8587
lineair - circulair	1.1363	0.2116

$\phi = 56.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	22.9697	18.3935
GPS - circulair	22.6908	18.0029
lineair - circulair	0.4870	0.3129

$\phi = 55.9^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
GPS - lineair	22.4870	18.4583
GPS - circulair	22.1575	18.0922
lineair - circulair	0.4247	0.1630

4.6 Alternatief fouten verwerkingsalgoritme in "1632"

Het fouten verwerkingsalgoritme van §2.3 figuur (2.5) is toegepast in de figuren 31 t/m 34. Hierbij is gebruik gemaakt van de lineaire predictor die 1 Hz GPS informatie combineert met 10 Hz vliegtuiggegevens.

De maximale en minimale verschillen in het horizontale vlak voor de afgebeelde trajecten zijn verwerkt in de volgende tabel. Ook hier zijn de numerieke verschillen genomen ten opzichte van de GPS posities.

absolute verschillen tussen lineair flight data traject met gewijzigde fouten corrector	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
$\phi = 20.6^\circ$	4.9682	3.1506
$\phi = 21.5^\circ$	3.4664	2.8646
$\phi = 56.2^\circ$	22.967	18.3935
$\phi = 55.9^\circ$	22.967	19.3123

4.7 Introductie ruis in de vlucht “1632”

Het gedrag van de lineaire en circulaire predictor bij grote GPS ruis waarden is te zien in de figuren 45 t/m 52. Hierbij is er een GPS x-coördinaat respectievelijk 20m, 30m, 40m, en 50m verschoven ten opzichte van zijn oorspronkelijke waarde. De overige GPS en vliegtuiggegevens zijn ongewijzigd gebleven.

De onderstaande tabel bevat de maximale en minimale verschillen in het horizontale vlak voor de afgebeelde trajecten tussen :

- (1) de reference en het lineaire flight data traject
- (2) de reference en het circulaire flight data traject
- (3) het lineaire en circulaire flight data traject

Als reference wordt hier het onverstoorte lineaire flight data traject gebruikt.

GPS fout van 20m in een bocht met $\phi = 56.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
reference - lineair pad	32.654	0
reference - circulair pad	32.0331	0.3129
lineair - circulair	0.8262	0.0732

GPS fout van 30m in een bocht met $\phi = 56.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
reference - lineair pad	48.986	0
reference - circulair pad	48.1562	0.3129
lineair - circulair	1.7223	0.0578

GPS fout van 40m in een bocht met $\phi = 56.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
reference - lineair pad	65.3128	0
reference - circulair pad	54.5528	0.3129
lineair - circulair	10.7667	0.3129

GPS fout van 50m in een bocht met $\phi = 56.2^\circ$	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
reference - lineair pad	81.6410	0
reference - circulair pad	60.6770	0.3129
lineair - circulair	20.9679	0.3129

4.8 Predictie pad van 2 seconden in "1632"

Tot nu toe is het predictie interval gelijk gebleven aan 0.1 seconden. In deze paragraaf wordt gekeken naar de verschillen in positie predicties van de lineaire en circulaire predictors wanneer het predictie interval δt groter wordt gemaakt.

De nu volgende tabellen geven de verschillen weer voor de afgebeelde trajecten tussen de lineaire en circulaire positie predicties in het horizontale vlak waarbij δt varieert tussen 1.0 en 2.0 seconden. Er zijn twee predictie paden van twee seconden nader onderzocht namelijk "pad 1" en "pad 2".

2 sec. predictie "pad 1"	lineair - circulair x-coördinaten	lineair - circulair y-coördinaten
T = 1.0 s	0.5120	-0.5539
T = 1.2 s	0.5668	-0.5779
T = 1.4 s	0.6215	-0.6018
T = 1.6 s	0.6762	-0.6258
T = 1.8 s	0.7309	-0.6497
T = 2.0 s	0.7857	-0.6737

2 sec. predictie "pad 2"	lineair - circulair x-coördinaten	lineair - circulair y-coördinaten
T = 1.0 s	0.4139	-0.5581
T = 1.2 s	0.4624	-0.5830
T = 1.4 s	0.5109	-0.6079
T = 1.6 s	0.5595	-0.6328
T = 1.8 s	0.6080	-0.6576

2 sec. predictie "pad 2"	lineair - circulair x-coordinaten	lineair - circulair y-coordinaten
T = 2.0 s	0.6566	-0.6825

4.9 Lineaire trajecten van de simulator data file

De figuren 55 t/m 58 geven de predictieposities weer van de lineaire predictor in het verticale- en horizontale vlak van het simulator traject, waarbij er vanuit wordt gegaan dat in dit gebied het vliegtuig een lineaire beweging uitvoert.

De onderstaande tabel geeft de maximale en minimale verschillen in de getoonde gebieden tussen :

- (1) de z-coördinaat van de truth reference en de verticale predictieposities
- (2) de truth reference en het lineaire flight data traject in het horizontale vlak

Simulator data file	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
verticale vlak	0.4015	0.2027
horizontale vlak	7.2902	3.9309

4.10 Lineaire trajecten van de vlucht "1632"

In de figuren 59 t/m 61 zijn de predictietrajecten van de lineaire predictor in het verticale- en horizontale vlak afgebeeld. Hierbij is gebruik gemaakt van de vlucht gegevens "1632". De maximale en minimale verschillen tussen :

- (1) de z coördinaat van de truth reference en de verticale predictieposities
- (2) de truth reference en het lineaire flight data traject in het horizontale vlak

voor de afgebeelde trajecten zijn in de onderstaande tabel weergegeven.

Vlucht "1632"	maximale afwijking (m)	minimale afwijking (m)
verticale vlak	0.4671	0.3088
horizontale vlak	0.5224	0.1854

5 Conclusie

In dit rapport is getracht de positie update-rate voor het display “Tunnel-in-the-Sky” te verhogen en tevens bochten te voorspellen aan de hand van gemeten rolhoeken van het vliegtuig. Hiervoor zijn een aantal Kalman filters gebruikt en uitvoerig getest, zoals te zien is in hoofdstuk 4.

Hierbij is er data gebruikt van een simulator en de vlucht gegevens van een laboratorium vliegtuig een Citation II. In de volgende paragrafen zullen de conclusies die voortvloeien uit de resultaten van hoofdstuk 4 worden besproken.

5.1 Conclusies van de simulator gegevens

Met behulp van de simulator data zijn een aantal predictietrajecten berekend te weten :

- (1) een lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie met update-rate = 1 Hz
- (2) een lineair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS
- (3) een circulair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS
- (4) een lineair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 2 Hz GPS
- (5) een circulair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 2 Hz GPS
- (6) een lineair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 5 Hz GPS
- (7) een circulair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 5 Hz GPS

Wordt het lineaire GPS traject zonder vliegtuiggegevens vergeleken met het lineaire flight data traject waarbij er wel gebruik is gemaakt van vliegtuiggegevens, dan blijkt dat de nauwkeurigheid van het lineaire flight data traject oploopt met ruim 30 m. Dit geldt eveneens voor het circulaire flight data traject.

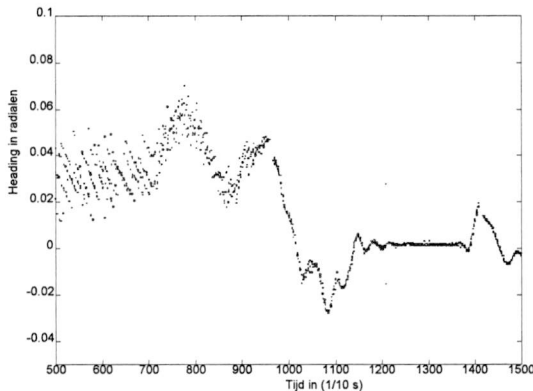
⇒ Op basis van deze resultaten kan worden geconcludeerd, dat het gebruik van vliegtuiggegevens tussen twee GPS updates de nauwkeurigheid van de positie berekeningen zeer ten goede komt.

Wanneer de numerieke gegevens van de lineaire en circulaire predictietrajecten naast elkaar worden gelegd bij een GPS update rate van 1 Hz, dan blijkt de lineaire predictor nauwkeuriger te zijn dan de circulaire. Ook bij gebruik van een hogere GPS update-rate 2 Hz en 5 Hz blijft de circulaire predictor wat nauwkeurigheid betreft, achter op de lineaire predictor. Het absolute verschil tussen de twee predictors wordt echter wel kleiner. De nauwkeurigheid van de flight data trajecten blijkt beter te worden naarmate de GPS update frequentie wordt verhoogd.

⇒ Er kan geconcludeerd worden dat een toenemende update rate van de GPS gegevens leidt tot een hogere nauwkeurigheid van de positie predicties van zowel de lineaire als de circulaire predictor. Ook wordt het verschil tussen de lineaire en circulaire predicties steeds kleiner. In deze simulaties blijkt de lineaire predictor bij elke waarde van de GPS update rate nauwkeuriger te zijn dan de circulaire predictor.

⇒ Wat betreft de resultaten van de lineaire predictor in het horizontale vlak op rechte stukken en het verticale vlak kan niet anders geconcludeerd worden dan dat de predictor werkt. Hoe goed deze werkt zullen vliegproeven moeten uitwijzen.

Omdat zowel de predictietrajecten als de numerieke resultaten niet naar verwachting zijn, is gekeken naar de opgegeven heading en de werkelijke gevlogen heading over de aarde (track-angle).



Figuur 5.1 Verschillen tussen de gemeten heading en de gevlogen heading

gemeten heading en de werkelijke gevlogen heading voor de getoonde bochten in de bijlagen.

De opgegeven heading wijkt ongeveer 0.04 radialen af van de gevlogen heading over de grond, hetgeen overeenkomt met 2.3° . Bij een vliegsnelheid van 60 m/s kan de maximale foutieve snelheidsberekening 1.7 m/s seconden bedragen, uitgaande van een heading van 45° .

Bijna alle predictietrajecten vliegen namelijk de bocht “in” in plaats van “uit”.

Het is aannemelijker dat de predictie paden de bocht “uit” zouden vliegen omdat er wordt nageijld op de werkelijke vliegtuigposities.

Onderzoek levert op dat de richting van de neus van het vliegtuig niet altijd dezelfde kant opwijst als de track-angle over de aarde. Figuur (5.1) toont de verschillen tussen de waarden van de

⇒ Op grond van bovenstaande gegevens mag worden geconcludeerd dat het vliegtuig een slippende beweging uitvoert tijdens de vlucht en de kwaliteit van de predictie waarden hierdoor achteruit gaat.

5.2 Conclusies van de vlucht “1632”

Met behulp van de gegevens van de vlucht “1632” zijn een aantal predictietrajecten gegenereerd namelijk :

- (1) een lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie met update-rate = 1 Hz zonder fouten verwerkingsalgoritme
- (2) een lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie met update-rate = 1 Hz met fouten verwerkingsalgoritme
- (3) een lineair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS
- (4) een circulair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS
- (5) een lineair predictie pad op basis van 10 Hz vliegtuiggegevens en 1 Hz GPS waarbij een alternatief fouten verwerkingsalgoritme wordt gebruikt
- (6) vier lineaire flight data trajecten waarbij er in de GPS data een fout is geïntroduceerd van respectievelijk 20m, 30m, 40m, en 50m

- (7) vier circulaire flight data trajecten waarbij er in de GPS data een fout is geïntroduceerd van respectievelijk 20m, 30m, 40m, en 50m

⇒ Na de afwijkingen tussen het lineaire GPS traject met en zonder fouten verwerkings-algoritme te hebben bekeken kan direct worden geconcludeerd dat het fouten verwerkingsalgoritme de nauwkeurigheid van de positie berekeningen verbetert. In figuur 25 is het naïjlen van het GPS traject zonder fouten verwerkingsalgoritme goed te zien. Het laatste predictie punt komt wat tijd betreft overeen met het laatst afgebeelde GPS punt.

Een vergelijking van de numerieke resultaten van het lineaire en circulaire flight data traject levert op dat de circulaire predictor nauwkeuriger is dan de lineaire predictor. Het verschil in nauwkeurigheid is echter maximaal 1 tot 2 meter. Wanneer wordt gekeken naar de gemiddelde afwijkingen tussen de lineaire en circulaire positie predicties dan zijn de volgende waarden gemeten :

$\phi = 20.4^\circ$	$\phi = 20.6^\circ$	$\phi = 21.5^\circ$	$\phi = 36.6^\circ$	$\phi = 37.2^\circ$	$\phi = 56.2^\circ$	$\phi = 55.9^\circ$
0.3848	0.1519	0.1699	0.1689	0.3683	0.3798	0.2562

Hieruit volgt dat over het gehele spiraalvormige traject genomen, het verschil tussen de positie predicties van de lineaire en circulaire predictor niet meer is dan enkele decimeters. Wordt er ook gekeken naar de “gladheid” van de flight data trajecten dan blijkt de circulaire predictor sprongen te vertonen van enkele meters (zie figuur 28). Dit is direct het gevolg van de Kalmangain van de circulaire predictor. Blijkbaar wordt bij elke GPS update het traject te snel aangepast in de richting van de GPS positie. Of deze sprongen daadwerkelijk merkbaar zullen zijn moeten vliegproeven uitwijzen.

⇒ Voor de lineaire en circulaire flight data trajecten kan het volgende worden geconcludeerd: Wat nauwkeurigheid betreft doet de lineaire predictor onder voor de circulaire predictor. Wanneer wordt gekeken naar de gladheid van de flight data trajecten is de lineaire predictor in het voordeel.

De reden waarom het verschil in positie berekeningen tussen de lineaire en circulaire predictors maar enkele decimeters is, is te herleiden uit formule (5.1) (zie ook formule 3.7)). Deze formule berekent de nieuwe positie $x(t)$ vanuit het begin punt x_0 met een bekende snelheid $v(t)$ en versnelling $a(t)$ over het interval δt .

$$x(t) = x_0 + v(t) \cdot T + \frac{1}{2} \cdot a(t) \cdot \delta t^2 \quad (5.1)$$

De lineaire predictor neemt de termen x_0 en $v(t)$ mee in zijn berekeningen. De circulaire predictor neemt ook de versnelling mee in het predictie proces. Dit betekent dat de circulaire predictor in het voordeel is ten opzichte van de lineaire predictor gedurende een bocht. Wanneer de bocht ($\phi = 56.2^\circ$) van de vlucht “1632” als reken voorbeeld wordt gebruikt, dan zijn de gegevens als volgt : de straal $R = 788$ m, $v(t) = 102$ m/s. Via

formule (5.2) kan vervolgens de versnelling $a(t)$ worden berekend. Er volgt dat $a(t) = 13.36 \text{ m/s}^2$. Daar de term $[1/2 \cdot a(t) \cdot \delta^2]$ de factor is die het verschil bepaalt tussen de lineaire en circulaire predicties, wordt het verschil direct gevonden.

$$R = \frac{v(t)^2}{a(t)} \quad (5.2)$$

Bij $\delta t = 0.1$ seconde, zoals dit bij alle predictietrajecten het geval was, is $[1/2 \cdot a(t) \cdot \delta t^2]$ gelijk aan **0.0668 m**.

⇒ Conclusie is dat er twee oorzaken zijn waardoor verschillen tussen de lineaire en circulaire positie predicties niet groot zijn. Het predictie interval en de versnellingen van de bochten zijn zodanig klein dat de verschillen minimaal blijven. Het loont daarom de moeite niet om circulaire predicties te genereren vanwege een kleine toename in positie nauwkeurigheid.

⇒ Het effect van de fouten corrector van § 2.3 figuur (2.5) blijkt inderdaad de verwachte uitwerking te hebben zoals was voorspeld in paragraaf (2.3). De tabel van § 4.6 geeft de numerieke verschillen weer tussen het lineaire traject en de GPS posities. Deze verschillen zijn tevens de sprongen die worden gemaakt bij elke GPS update. Conclusie is dat dit algoritme niet geschikt zal zijn om de voorspelde posities in de goede richting bij te sturen, daar de gebruiker sprongen in de posities ervaart als zeer hinderlijk.

⇒ Uit de flight data trajecten waarbij er GPS fouten van respectievelijk 20m, 30m, 40m en 50m zijn geïmplementeerd, blijkt dat numeriek gezien de circulaire predictor beter de fout weet te verwerken dan de lineaire predictor. Het verschil tussen de positie predicties loopt op tot enkele tientallen meters.

De circulaire predictor is hier duidelijk in het voordeel wat nauwkeurigheid en gladheid betreft wanneer het gaat om de verwerking van grote GPS fouten.

De reden waarom de circulaire predictor het beter doet dan de lineaire is te wijten aan de Kalmangain. De GPS fout werkt ook door in de berekening van de straal. Daar deze evenredig is met het kwadraat van de snelheid wordt de straal veel groter dan de werkelijke straal. Gevolg hiervan is dat de positie berekeningen slechter zouden moeten zijn dan die van de lineaire predictor, daar hier de snelheid evenredig wordt verwerkt. De lineaire predictor wordt ook gestuurd door zijn eigen Kalmangain maar deze werkt blijkbaar minder goed in deze situatie dan de circulaire Kalmangain.

⇒ Uit formule (5.1) is te concluderen dat het verschil tussen de lineaire en circulaire predicties moet oplopen naarmate verder vooruit wordt voorspeld. Deze conclusie wordt gestaafd door de resultaten van §4.9. Het verschil tussen de lineaire en circulaire predictie posities loopt op van 40 centimeter tot ongeveer 80 centimeter waarbij de circulaire posities dichterbij de truth reference liggen. Volgens formule (5.1) zou het verschil bij $\delta t = 2.0$ ongeveer 26 meter moeten zijn. Daar de verschillen tussen de lineaire- en de circulaire predictor als nog niet erg groot zijn kan de enige logische conclusie in dit geval zijn dat de berekening voor de straal te groot is.

Dit kan voorkomen wanneer de rolhoek niet groot genoeg is voor de genomen bocht en daarom de straal te groot wordt berekend.

⇒ De tabel met de gegevens over de lineaire positie predicties in het verticale- en horizontale vlak laten duidelijk zien dat de afwijkingen in beide vlakken ongeveer even groot zijn. De afwijkingen zijn 40 tot 50 centimeter voor beide vlakken.

⇒ Samengevat blijkt dat het gebruik van de vliegtuiggegevens airspeed, heading, en pitch de positie berekeningen, tussen twee GPS intervallen in, sterk te verbeteren. De rolhoek blijkt tijdens bochten gebruikt te kunnen worden om een circulaire predictor in werking te stellen, mits de resulterende massakracht F_M van het vliegtuig valt in het vliegtuigsymmetrievlak. Of er merkbare verschillen optreden tussen het gebruik van de lineaire en circulaire predictor zullen vliegproeven moeten uitwijzen.

5.3 Aanbeveling

De proeven die in de toekomst zullen plaats vinden met de ontworpen modellen bevel ik de volgende combinatie aan :

De lineaire predictor zorgt continu voor de positie predicties tijdens de gehele vlucht. Deze predictor heeft vliegtuiggegevens (10 Hz) nodig in combinatie met GPS informatie (1Hz). De frequentie van de predictieposities kan verhoogd worden naar 30 Hz door de posities voor een predictie interval van 0.1 seconde lineair te interpoleren. Het predictie algoritme dient gebruik te maken van het fouten verwerkings algoritme van §2.3 figuur (2.6) om de berekende posities te corrigeren.

Wat de Kalman filters betreft, deze kunnen grondiger worden onderzocht met betrekking tot de Q-matrices die een belangrijke rol spelen bij de berekening van de Kalmangain.

Ook het effect van een slippend vliegtuig op de positie predicties dient nader te worden onderzocht.

Zodra de heading parameter door de TARSYN kan worden gemeten is het raadzaam ook deze parameter mee te nemen in de berekening van de track-angle ξ .

Referenties

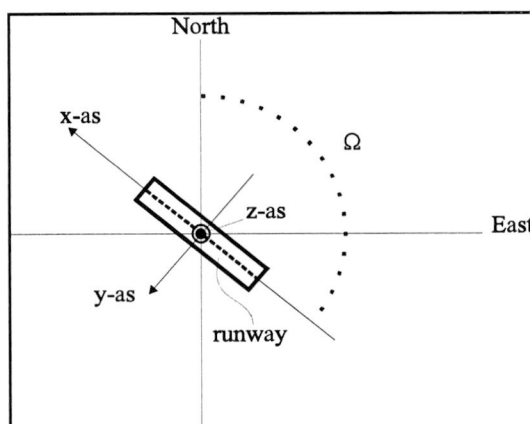
- [1] Statistische signaalverwerking
J. Biemond, R.L. Lagendijk
1994, Delftse Uitgevers Maatschappij b.v.
- [2] Introduction to random signals and applied Kalman filtering
R.G. Brown, P.Y.C. Hwang
1992, J.Wiley and Sons
- [3] Applied optimal estimation
A.Gelb, editor
1974, The MIT press
- [4] Radio plaatsbepaaling
Prof.dr.ir. D. van Willigen
1994, Collegedictaat, Faculteit der Electrotechniek
- [5] Vliegtuiginstrumentatie I
F.A. Abbink
1984, Collegedictaat, Faculteit der Lucht- en Ruimtevaart
- [6] Vliegtuiginstrumentatie II
F.A. Abbink
1984, Collegedictaat, Faculteit der Lucht- en Ruimtevaart
- [7] Verhoging van de update-rate van de parameter, gebruikt in Tunnel-in-the-sky-display
B. Blesgraaf
1994, Taakverslag, Faculteit der Electrotechniek
- [8] The implementation of a Kalman filter in MIAS
D.J. Moelker
1993, Afstudeerverslag, Faculteit der Electrotechniek
- [9] MIAS real-time positioning and integrity monitoring
S.P. Goor
1994, Afstudeersverslag, Faculteit der Electrotechniek
- [10] In-flight Application of 3-D guidance display: problems and Solutions
ir. E. Theunissen
1995, Paper, Faculteit der Electrotechniek

- [11] A primary flight display for four dimensional guidance and navigation -
Influence of tunnel size and level of additional information on pilot performance
and control behaviour
ir. E. Theunissen
1993, Monterey, CA, AIAA-93-3570-CD
- [12] Open and closed loop control with a perspective tunnel in the sky display
ir. E. Theunissen
1994, Scottsdale, AZ
- [13] Integrated navigation systems and Kalman filtering: A perspective
R.G. Brown
1972, Electrical Engineering Dept., Iowa State University
- [14] ARINC Specification 429-14
Airlines Electronic Engineering Committee
1993, Aeronautical Radio Inc
- [15] Prestatieleer voor de Avionica-studie
Prof.ir. H. Wittenberg en Prof.ir. E. Torenbeek
1992, Faculteit der Lucht- en Ruimtevaart
- [16] The smoothing of dead reckoning image in distributed interactive simulation
Kuo-Chi Lin, Morgan Wang, Jie Wang
1995, Naval Training Center, Orlando, Florida, AIAA-95-3398-CP
- [17] Inleiding Mechanica
R.Roest
1987, Delftse Uitgevers Maatschappij b.v.

Appendix A

A.1 Het lokale assenstelsel

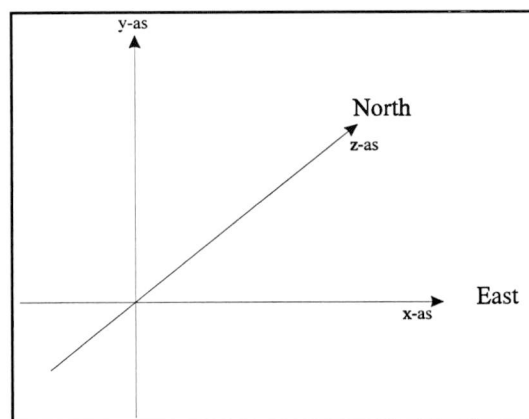
De gebruikte data van de vlucht "1632" is gecoördineerd volgens een cartesian assenstelsel met als middelpunt het MLS 'DATUM POINT'. Dit punt is gepositioneerd boven de middellijn van de startbaan op ongeveer 2.5 meter hoogte. Twee assen bevinden zich in het horizontale vlak en één in het verticale vlak. De x-as is gedefinieerd parallel aan de middellijn van de startbaan en de y-as loodrecht daarop. De z-as staat loodrecht op zowel de x-as als de y-as. De 'bearing' Ω is de hoek tussen het ware noorden en de negatieve x-as (zie figuur A.1).



Figuur A.1 Lokaal gecoördineerd assenstelsel

A.2 Het vlucht simulator assenstelsel

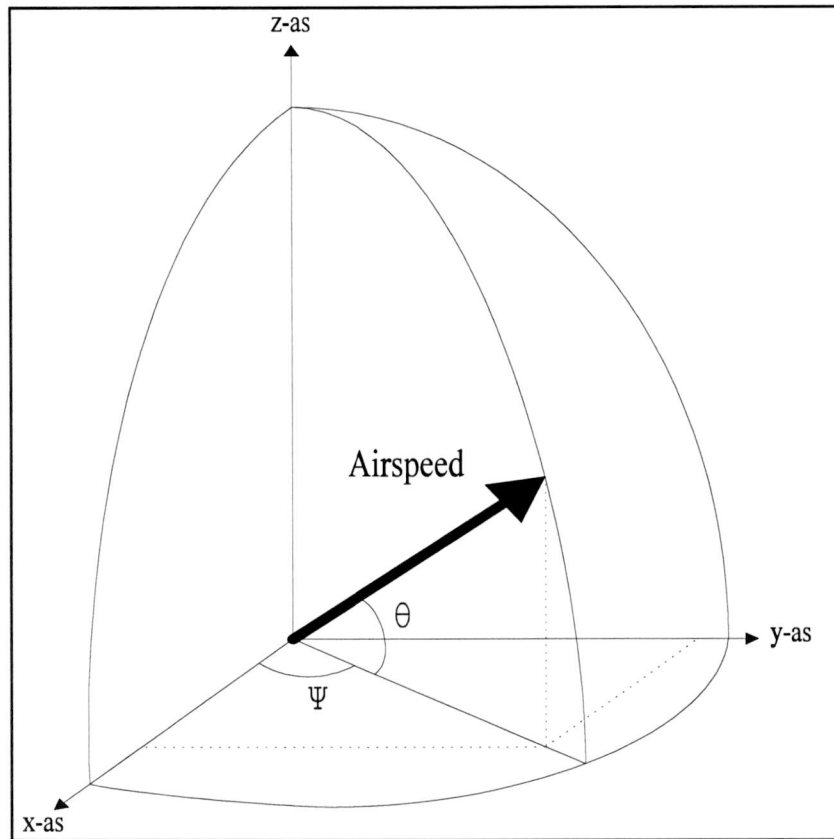
De coördinatie van het simulator assenstelsel is een rechts draaiend cartesian assenstelsel. De y-as bevindt zich in het verticale vlak en de x- en z-as in het horizontale vlak. De positieve z-as is gericht naar het noorden. Loodrecht hierop staat de x-as waarvan de positieve richting wijst naar het oosten (zie figuur A.2).



Figuur A.2 Oriëntatie van de simulator data file

Appendix B

Ontbinding van de airspeed vector via het bolcoördinatenstelsel



Figuur B.1 Bolcoördinatenstelsel met de airspeed vector

θ : hoek tussen de lokale horizon en de langsas van het vliegtuig (pitch)

ξ : hoek tussen de x-as en de langsas van het vliegtuig (heading)

Uit figuur (B.1) volgen de transformatie formules (B.1a), (B.1b) en (B.1c) die de airspeed vector ontbinden langs elke as van het lokale assenstelsel.

$$Airspeed_z = Airspeed \cdot \sin(\theta) \quad (B.1a)$$

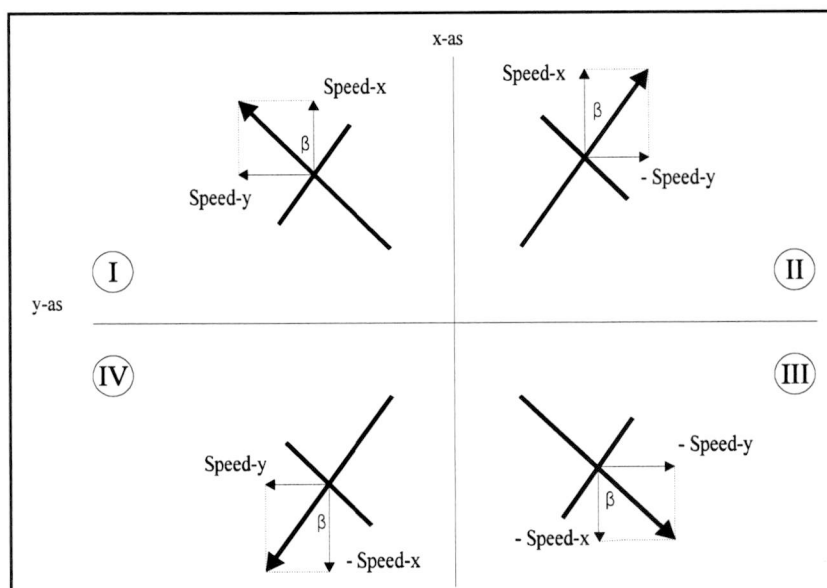
$$Airspeed_x = Airspeed \cdot \cos(\theta) \cdot \sin(\psi) \quad (B.1b)$$

$$Airspeed_y = Airspeed \cdot \cos(\theta) \cdot \cos(\psi) \quad (B.1c)$$

Appendix C

Berekening van de track-angle

Zoals in figuur (C.1) te zien is kan de gevlogen hoek ten opzichte van de x-as in het lokale assenstelsel over de aarde bepaald worden door de inverse tangens te nemen van het quotiënt van de snelheid in y- en x-richting. Resultaat hiervan is hoek β . Door de richting van de snelheidsvector van het vliegtuig te bepalen, kan de track-angle ξ worden berekend.



Figuur C.1 Richting van de snelheidsvectoren van het vliegtuig

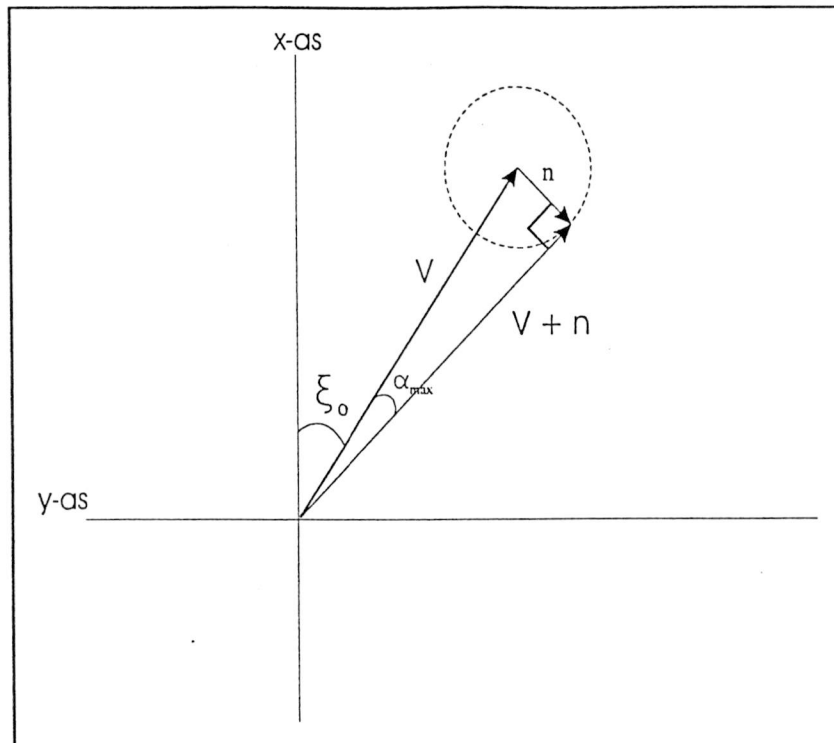
$$\text{Trackangle } \xi = -\arctan\left(\frac{\text{Speed}_y}{\text{Speed}_x}\right) \quad , \text{kwadrant I,II} \quad (\text{C.1a})$$

$$\text{Trackangle } \xi = \pi - \arctan\left(\frac{\text{Speed}_y}{\text{Speed}_x}\right) \quad , \text{kwadrant III} \quad (\text{C.1b})$$

$$\text{Trackangle } \xi = \pi - \arctan\left(\frac{\text{Speed}_y}{\text{Speed}_x}\right) \quad , \text{kwadrant IV} \quad (\text{C.1c})$$

De berekening van de track-angle ξ introduceert differentiatieruis boven op de reeds aanwezige ruis in het GPS signaal. Gevolg is dat de berekende ξ bestaat uit de ware track-angle ξ_o en een extra hoek α , ten gevolge van de ruis.

In figuur (C.2) wordt de snelheidsvector V vervuist door een ruis vector n die elke willekeurige richting op kan wijzen. Wanneer de richting van de ruis vector in de richting staat zoals is aangegeven in figuur (C.2), is de maximale track-angle fout gelijk aan α_{max} .



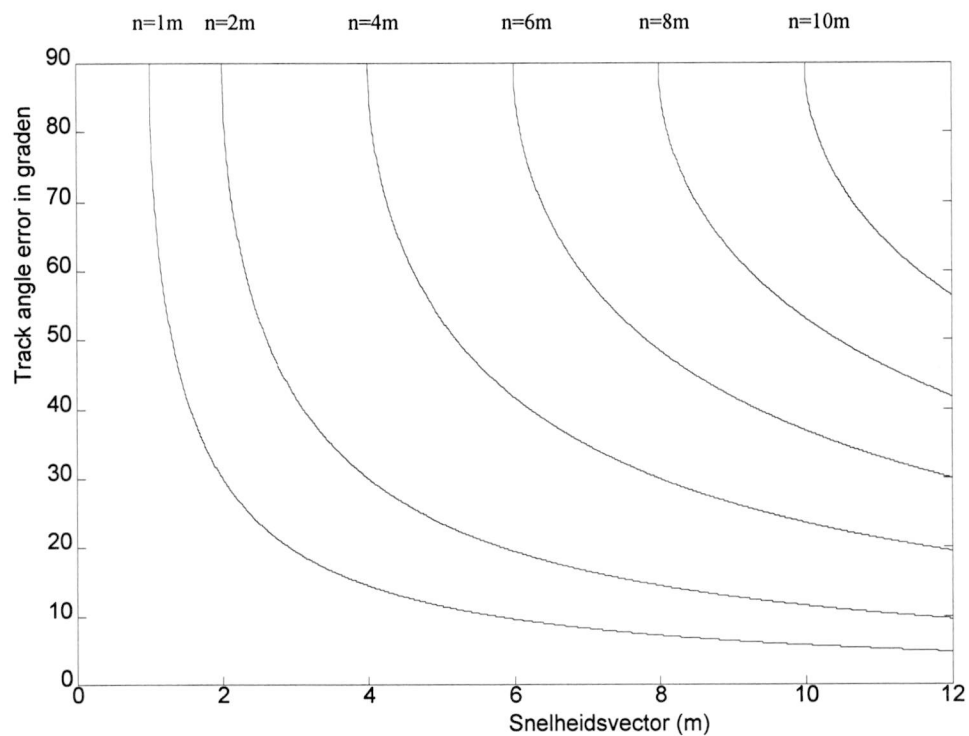
Figuur C.2 Track-angle fouten ten gevolge van ruis

De mate waarin de berekende ξ afwijkt van de ware track-angle ξ_o , hangt af van de grote en richting van de ruis vector n en de grote van de snelheidsvector V . Het meet interval waarover V wordt gemeten, bepaalt ook de track-angle afwijking omdat de lengte van de snelheidsvector toeneemt naarmate het meet interval groter wordt. De ruis vector wordt hierdoor relatief gezien kleiner en de track-angle afwijking wordt minder groot.

De maximale track-angle fout α_{max} van figuur (C.2) kan worden berekend door de inverse sinus te nemen van het quotient van de ruis vector n en de snelheidsvector V . Zie (formule C.4).

$$\alpha = \arcsin \left[\frac{n}{V} \right] \quad (C.4)$$

In figuur (C.3) zijn de maximale track-angle fouten berekend voor verschillende waarden van n , waarbij de snelheidsvector berekend is over een meet interval van 0.1 seconde.



Figuur C.3 Maximale Track-angle fouten als functie van de snelheidsvector voor verschillende waarden van de ruisvector n , respectievelijk 1,2,4,6,8 en 10 meter

Appendix D

Q-matrices van de circulaire Kalman predictor

Voor een rechterbocht in het lokale assenstelsel gelden de volgende waarden voor Q_x , ϕ_x en Q_y , ϕ_y .

$$\phi_x = \begin{bmatrix} 1 & \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot \left[\sin\left(\xi + \frac{\delta t \cdot g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) - \sin(\xi) \right] \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$\phi_y = \begin{bmatrix} 1 & \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot \left[\cos\left(\xi + \frac{\delta t \cdot g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) - \cos(\xi) \right] \\ 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$Q_k = \begin{bmatrix} Q[0][0] & Q[0][1] \\ Q[1][0] & Q[1][1] \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} Q_x[0][0] &= \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos^2\left(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) + \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos^2(\xi) \\ &+ \frac{V_{bocht}^4}{g^2 \cdot \tan^2(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \sin^2(\xi) \cdot \delta t^2 - \frac{2 \cdot V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos\left(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) \cdot \cos(\xi) \\ &- \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan(\phi)^3 \cdot V_x^2} \cdot \cos\left(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) \cdot \sin(\xi) \cdot \delta t + \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan^3(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos(\xi) \cdot \sin(\xi) \cdot \delta t \end{aligned}$$

$$Q_x[0][1] = \delta t \cdot \left(\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_x} \cdot \left[\cos\left(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) - \cos(\xi) \right] - \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot [\sin(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_x[1][0] = \delta t \cdot \left(\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_x} \cdot \left[\cos\left(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}\right) - \cos(\xi) \right] - \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot [\sin(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_x[1][1] = \delta t^2$$

$$\begin{aligned} Q_y[0][0] = & \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin^2(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) + \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin^2(\xi) \\ & + \frac{V_{bocht}^4}{g^2 \cdot \tan^2(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \cos^2(\xi) \cdot \delta t^2 - \frac{2 \cdot V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \sin(\xi) \\ & + \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan(\phi)^3 \cdot V_y^2} \cdot \sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \cos(\xi) \cdot \delta t - \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan^3(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin(\xi) \cdot \cos(\xi) \cdot \delta t \end{aligned}$$

$$Q_y[0][1] = \delta t \cdot \left(-\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_y} \cdot \left[\sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \sin(\xi) \right] - \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot [\cos(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_y[1][0] = \delta t \cdot \left(-\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_y} \cdot \left[\sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \sin(\xi) \right] - \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot [\cos(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_y[1][1] = \delta t^2$$

Voor een linkerbocht in het lokale assenstelsel gelden de volgende waarden voor Q_x , ϕ_x en Q_y , ϕ_y .

$$\begin{aligned} \phi_x &= \begin{bmatrix} 1 & \frac{-V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot \left[\sin(\xi + \frac{\delta t \cdot g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \sin(\xi) \right] \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \\ \phi_y &= \begin{bmatrix} 1 & \frac{-V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot \left[\cos(\xi + \frac{\delta t \cdot g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \cos(\xi) \right] \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

$$Q_k = \begin{bmatrix} Q[0][0] & Q[0][1] \\ Q[1][0] & Q[1][1] \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned} Q_x[0][0] &= \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos^2(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) + \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos^2(\xi) \\ &+ \frac{V_{bocht}^4}{g^2 \cdot \tan^2(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \sin^2(\xi) \cdot \delta t^2 - \frac{2 \cdot V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \cos(\xi) \\ &+ \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan(\phi)^3 \cdot V_x^2} \cdot \cos(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \sin(\xi) \cdot \delta t + \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan^3(\phi) \cdot V_x^2} \cdot \cos(\xi) \cdot \sin(\xi) \cdot \delta t \end{aligned}$$

$$Q_x[0][1] = \delta t \cdot \left(-\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_x} \cdot \left[\cos(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \cos(\xi) \right] + \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot [\sin(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_x[1][0] = \delta t \cdot \left(-\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_x} \cdot \left[\cos(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \cos(\xi) \right] + \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_x} \cdot [\sin(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_x[1][1] = \delta t^2$$

$$\begin{aligned} Q_y[0][0] &= \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin^2(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) + \frac{V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin^2(\xi) \\ &+ \frac{V_{bocht}^4}{g^2 \cdot \tan^2(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \cos^2(\xi) \cdot \delta t^2 - \frac{2 \cdot V_{bocht}^6}{g^4 \cdot \tan^4(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \cos(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \cos(\xi) \\ &+ \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan(\phi)^3 \cdot V_y^2} \cdot \sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) \cdot \cos(\xi) \cdot \delta t - \frac{V_{bocht}^5}{g^3 \cdot \tan^3(\phi) \cdot V_y^2} \cdot \sin(\xi) \cdot \cos(\xi) \cdot \delta t \end{aligned}$$

$$Q_y[0][1] = \delta t \cdot \left(\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_y} \cdot \left[\sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \sin(\xi) \right] + \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot [\cos(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

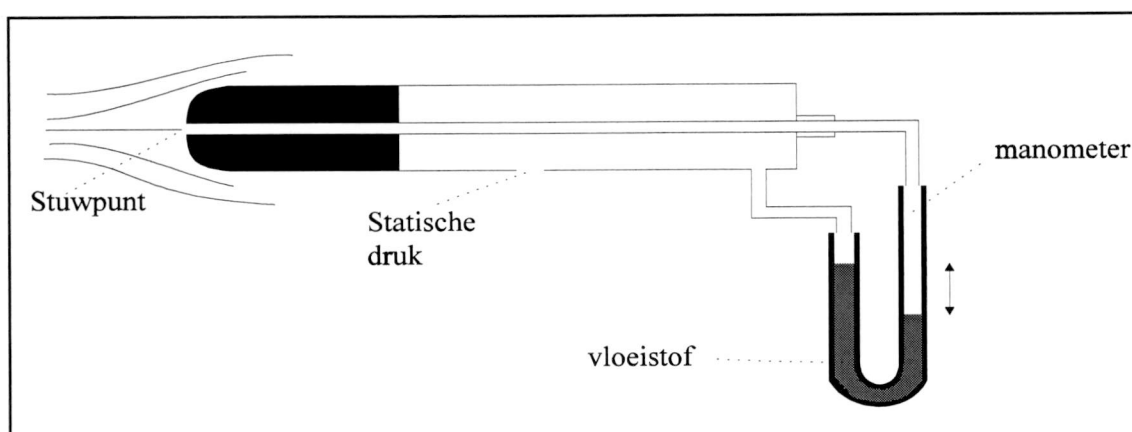
$$Q_y[1][0] = \delta t \cdot \left(\frac{V_{bocht}^3}{g^2 \cdot \tan(\phi)^2 \cdot V_y} \cdot \left[\sin(\xi - \delta t \cdot \frac{g \cdot \tan(\phi)}{V_{bocht}}) - \sin(\xi) \right] + \frac{V_{bocht}^2}{g \cdot \tan(\phi) \cdot V_y} \cdot [\cos(\xi) \cdot \delta t] \right)$$

$$Q_y[1][1] = \delta t^2$$

Appendix E

De pitot statische buis

De airspeed metingen worden verricht met behulp van de ‘pitot statische buis’ die aan de buitenkant van het vliegtuig is bevestigd (zie figuur E.1).



Figuur E.1 De Pitot-statische buis.

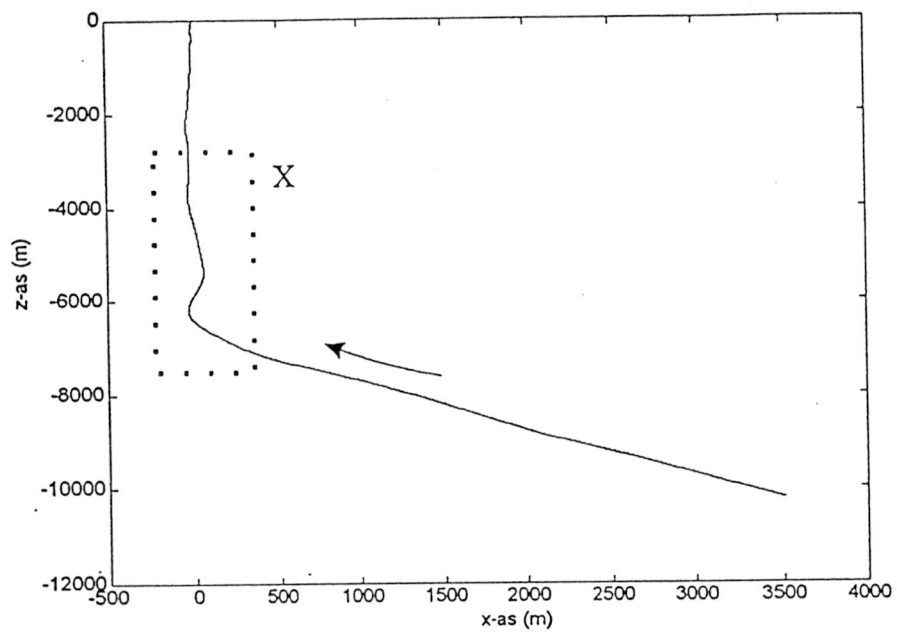
De richting van de pitot buis ligt parallel aan de positieve langsas van het vliegtuig. Met behulp van een manometer wordt het drukverschil tussen de stilstaande plaatselijke lucht en de stromende lucht ten gevolge van de vliegsnelheid bepaald. De stromende lucht wordt aan de voorkant van de buis tot stilstand gebracht, dit punt wordt het stuwpunt genoemd. Dit stuwpunt levert een druk op die vergeleken wordt met de statische druk van de plaatselijke lucht. Hieruit volgt een drukverschil welke tot uitdrukking komt in een hoogte verschil van de vloeistof in de manometer. Wanneer de soortelijke dichtheid van de plaatselijke lucht ρ_l en het hoogteverschil Δh bekend zijn, volgt de true airspeed V_{TAS} uit formules (E.1a) en (E.1b).

$$\Delta p = \rho_l \cdot g \cdot \Delta h \quad (E.1a)$$

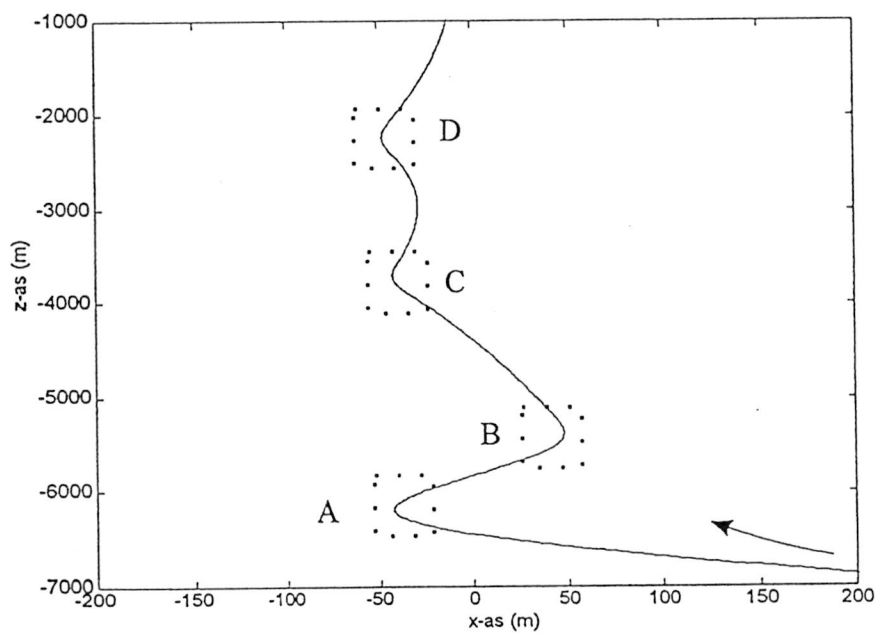
$$V_{TAS} = \left[\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho_l} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (E.1b)$$

De indicated airspeed V_{IND} die door het FMS wordt afgegeven als de beschikbare airspeed parameter, is berekend op basis van de soortelijke luchtdichtheid die heerst op zeeniveau.

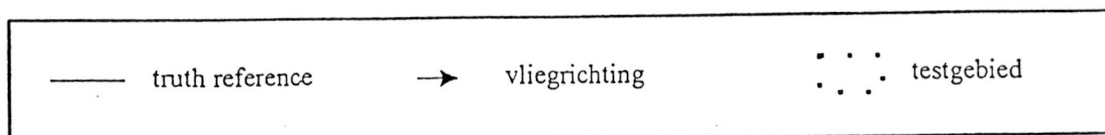
Bijlagen

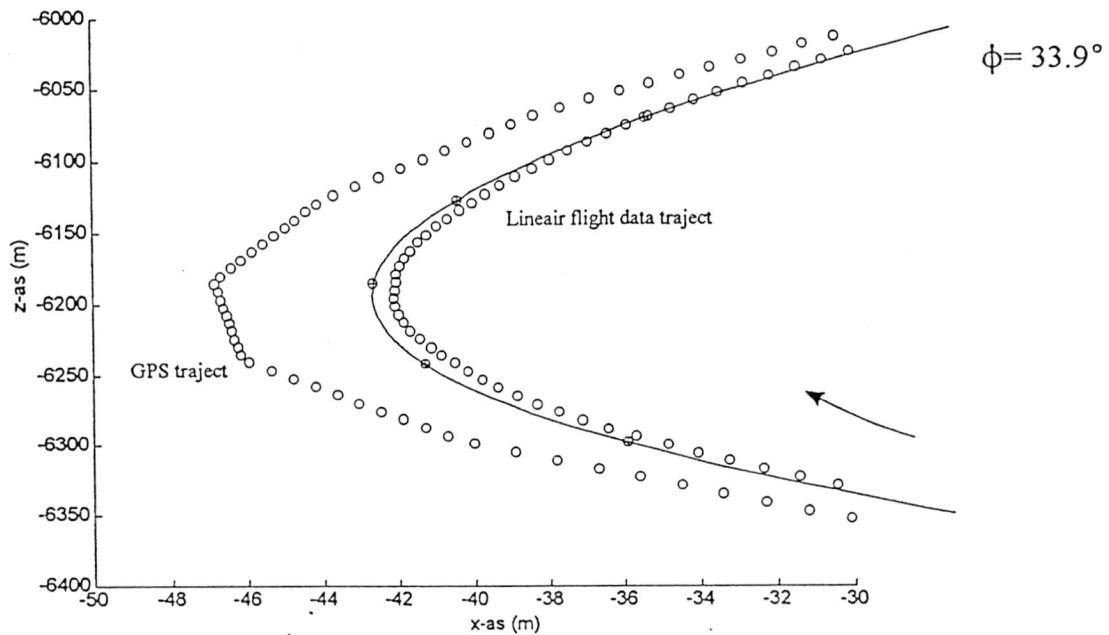


Figuur 1. Vliegtraject van de simulator data file (boven aanzicht).

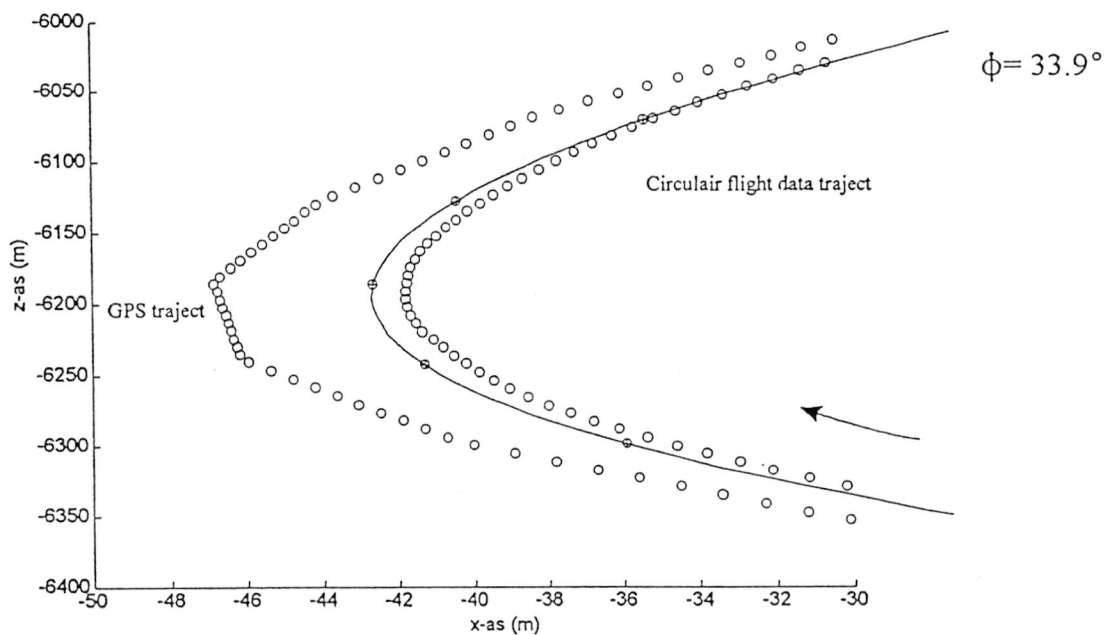


Figuur 2. Uitvergroting van het gebied X van figuur 1.





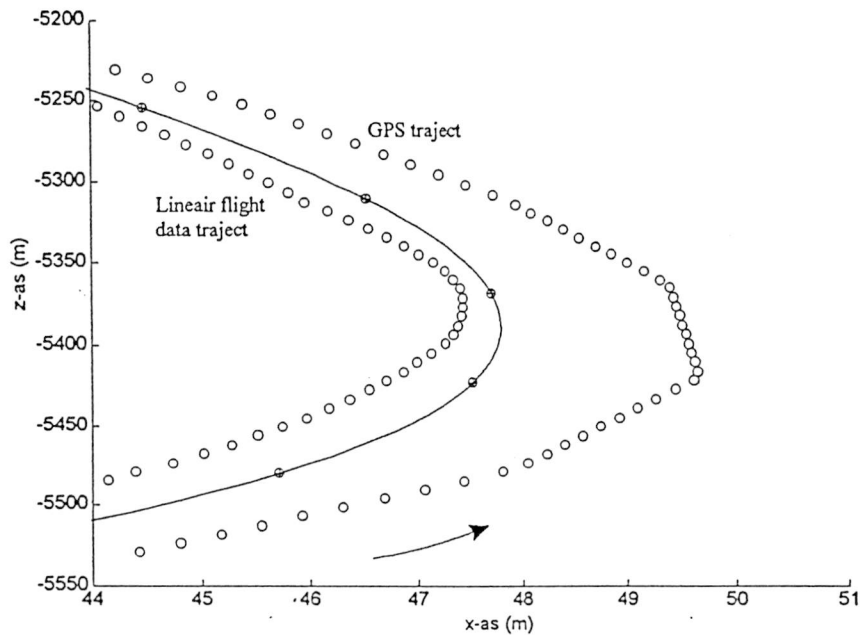
Figuur 3. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met lineair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied A).



Figuur 4. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met circulair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied A).

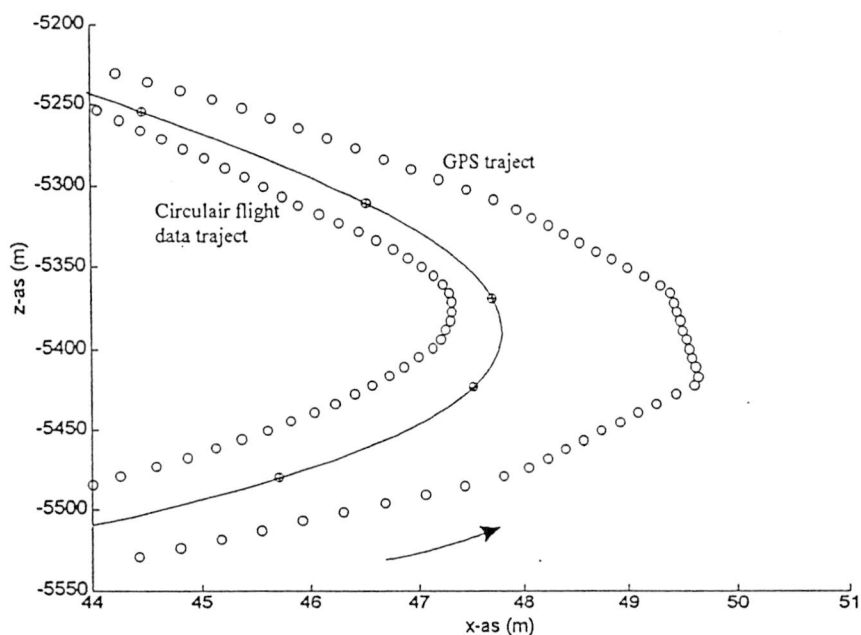
— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities

$$\phi = 14.9^\circ$$

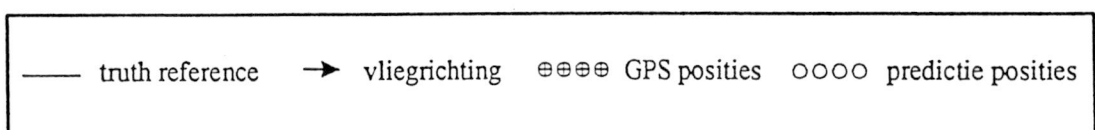


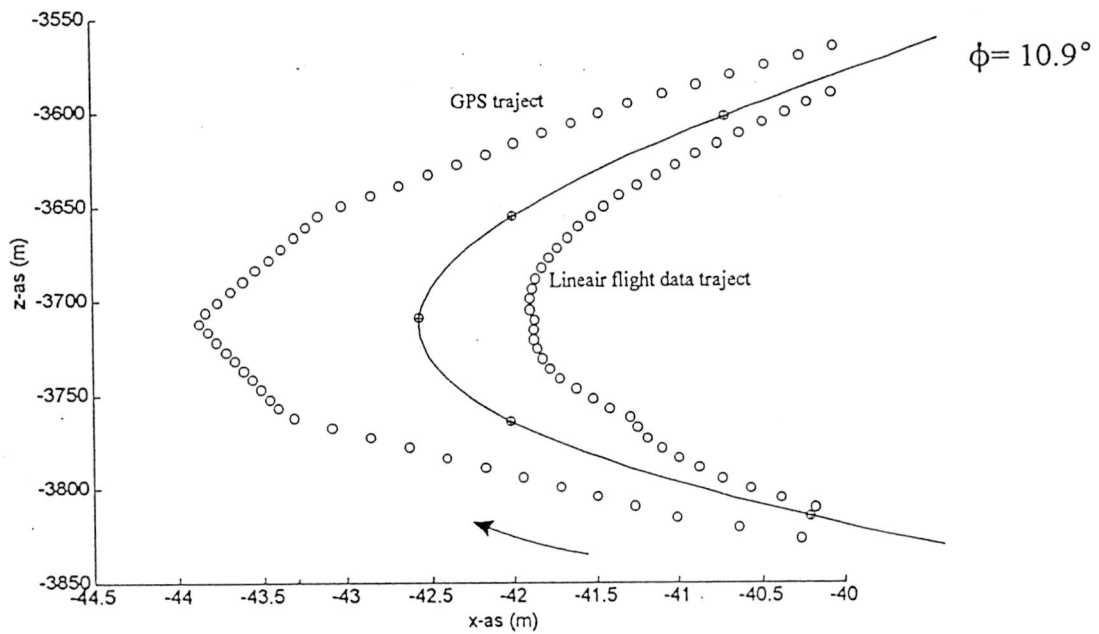
Figuur 5. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met lineair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied B).

$$\phi = 14.9^\circ$$

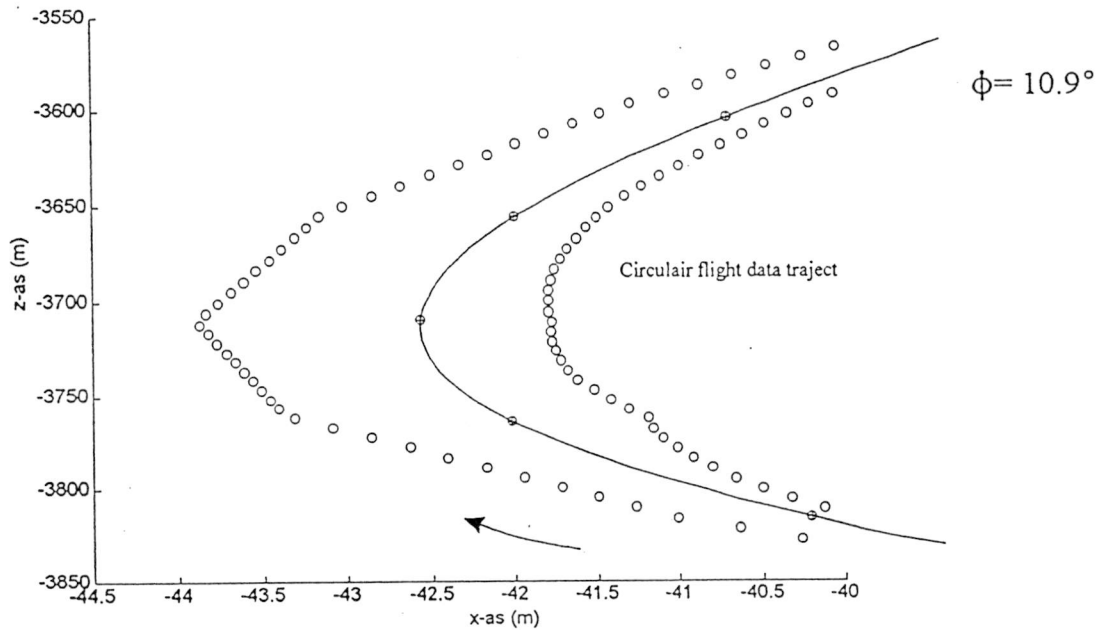


Figuur 6. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met circulair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied B).

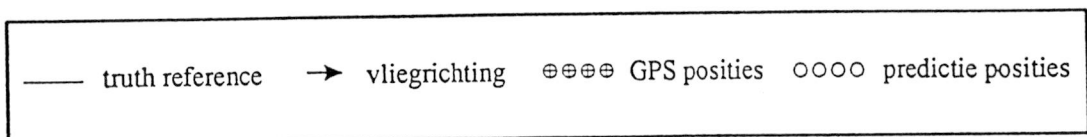


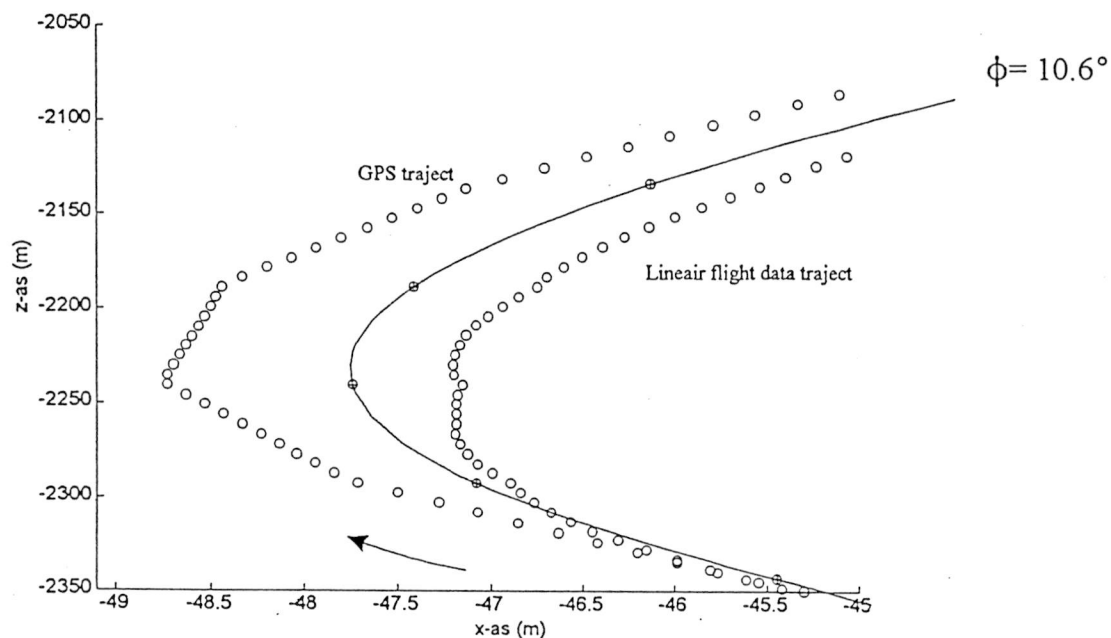


Figuur 7. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met lineair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied C).

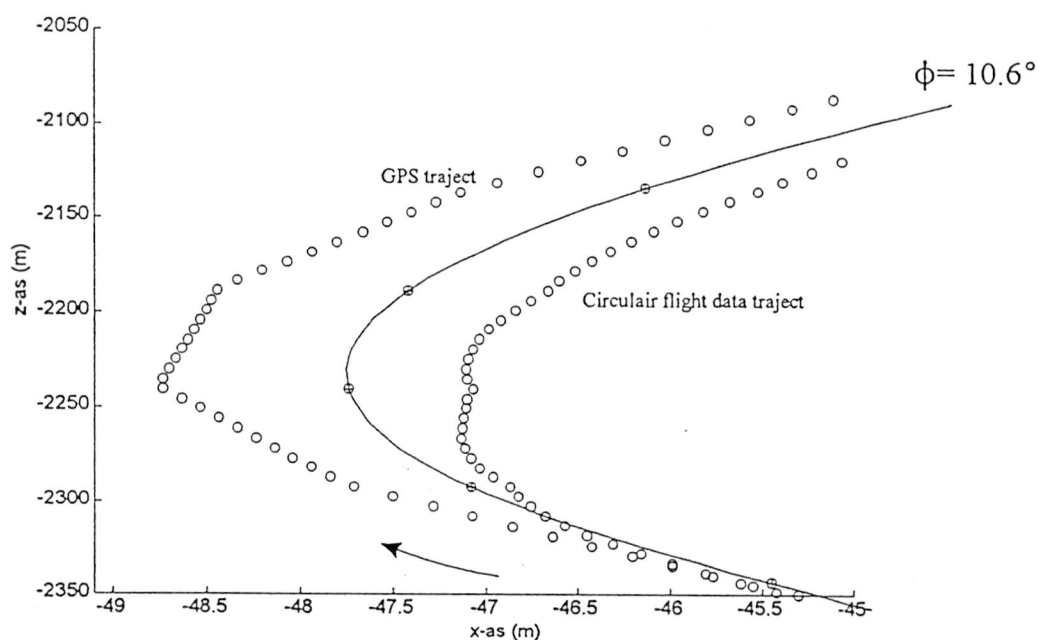


Figuur 8. Circulair predictie pad op basis van alleen GPS informatie + circulair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied C).

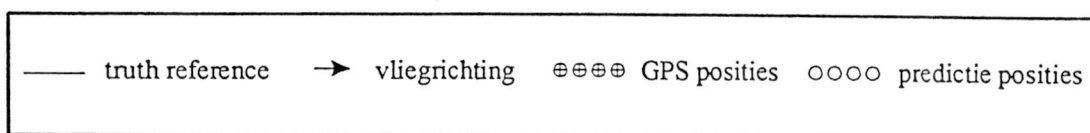


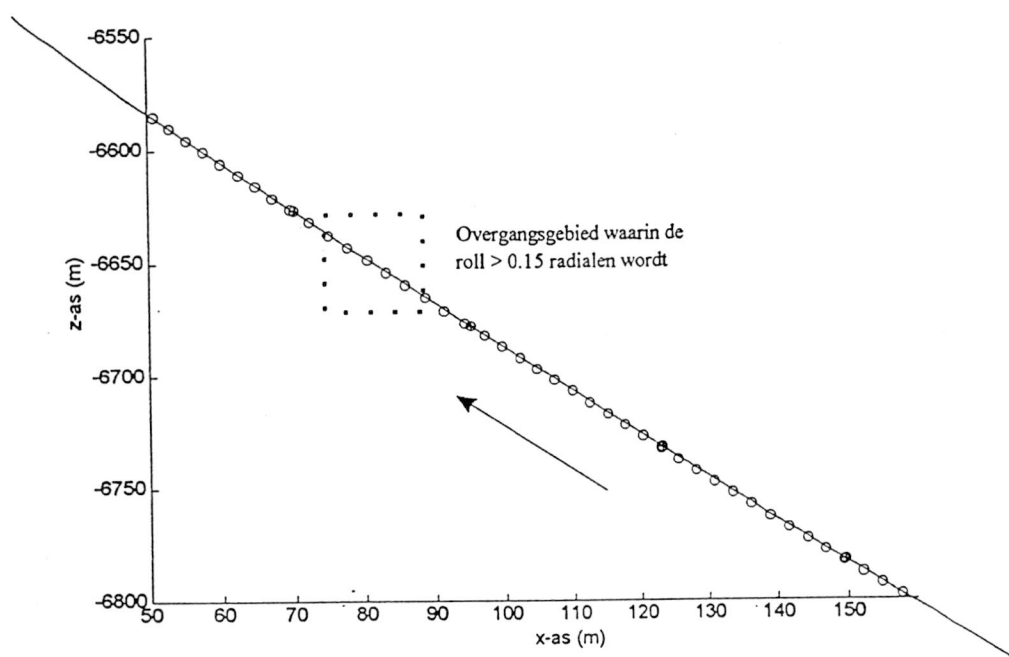


Figuur 9. Lineair predictie pad op basis van alleen GPS informatie samen met lineair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied D).

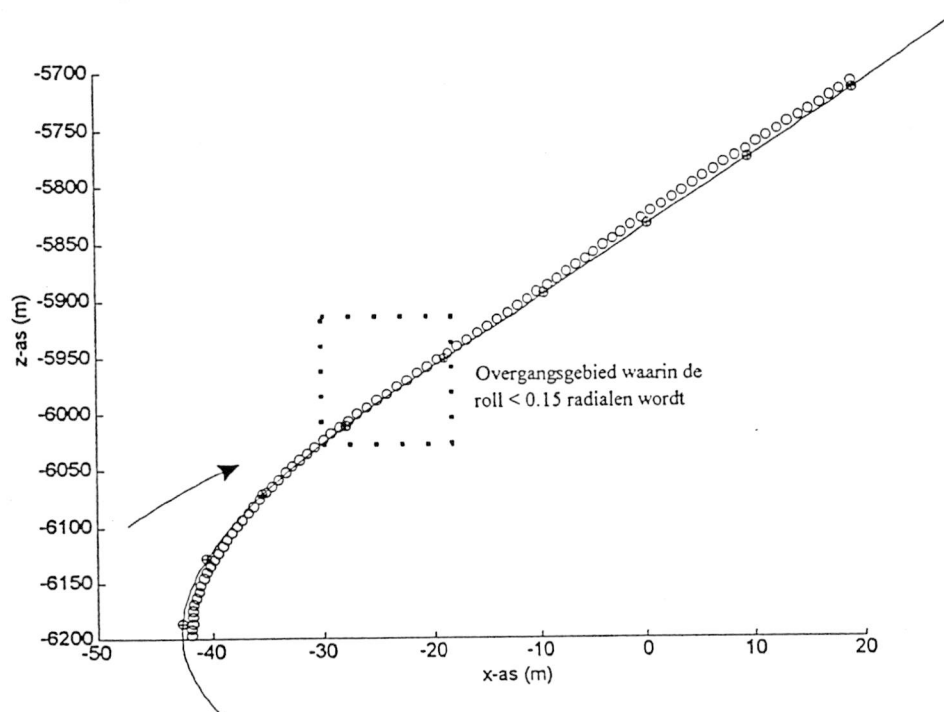


Figuur 10. Circulair predictie pad op basis van alleen GPS informatie + circulair predictie pad op basis van GPS en vliegtuiggegevens (gebied D).

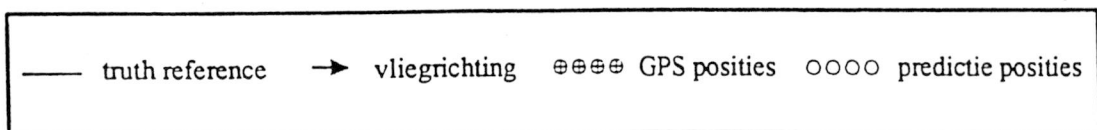


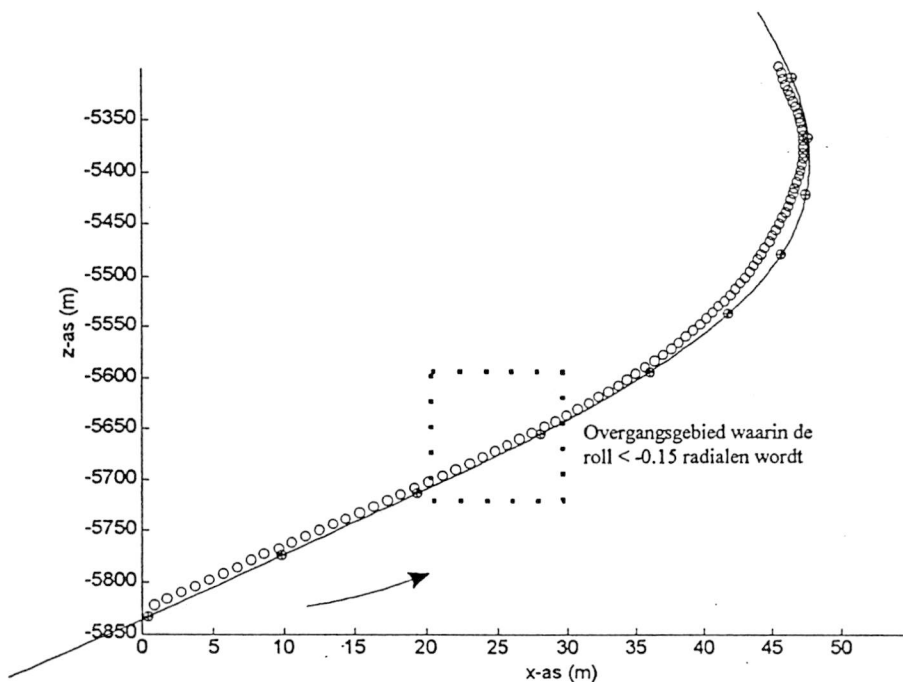


Figuur 11. Overgang van lineaire predicties naar circulaire predicties (gebied A).

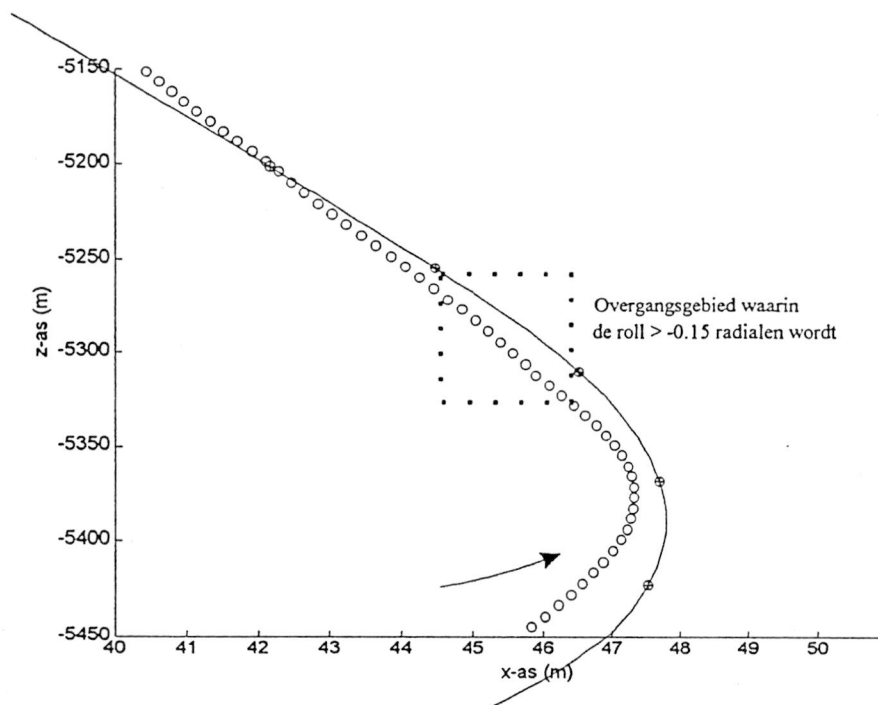


Figuur 12. Overgang van circulaire predicties naar lineaire predicties (gebied A).

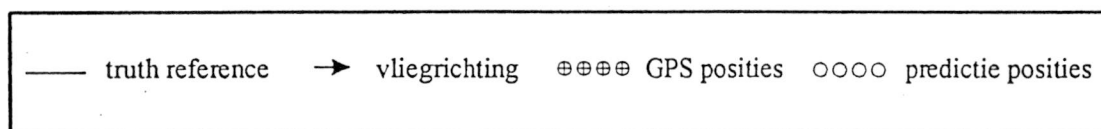


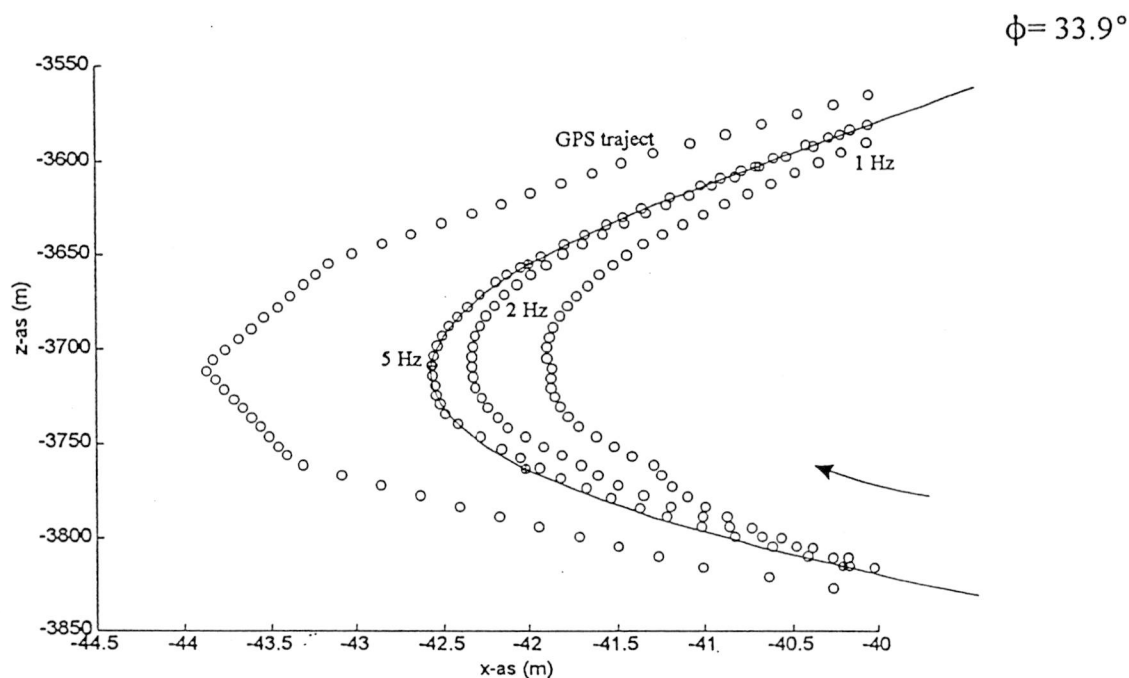


Figuur 13. Overgang van lineaire predicties naar circulaire predicties (gebied B).

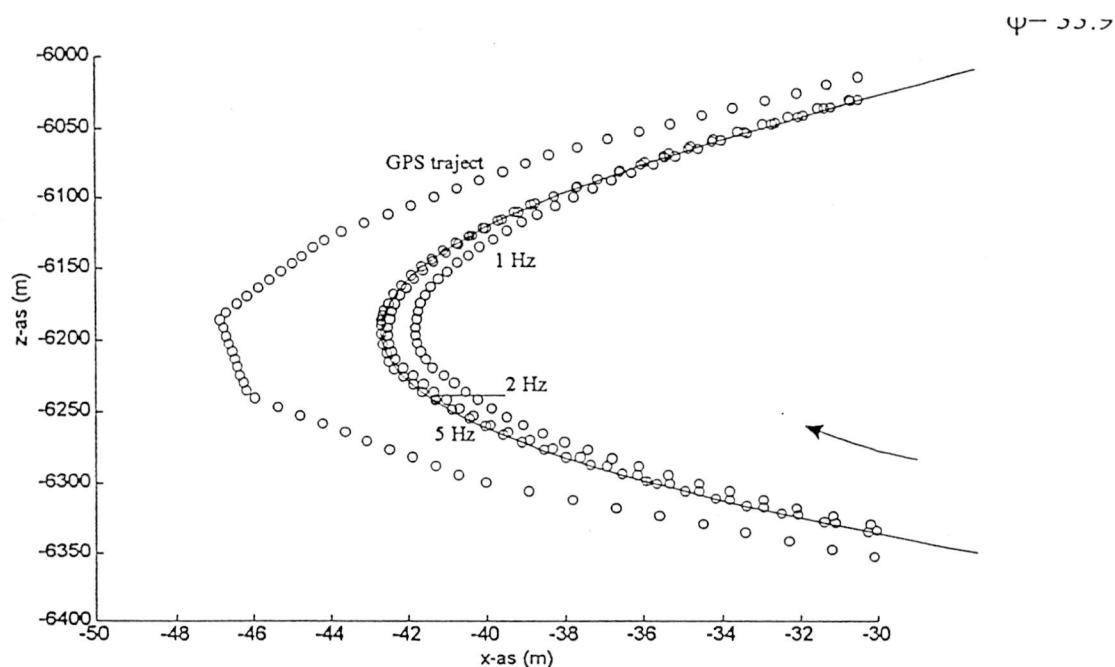


Figuur 14. Overgang van circulaire predicties naar lineaire predicties (gebied B).



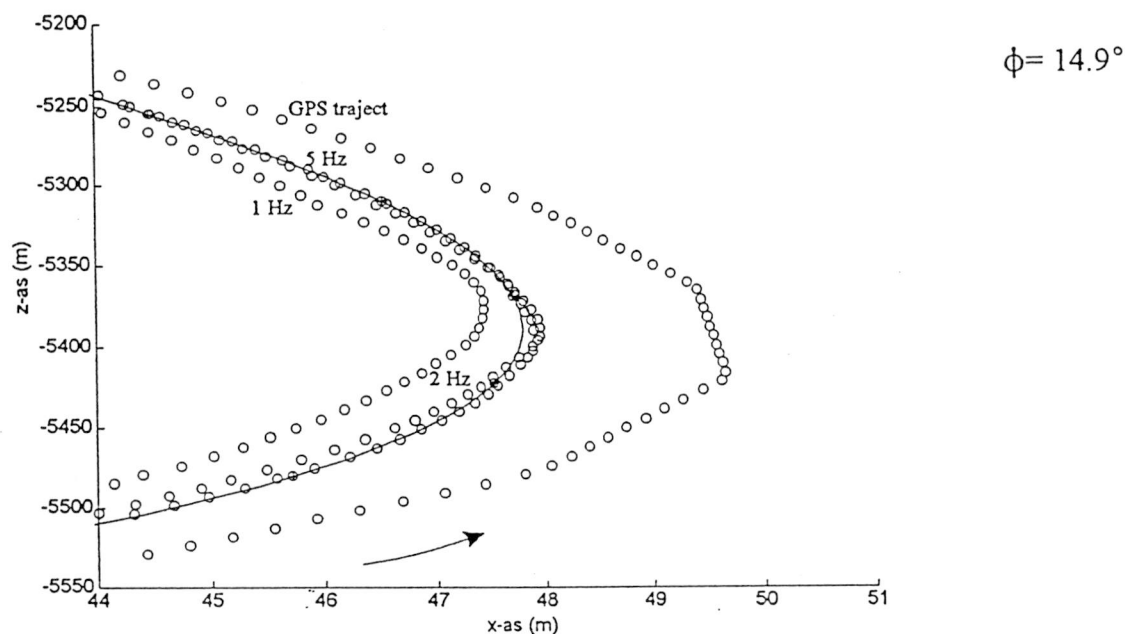


Figuur 15. Lineaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied A).

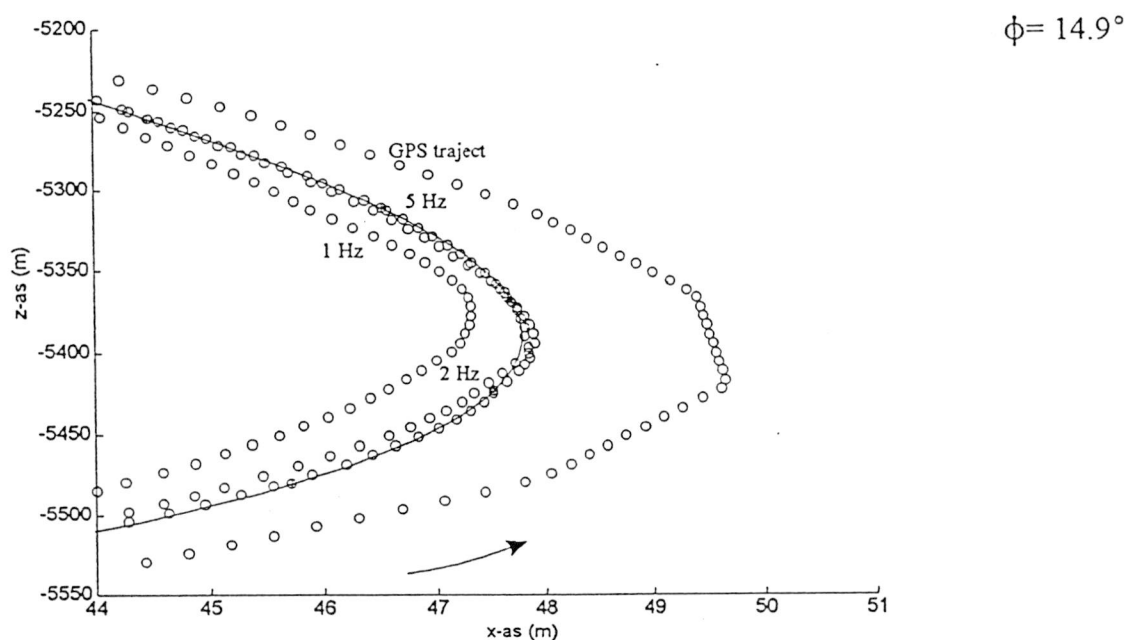


Figuur 16. Circulaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied A).

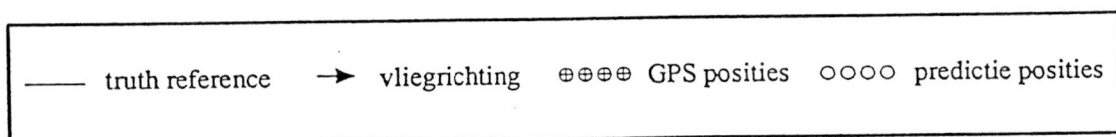
— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities

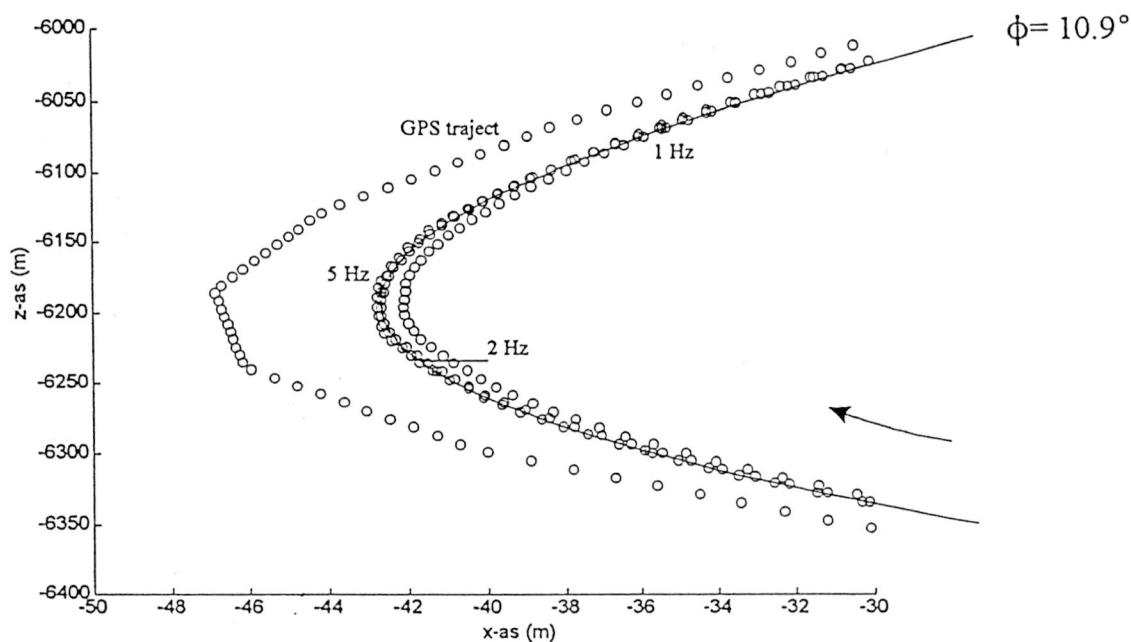


Figuur 17. Lineaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied B).

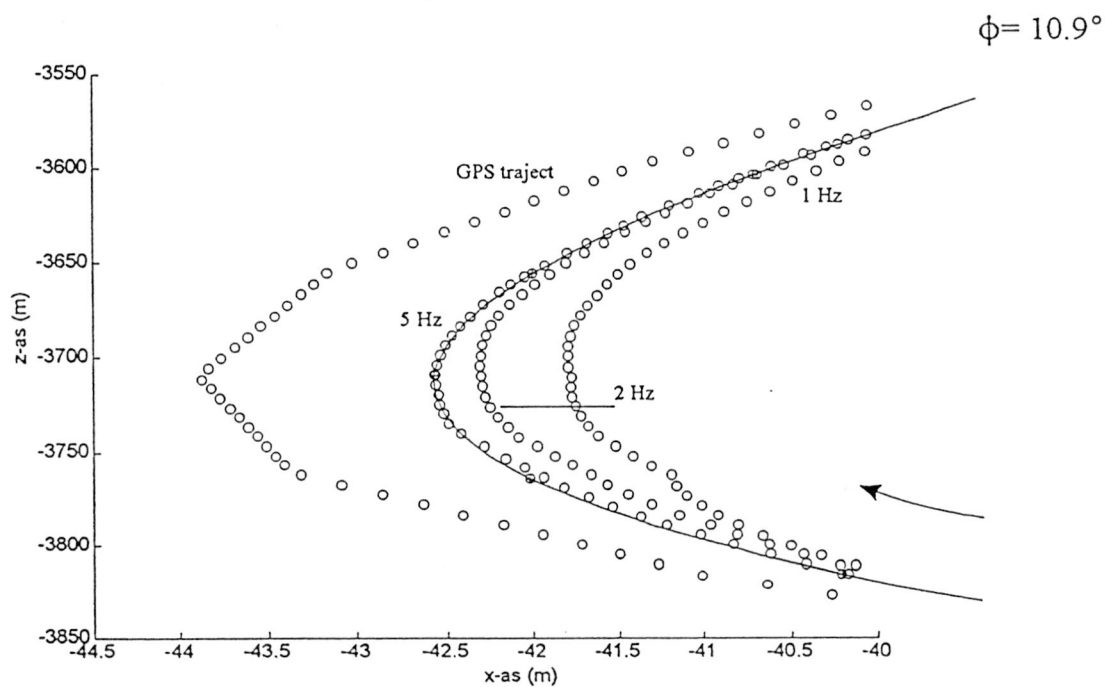


Figuur 18. Circulaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied B).

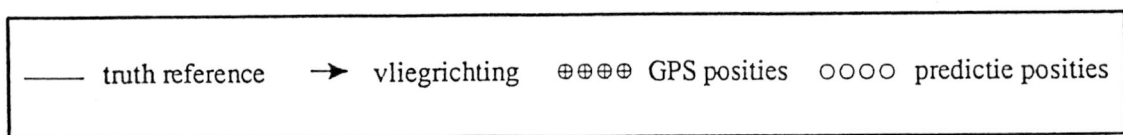


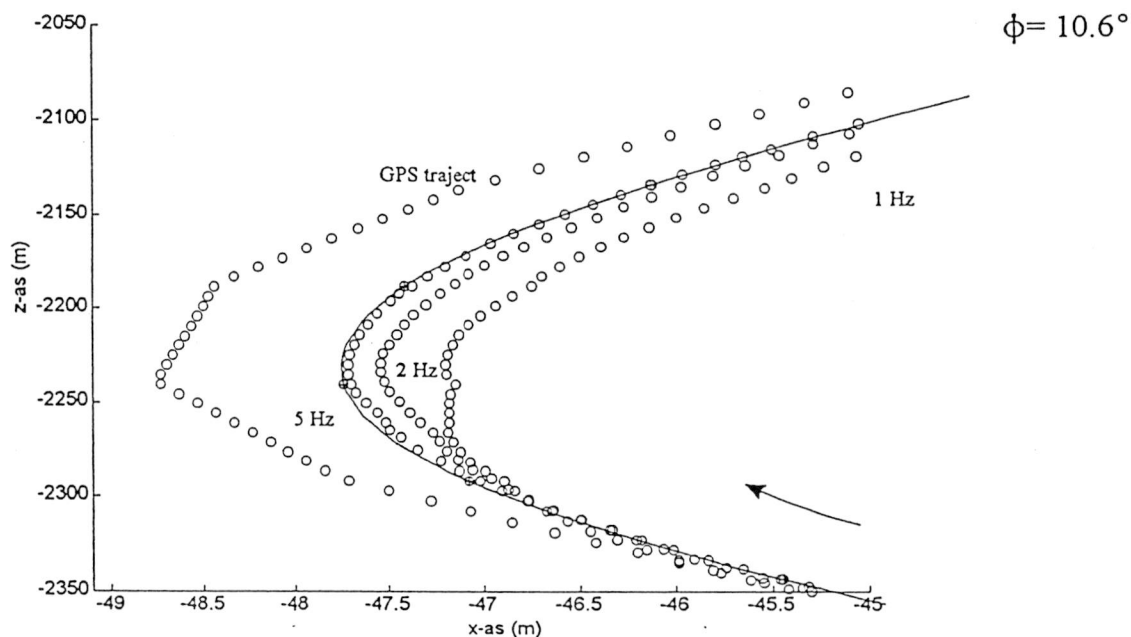


Figuur 19. Lineaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied C).

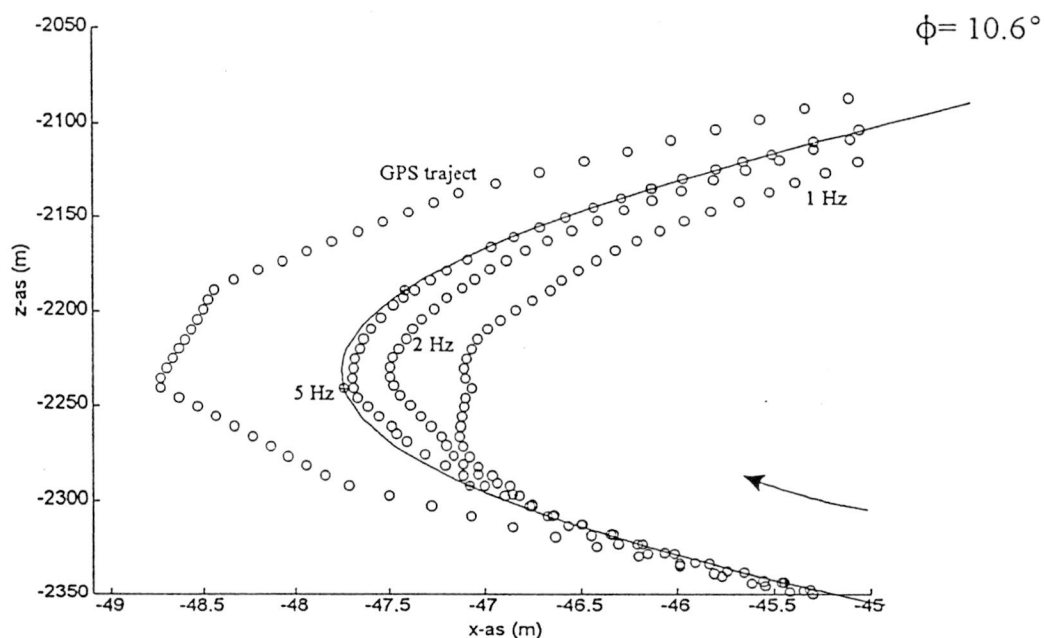


Figuur 20. Circulaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied C).



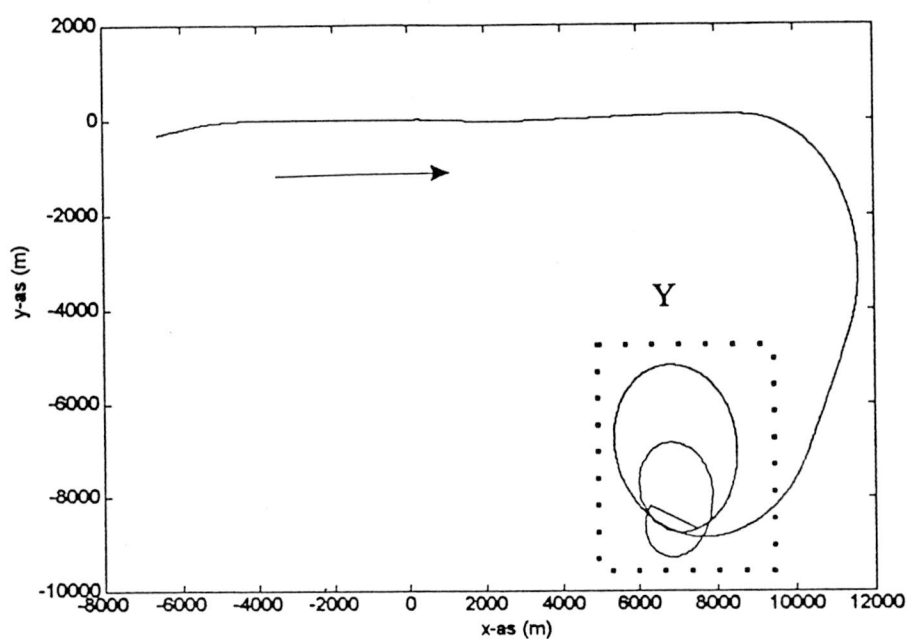


Figuur 21. Lineaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied D).

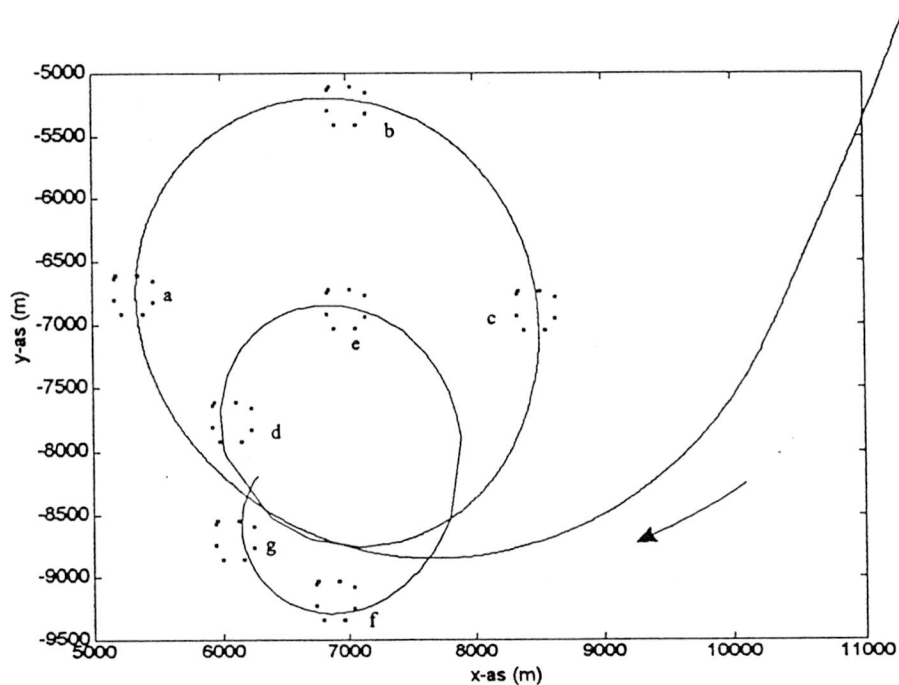


Figuur 22. Circulaire predictie trajecten op basis van respectievelijk 1Hz, 2 Hz en 5 Hz GPS informatie en vliegtuiggegevens (gebied D).

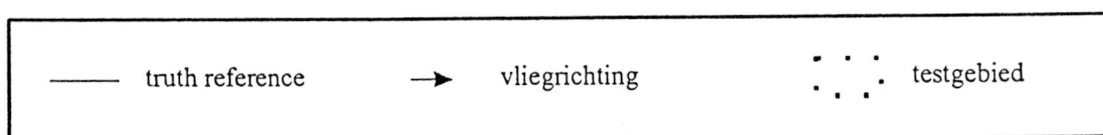
— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities

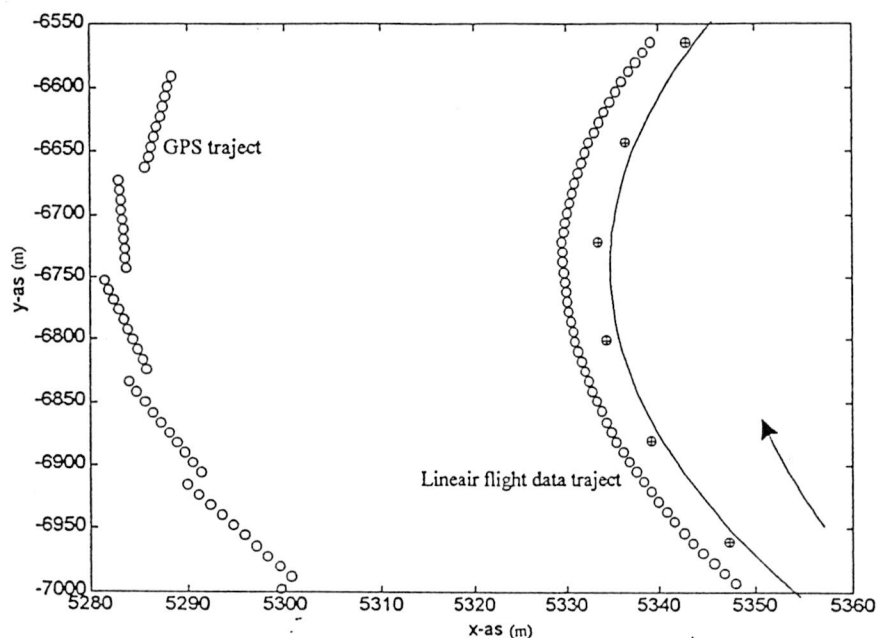


Figuur 23. Vliegtraject van de vlucht "1632" (bovenaanzicht).

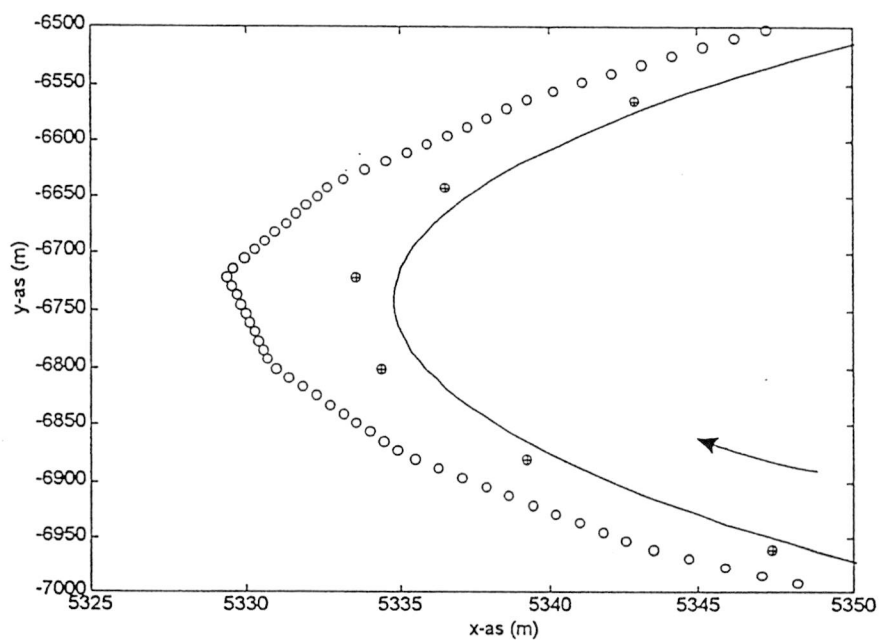


Figuur 24. Uitvergroting van het testgebied Y van figuur 23.



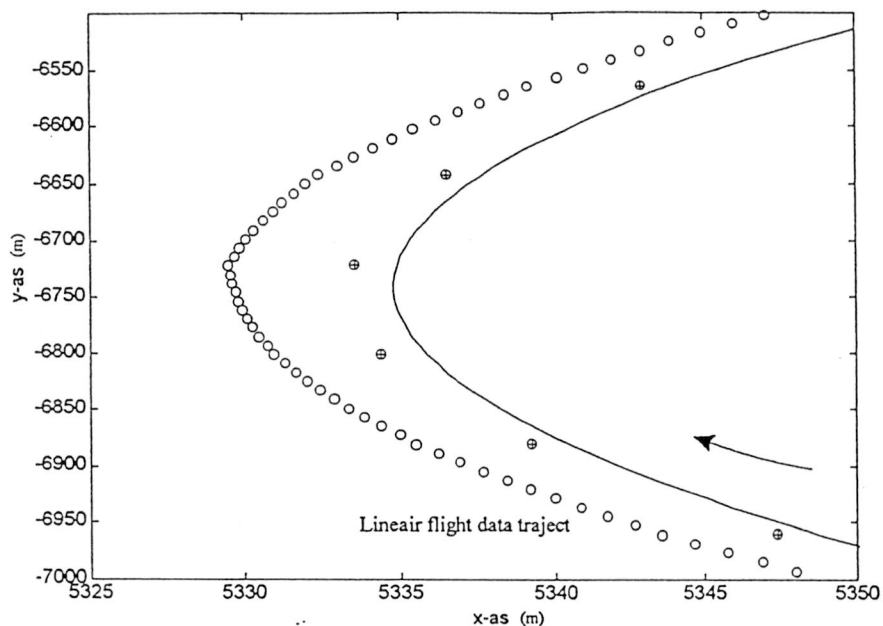


Figuur 25. Lineaire predictie paden op basis van GPS zonder fouten corrector en op basis van vliegtuiggegevens + GPS met foutencorrector (gebied a).

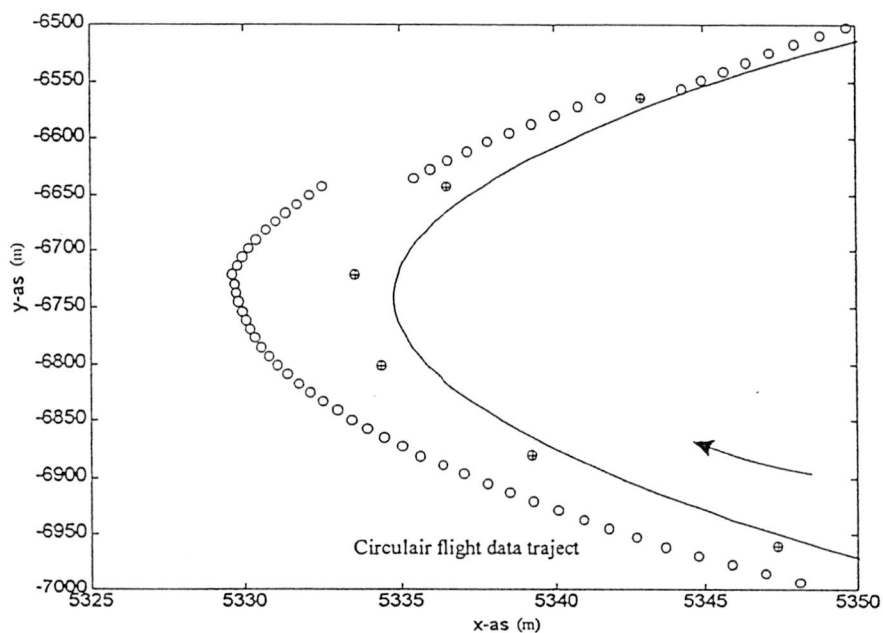


Figuur 26. Lineair predictie pad op basis van GPS informatie met fouten corrector (gebied a).

— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities

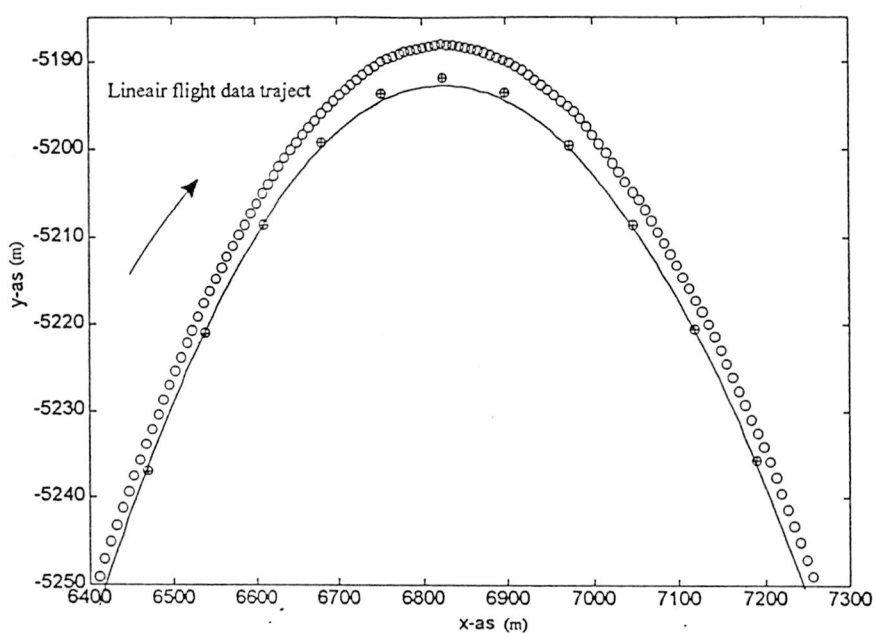


Figuur 27. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied a).



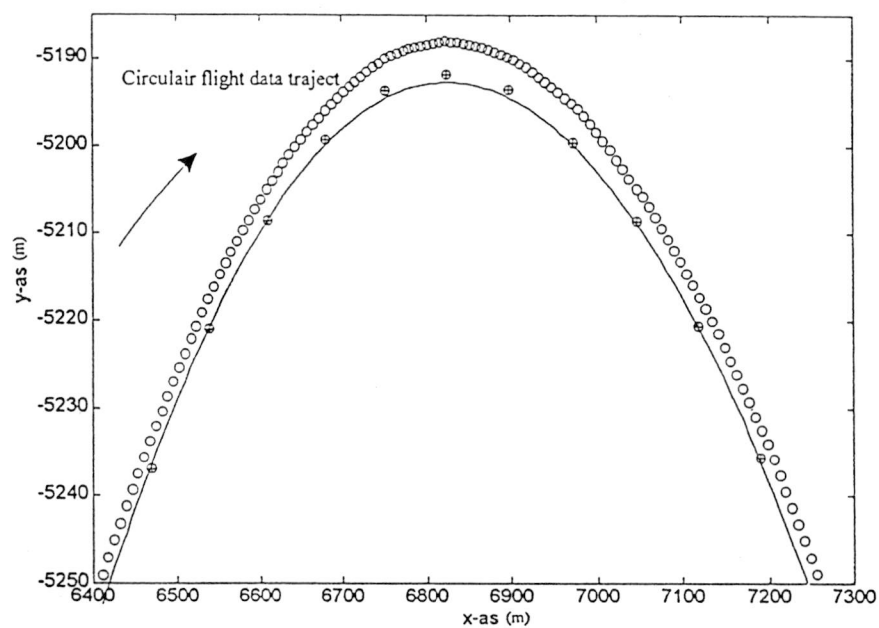
Figuur 28. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied a).

— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities



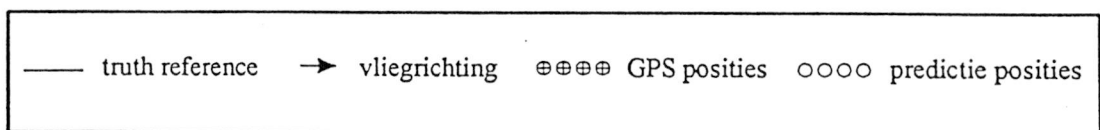
$$\phi = 20.6^\circ$$

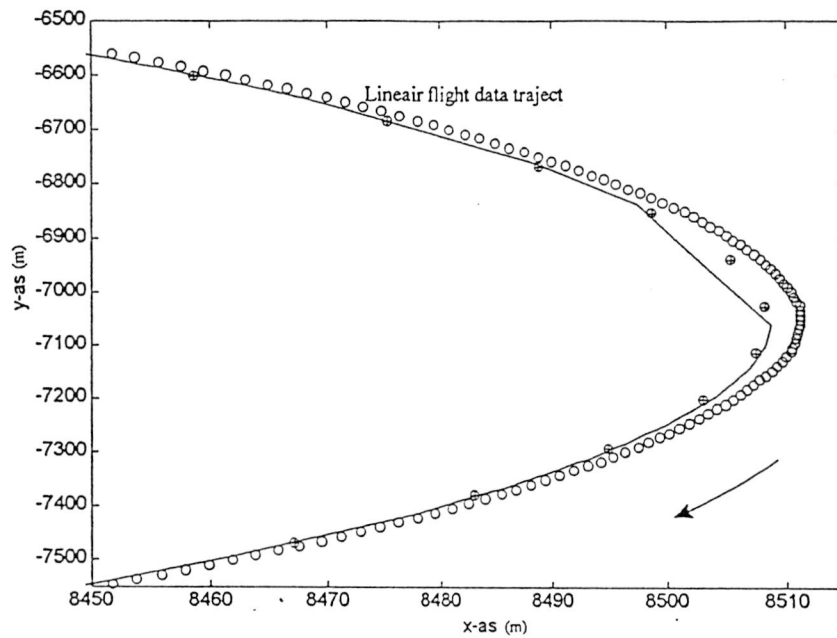
Figuur 29. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied b).



$$\phi = 20.6^\circ$$

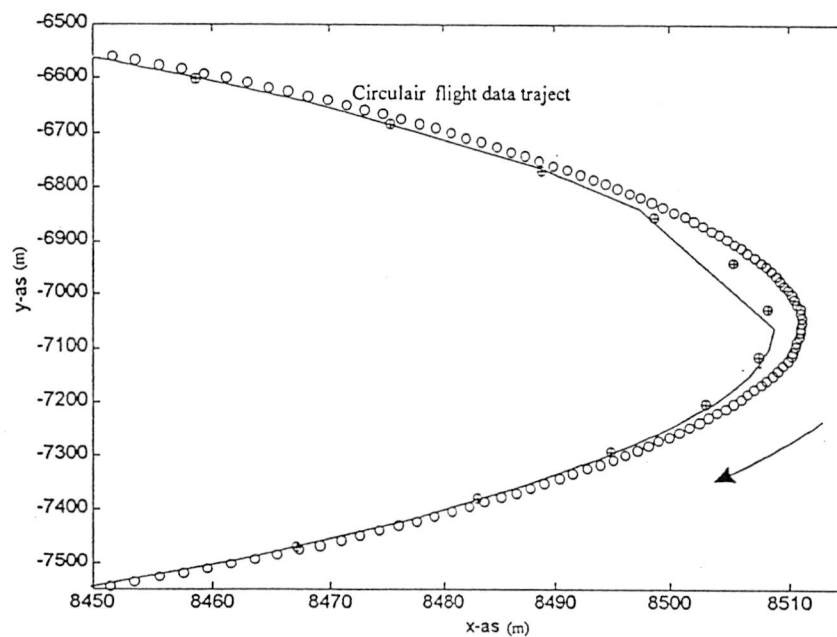
Figuur 30. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied b).





$\phi = 21.5^\circ$

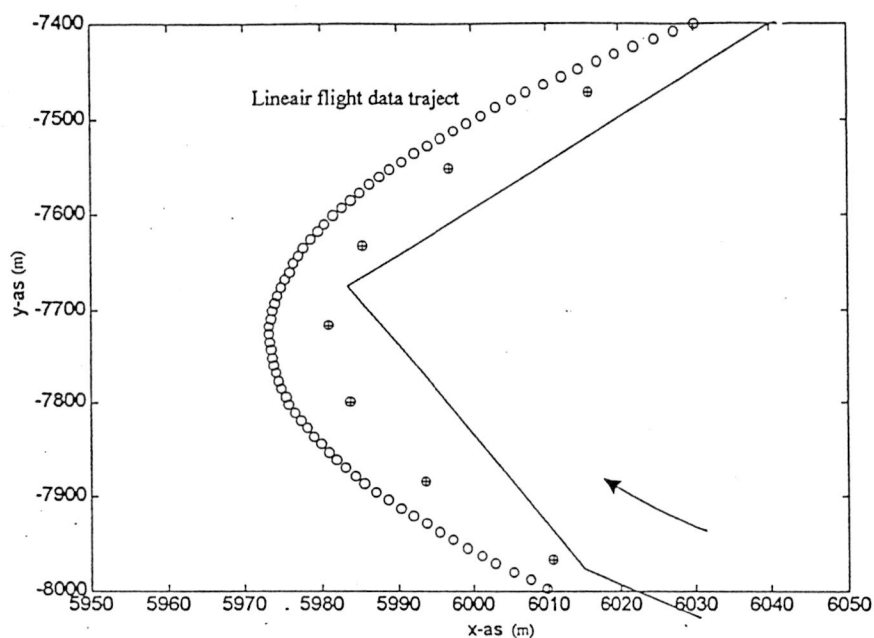
Figuur 31. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied c).



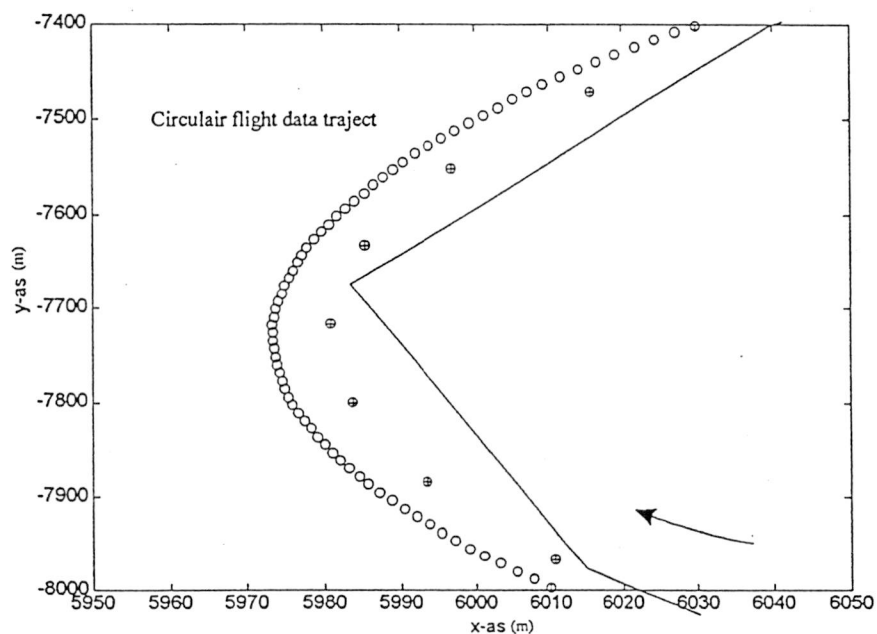
$\phi = 21.5^\circ$

Figuur 32. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied c).

— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities

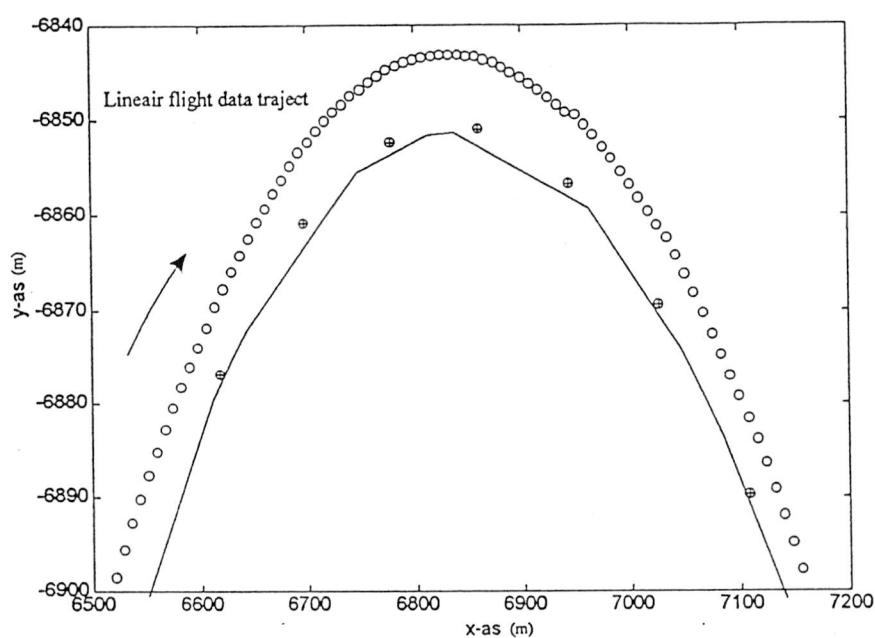


Figuur 33. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied d).



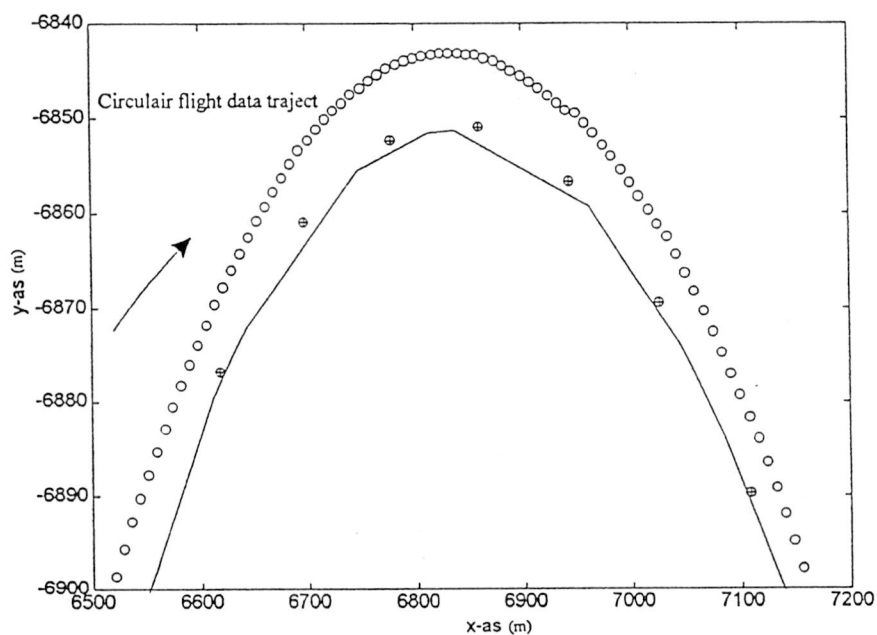
Figuur 34. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied d).

— truth reference → vliegrichting ⊕⊕⊕⊕ GPS posities ○○○○ predictie posities



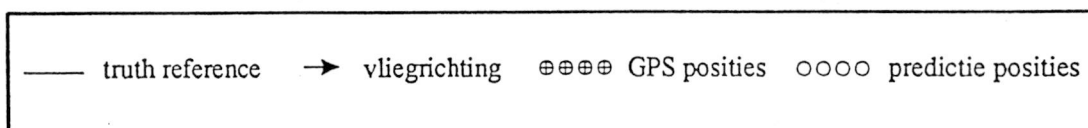
$$\phi = 37.2^\circ$$

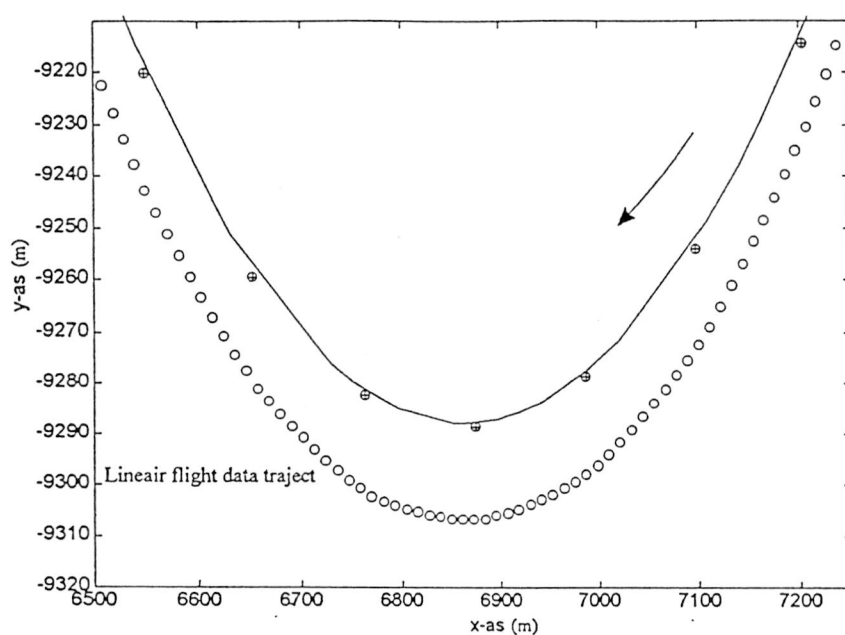
Figuur 35. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied e).



$$\phi = 37.2^\circ$$

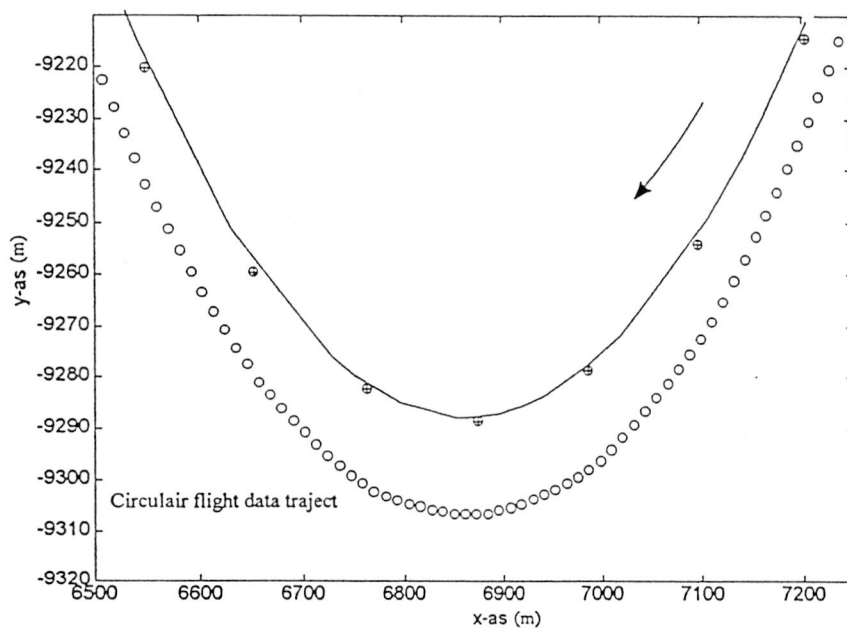
Figuur 36. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied e).





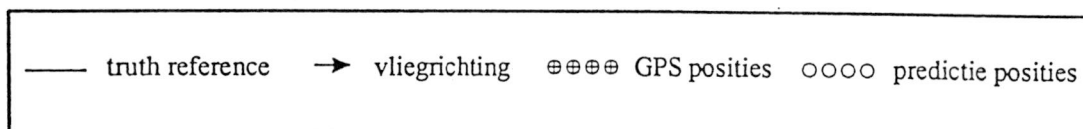
$\phi = 56.2^\circ$

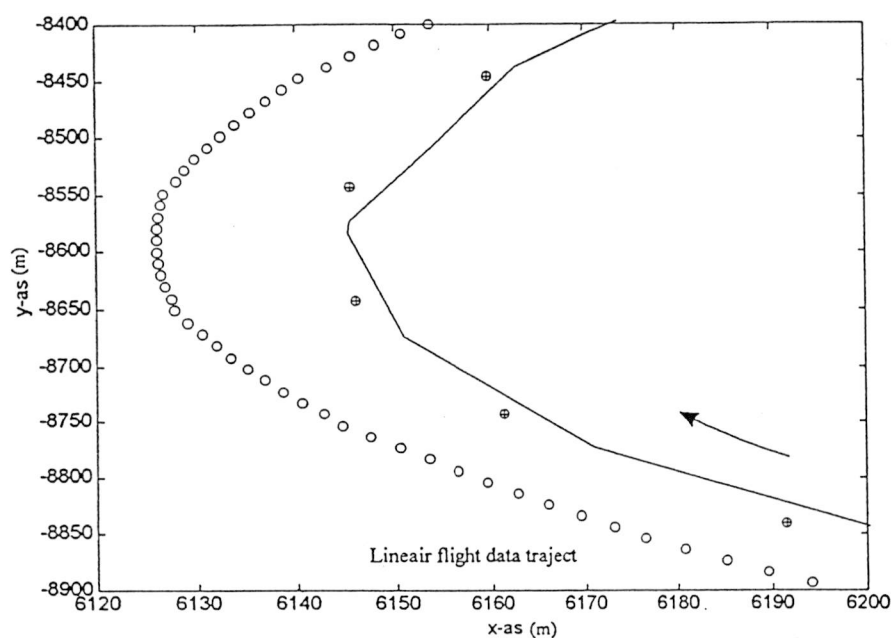
Figuur 37. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied f).



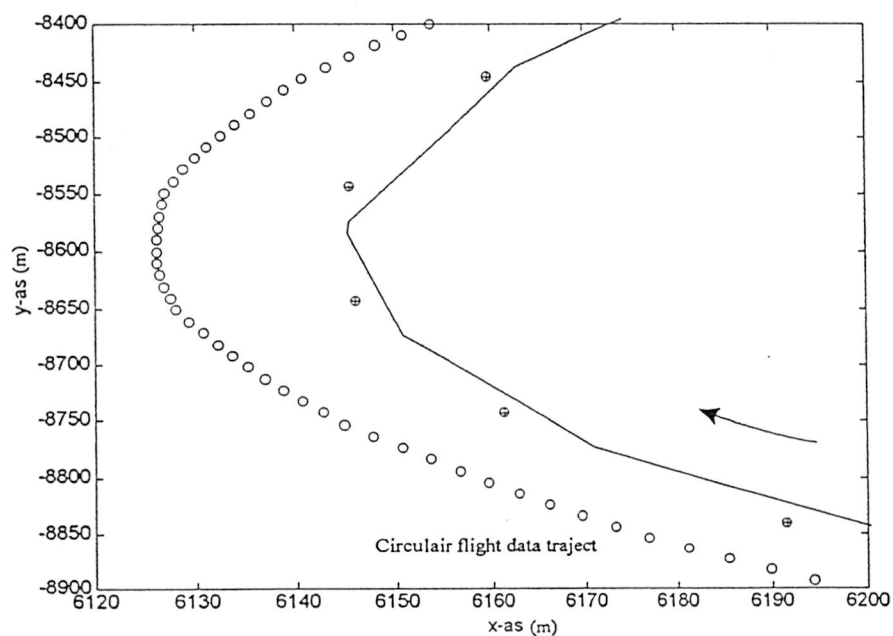
$\phi = 56.2^\circ$

Figuur 38. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied f).

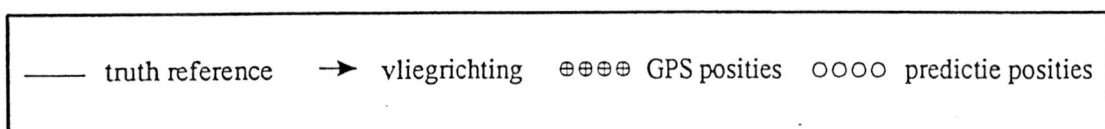


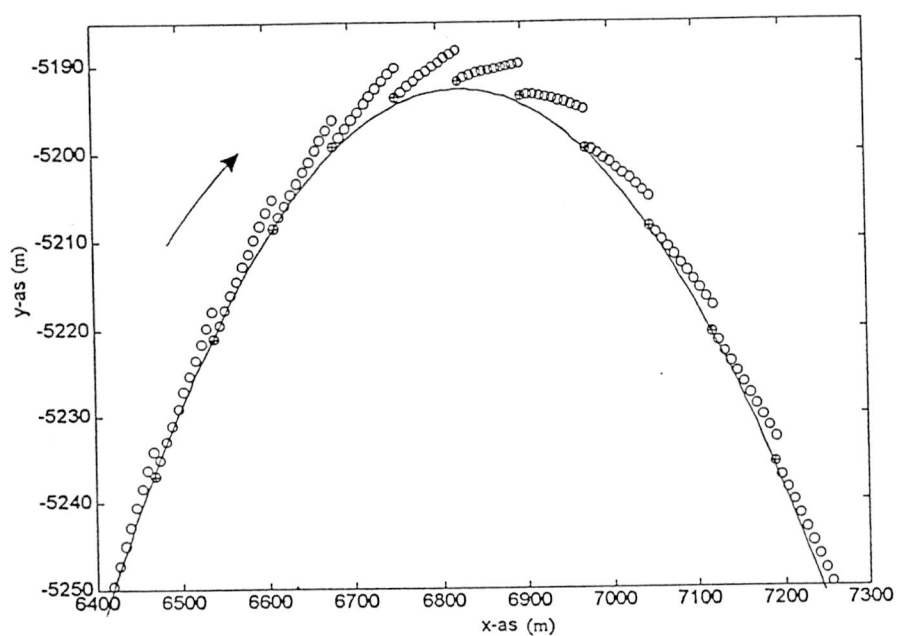


Figuur 39. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied g).

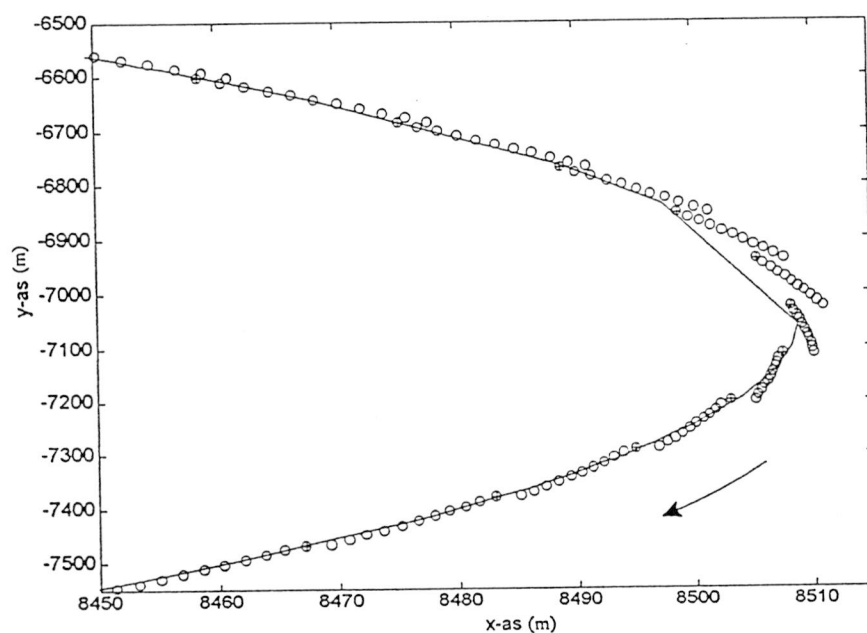


Figuur 40. Circulair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector (gebied g).

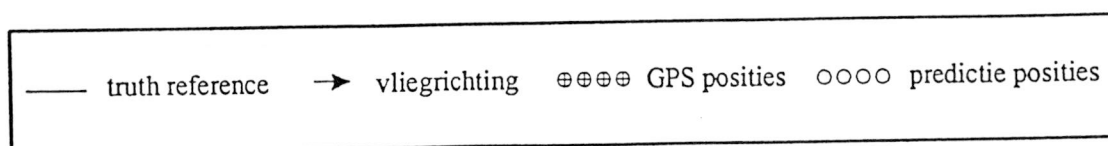


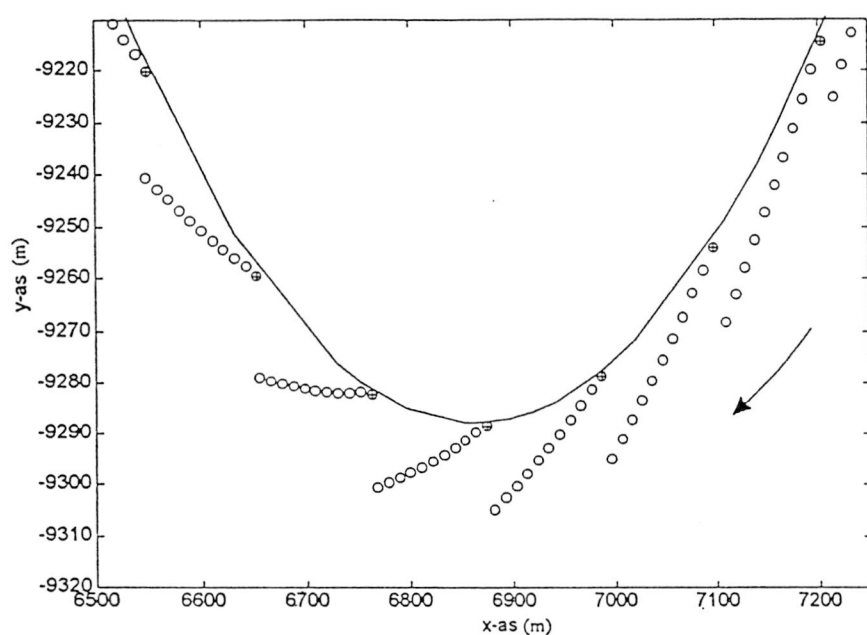


Figuur 41. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector van §2.3 figuur 2.5 (gebied b).



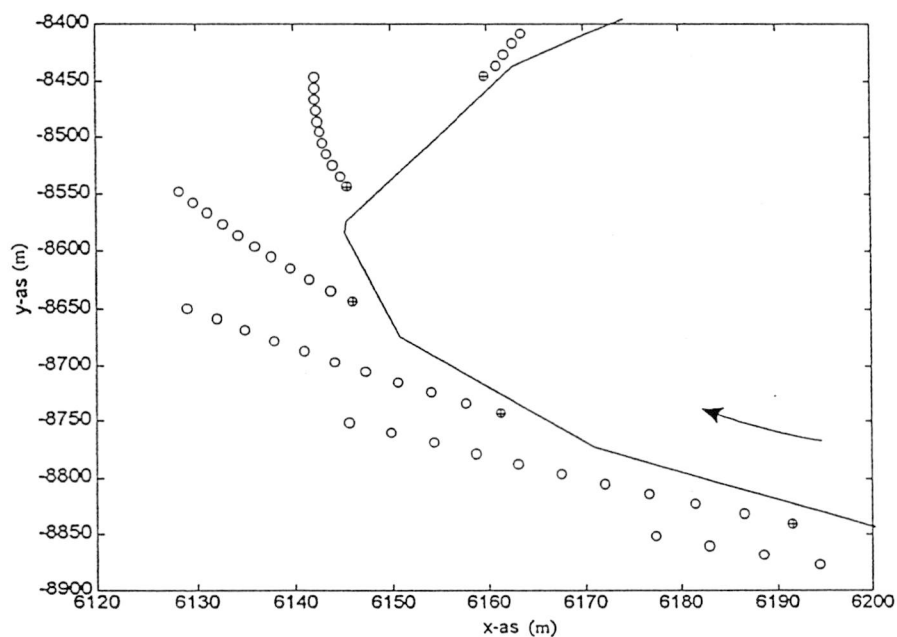
Figuur 42. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector van §2.3 figuur 2.5 (gebied c).





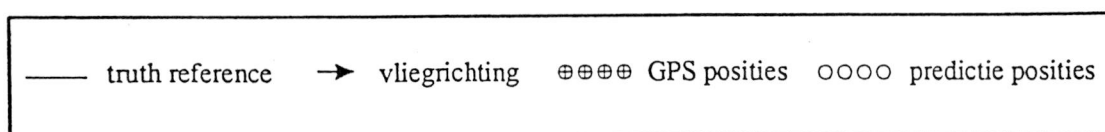
$\phi = 56.2^\circ$

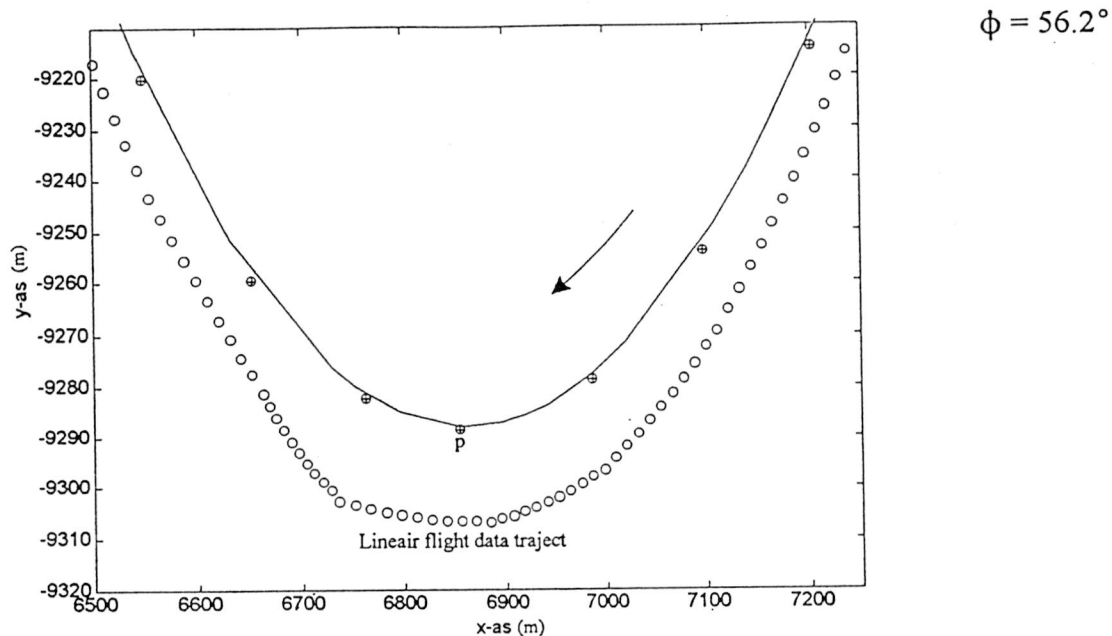
Figuur 43. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector van §2.3 figuur 2.5 (gebied f).



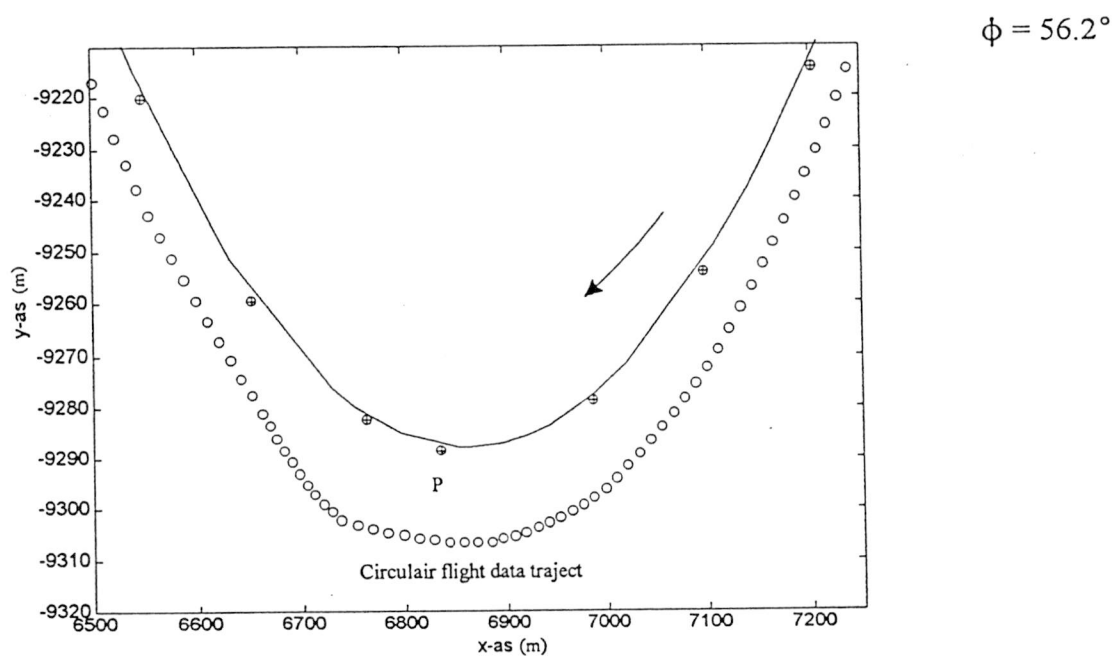
$\phi = 55.9^\circ$

Figuur 44. Lineair predictie pad op basis van vliegtuiggegevens + GPS informatie met foutencorrector van §2.3 figuur 2.5 (gebied g).

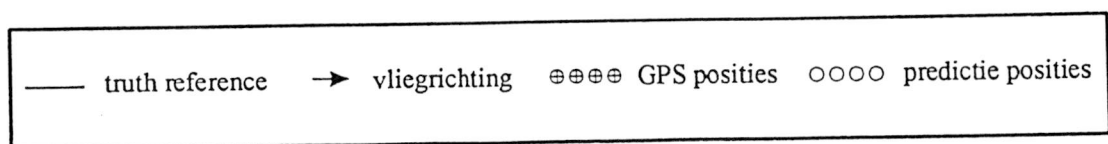


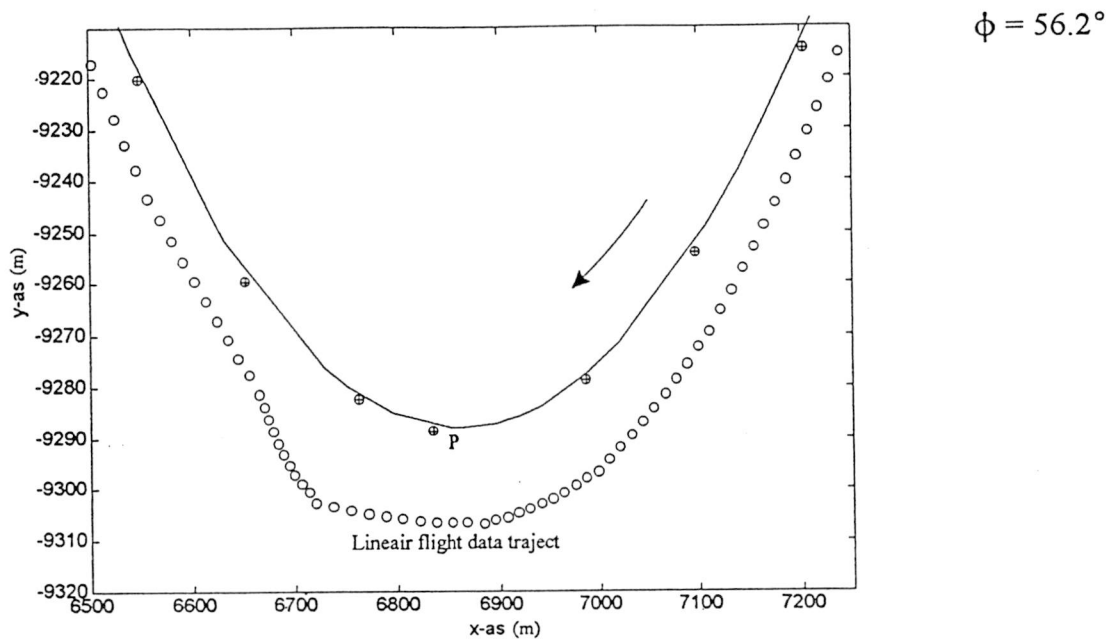


Figuur 45. Lineair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 20m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).

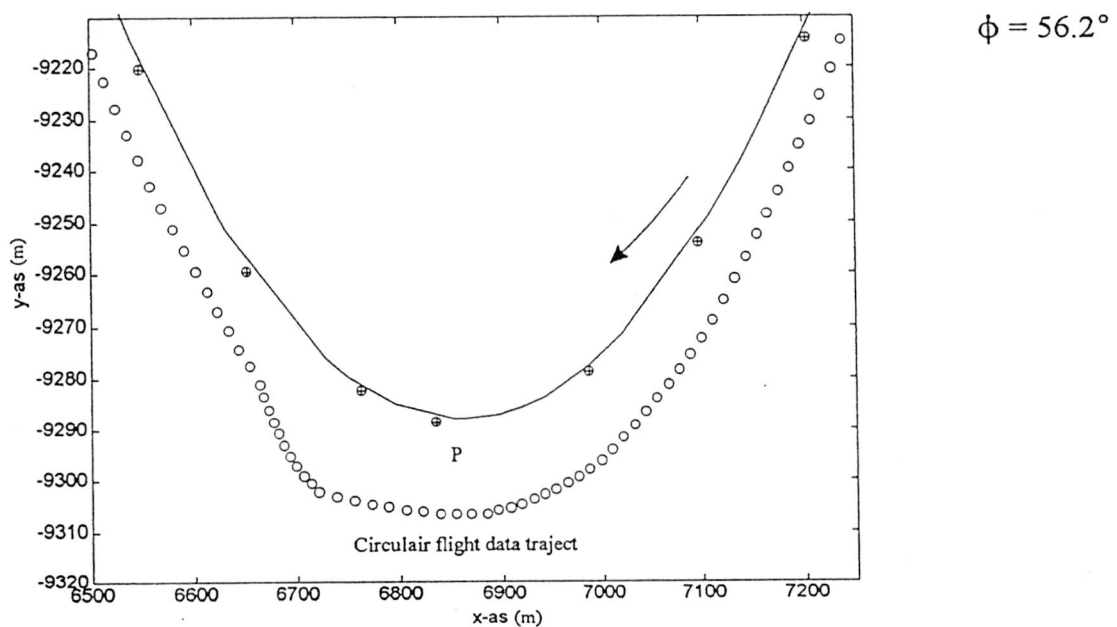


Figuur 46. Circulair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 20m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).

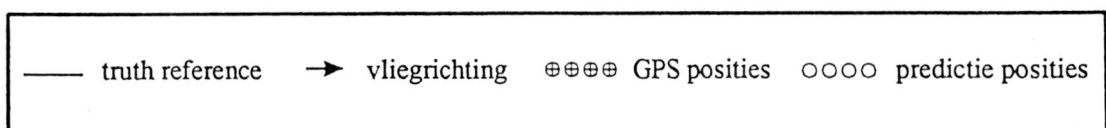


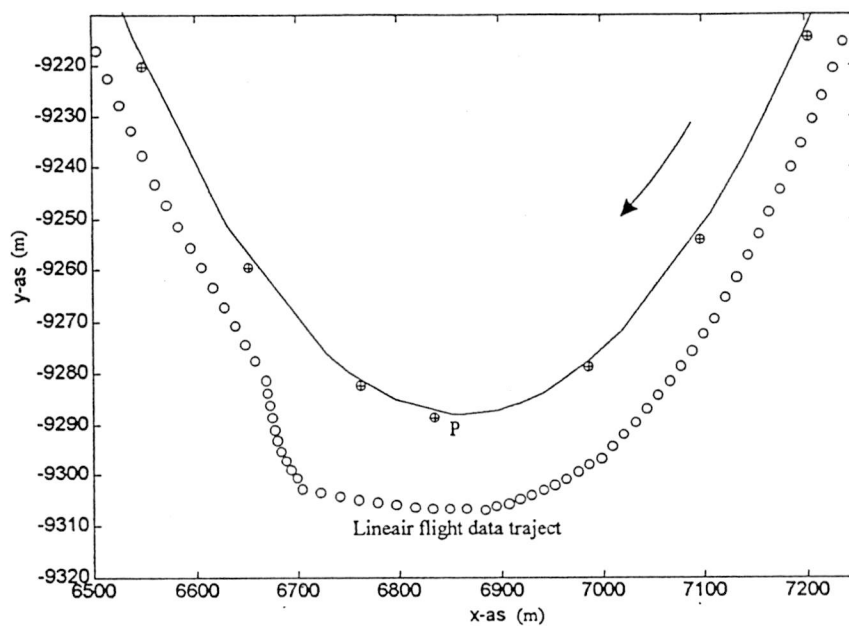


Figuur 47. Lineair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 30m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).



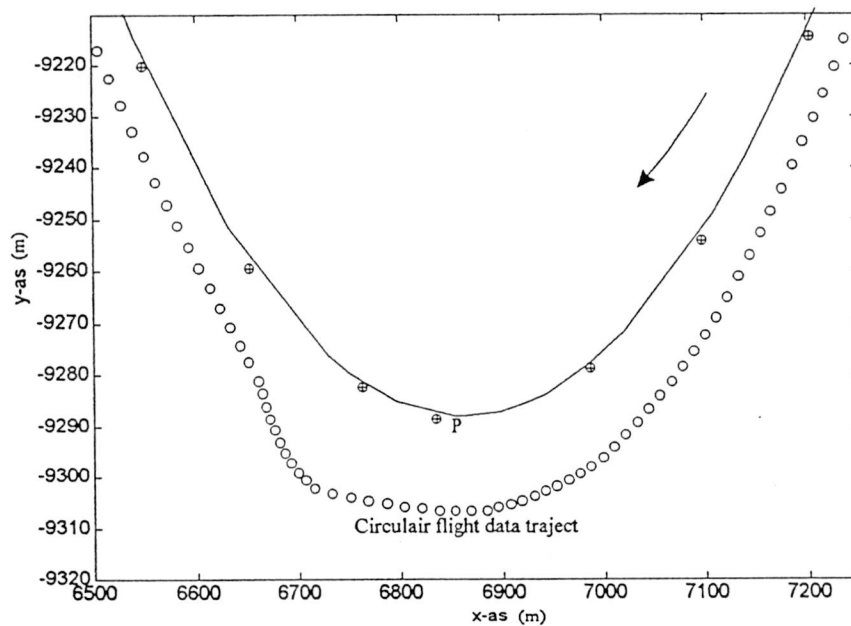
Figuur 48. Circulair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 30m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).





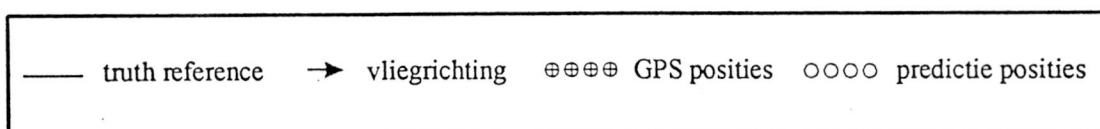
$$\phi = 56.2^\circ$$

Figuur 49. Lineair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 40m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).

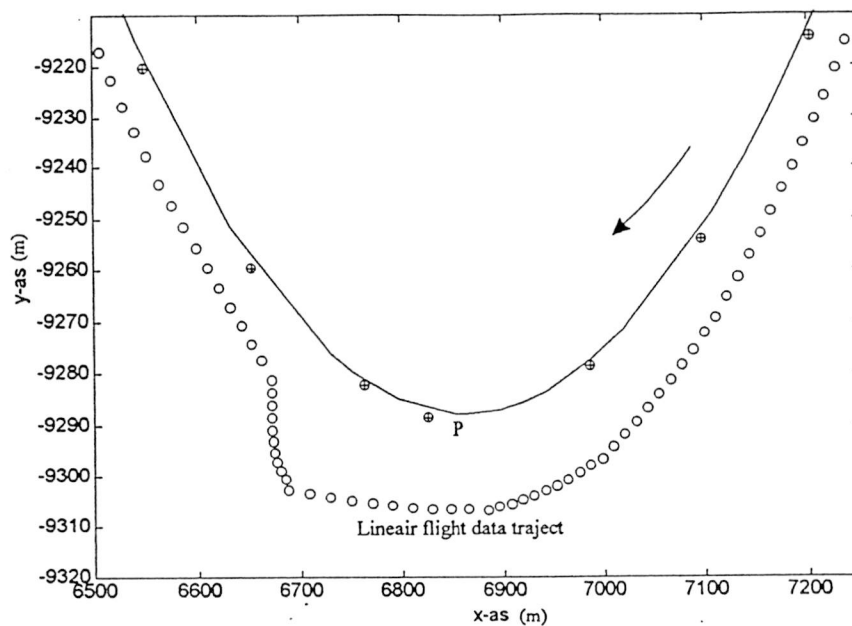


$$\phi = 56.2^\circ$$

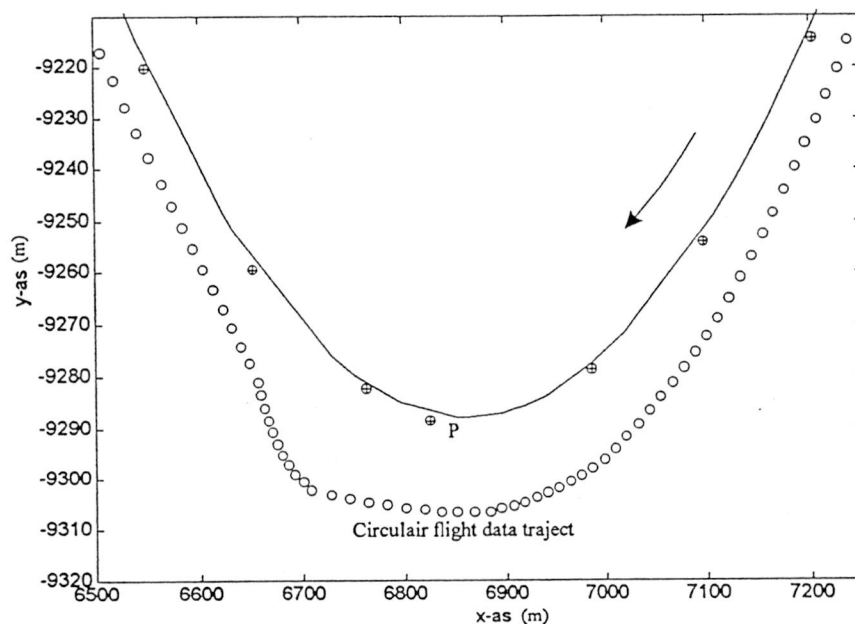
Figuur 50. Circulair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 40m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).



$$\phi = 56.2^\circ$$

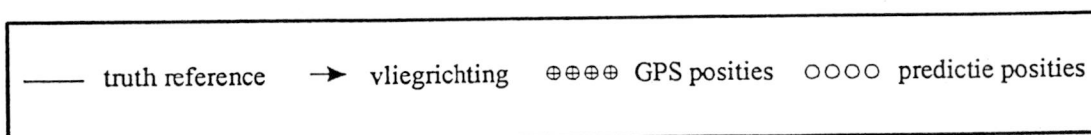


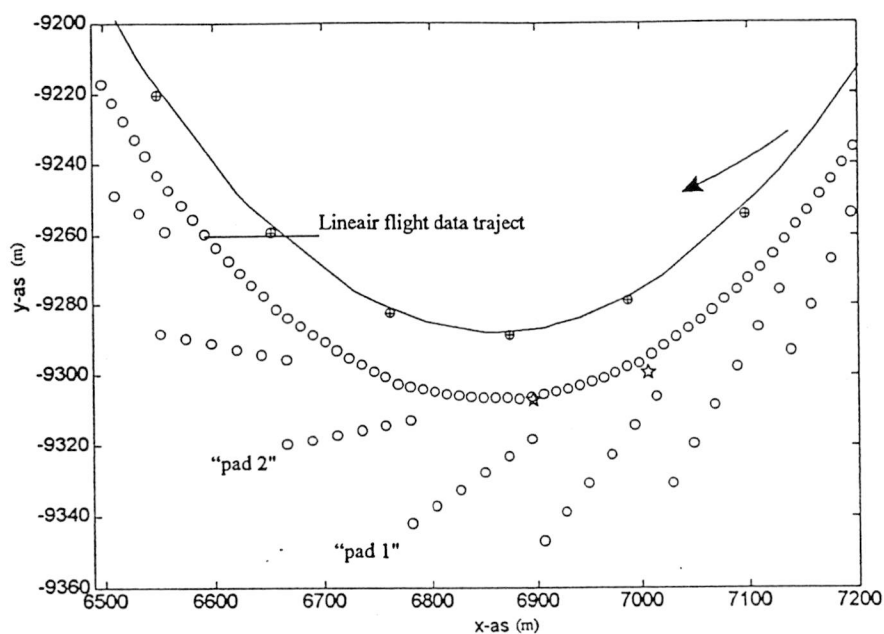
Figuur 51. Lineair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 50m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).



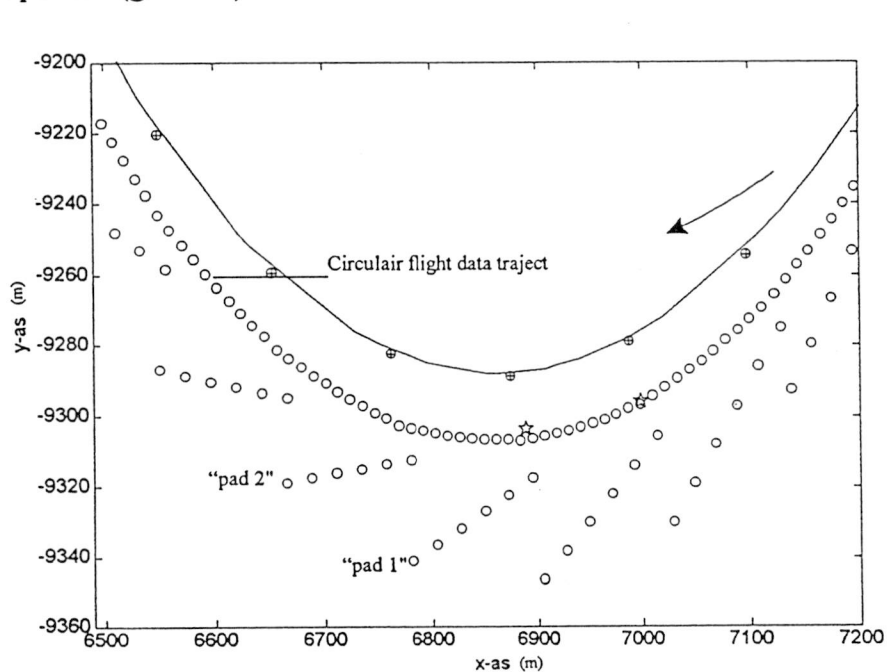
$$\phi = 56.2^\circ$$

Figuur 52. Circulair flight data traject met een geïntroduceerde fout van 50m in de GPS coördinaat "p" (gebied f).

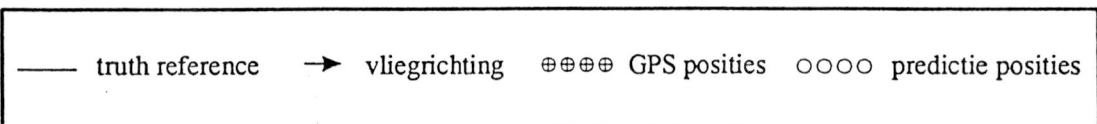


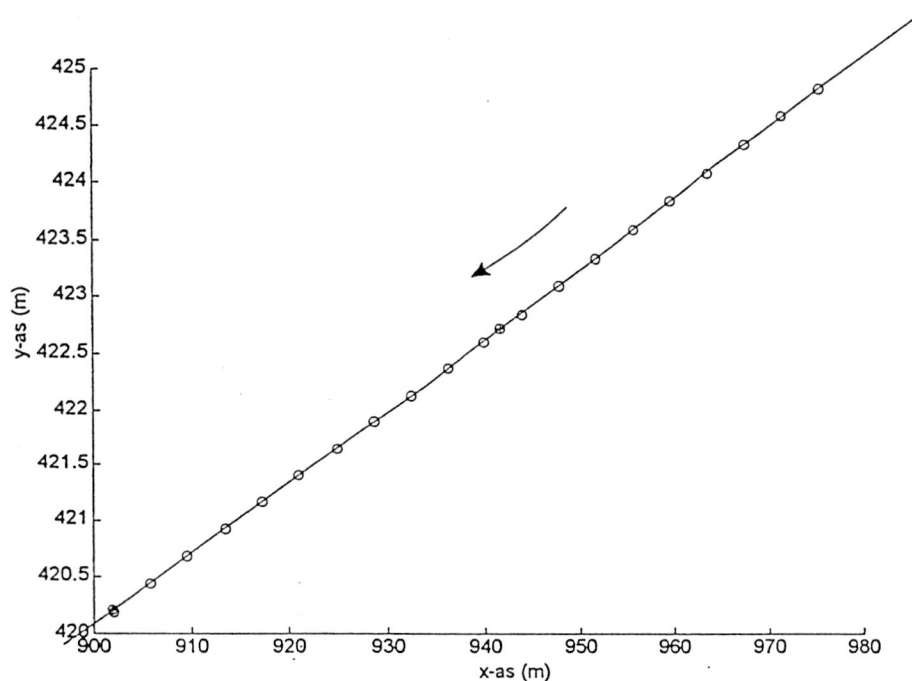


Figuur 53. Linear predictie pad 2 seconden vooruit voorspeld met ☆ als beginpunten (gebied f).

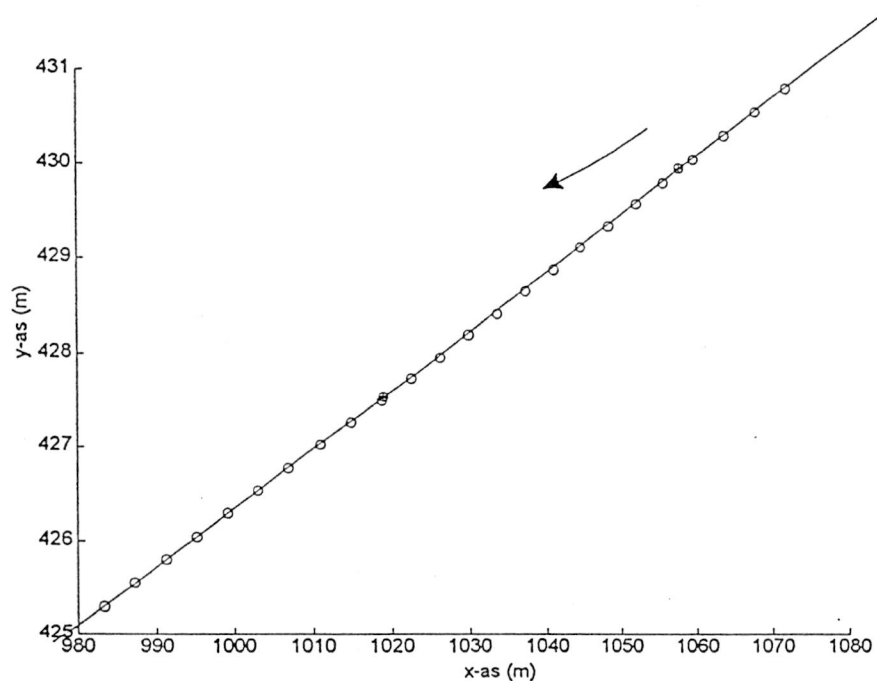


Figuur 54. Circulair predictie pad 2 seconden vooruit voorspeld met ☆ als beginpunten(gebied f).

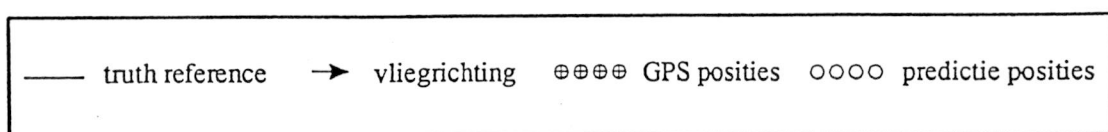


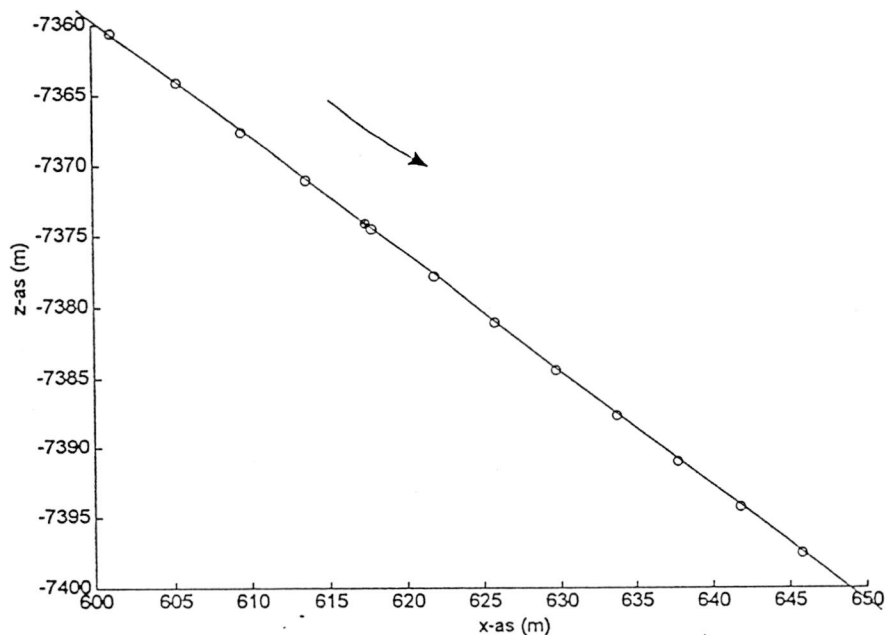


Figuur 55. Lineair flight data traject in het verticale vlak. Vluchtgegevens zijn afkomstig van de simulator data-file.

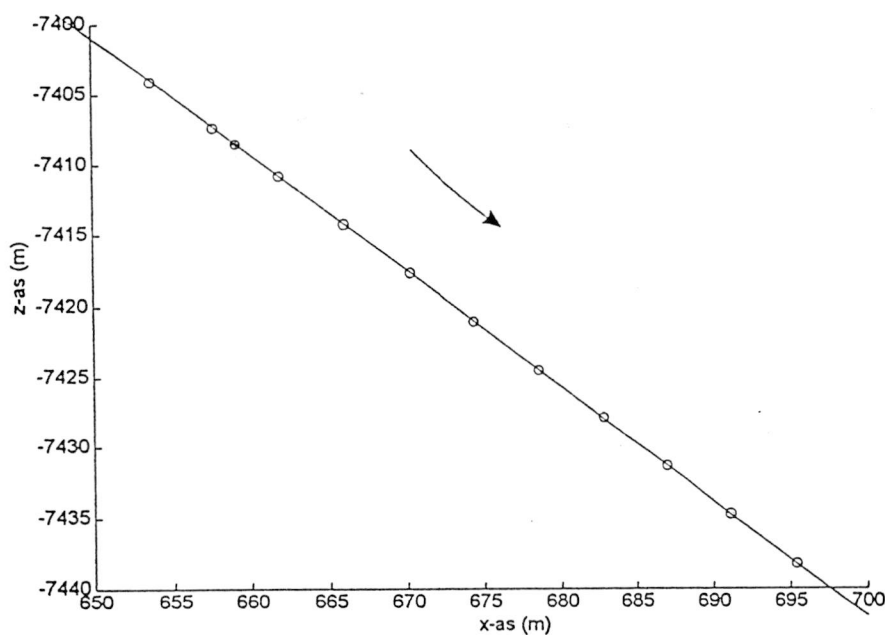


Figuur 56. Lineair flight data traject in het verticale vlak. Vluchtgegevens zijn afkomstig van de simulator data-file.

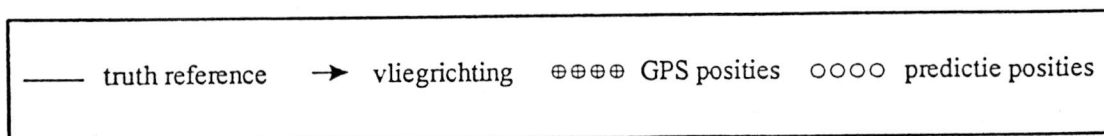


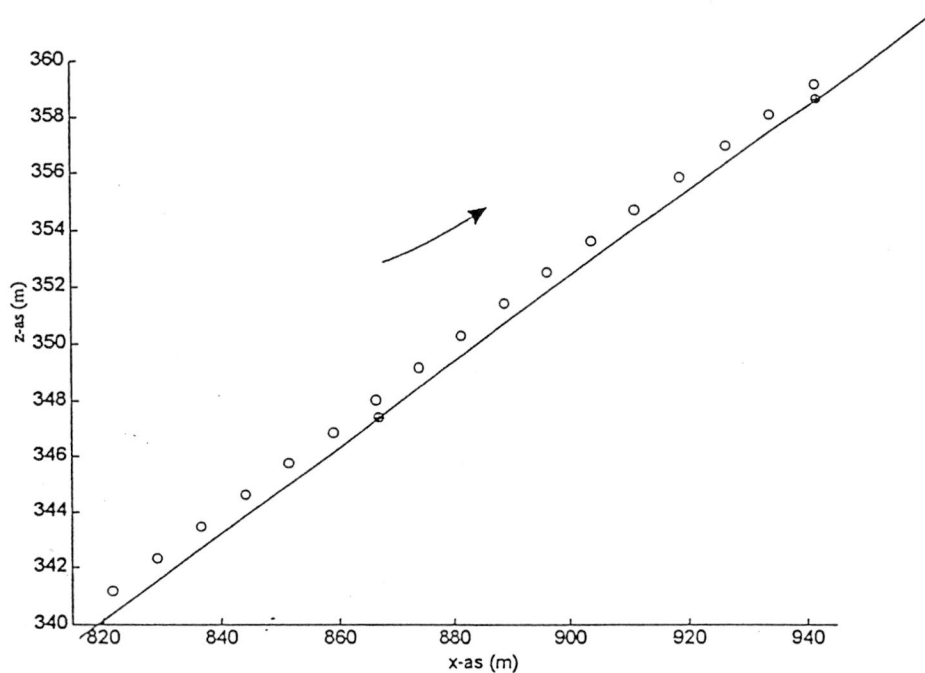


Figuur 57. Lineair flight data traject in het horizontale vlak. Vlucht gegevens zijn afkomstig van de simulator data-file.

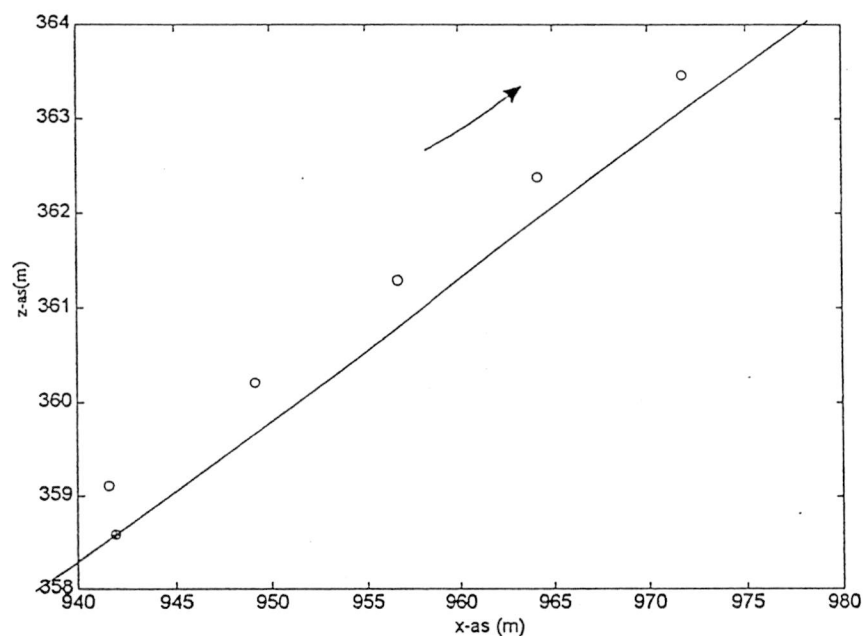


Figuur 58. Lineair flight data traject in het horizontale vlak. Vlucht gegevens zijn afkomstig van de simulator data-file.

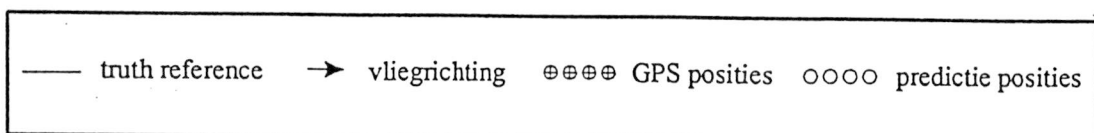


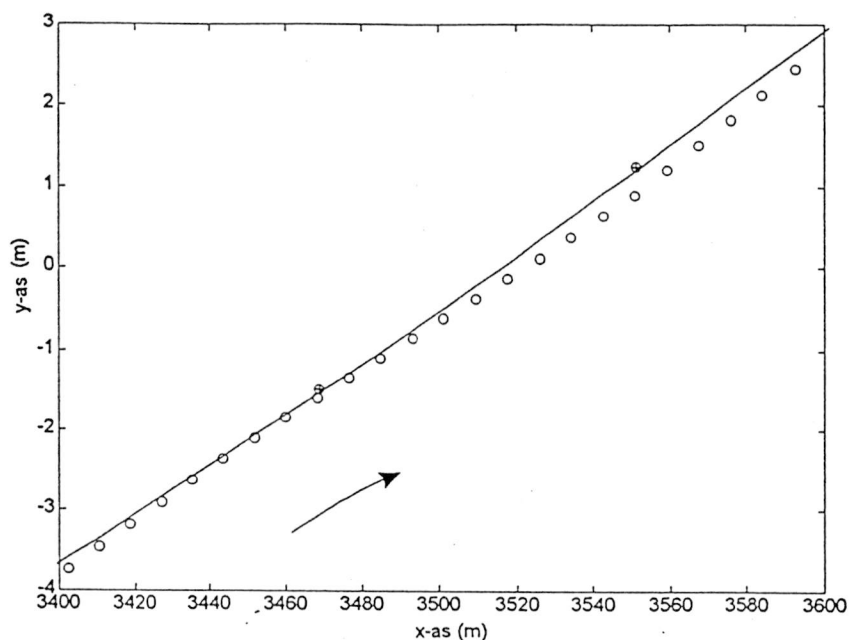


Figuur 59. Lineair flight data traject in het verticale vlak. Vluchtgegevens zijn afkomstig van de vlucht "1632".

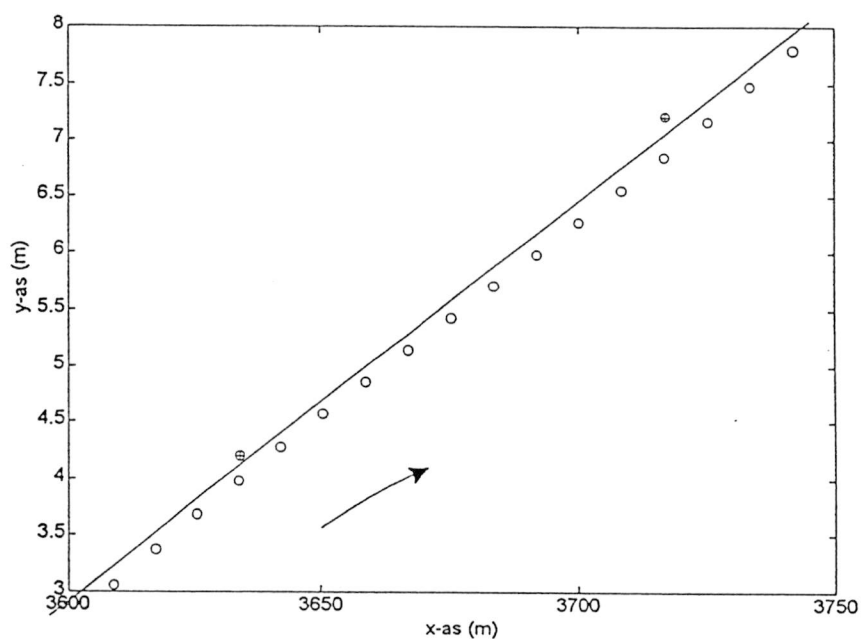


Figuur 60. Lineair flight data traject in het verticale vlak. Vluchtgegevens zijn afkomstig van de vlucht "1632".





Figuur 61. Lineair flight data traject in het horizontale vlak. Vlucht gegevens zijn afkomstig van de vlucht "1632".



Figuur 62. Lineair flight data traject in het horizontale vlak. Vlucht gegevens zijn afkomstig van de vlucht "1632".

