

STRUCTUREN EN VERSTERKINGSFACTOREN VOOR EEN ASYMMETRISCHE
REGELING VOOR DE DHC-2 BEAVER

P. Lammertse

november 1984

NOTATIES

a_i	coefficient van s^i in noemer van overdrachtsfunctie
\underline{a}_i	i-de kolom in A
b	spanwijdte
b_i	coefficient van s^i in teller van overdrachtsfunctie
\underline{b}_i	i-de kolom in B
A_y	verandering in specifieke kracht in Y-direction
A	systeem matrix
B	ingangsmatrix
c	gemiddelde aerodynamische koordmean aerodynamic chord
C_L	draagkrachtscoefficient
C_D	weerstandscoefficient
C	uitgangsmatrix
D	doorgangsmatrix
g	versnelling van de zwaartekracht
h	hoogte
H_{ab}	overdrachtsfunctie van a naar b
I_{xx}	traagheidsmoment
I_{yy}	traagheidsmoment
J_{xz}	traagheidsproduct
K_{ab}	terugkoppelfactor van a op b
l_a	afgeleide in verkorte notatie
m	massa
m_a	afgeleide in verkorte notatie
n	normale belastingsfactor
n_a	afgeleide in verkorte notatie
N_{ab}	noemer van H_{ab}
N	transformatie matrix
p	rolsnelheid
P	transformation matrix
q	hoeksnelheid om Y-as
Q	transformatie matrix
r	giersnelheid
R	afstand tot zender
R	transformatie matrix
T_{ab}	teller van H_{ab}
s	complexe frequentie
u	input vector
v	dwarssnelheid
V	vliegsnelheid
x_{cg}	afstand van zwaartepunt achter vleugelvoорrand
X	toestandsvector
Y	uitgangsvector
z_{cg}	afstand van zwaartepunt onder vleugelkoorde

α	invalshoek
β	sliphoek
γ	baanhoek
δ_a	rolroerhoek
δ_r	richtingsroerhoek
λ	variabele in karakteristieke vergelijking
φ	rolhoek
ψ	koershoek
ρ	luchtdichtheid
τ_w	tijdconstante washout
τ_i	tijdconstante integratie

subscripts and superscripts:

a	dummy voor subscript
b	dummy voor subscript
o	referentiestoestand
*	gewijzigde toestandsvector

INHOUD

blz.:

NOTATIES

<u>1</u>	<u>INLEIDING</u>	<u>1</u>
<u>2</u>	<u>MODELLEN EN VLUCHTCONDITIES</u>	<u>2</u>
<u>3</u>	<u>DEMPING VAN DE EIGENBEWEGINGEN</u>	<u>3</u>
3.1	<u>Inleiding</u>	3
3.2	<u>Vier belangrijke terugkoppelingen</u>	4
	(a) terugkoppeling van de rolsnelheid op het rolroer	4
	(b) terugkoppeling van de rolhoek φ op het rolroer	4
	(c) terugkoppeling van de giersnelheid r op het richtingsroer	5
	(d) terugkoppeling van de sliphoek β of de dwars-snelheid v op het richtingsroer	6
3.3	<u>Conclusie</u>	7
<u>4</u>	<u>BOCHTCOORDINATIE</u>	<u>8</u>
4.1	<u>Inleiding</u>	8
4.2	<u>De praktische noodzaak tot coördinatie</u>	9
4.3	<u>Coördinatie door voorwaartskoppeling</u>	10
4.3.1	<u>Berekening van de perfecte roercoördinatie</u>	10
4.3.2	<u>Fysische interpretatie</u>	12
	(a) de aanvankelijke roversneling	12
	(b) de "constante" rolsnelheid	13
	(c) de stationaire toestand	14
	(d) de stapresponsie van de roercoördinatie	15
4.3.3	<u>Praktische toepassing</u>	16
4.4	<u>Coördinatie door ontkoppeling</u>	18
4.4.1	<u>Wortelkrommen zonder ontkoppeling</u>	18
4.4.2	<u>Overgang op het stabiliteitsassenstelsel</u>	19
	(a) de transformatie naar het stabiliteitsassenstelsel	19
	(b) de stabiliteitsafgeleiden als functie van α_0	20

blz.:

4.4.3	<u>Onkoppelde roeringangen</u>	21
	(a) virtuele roeren	21
	(b) gecommandeerde rol- en gierversnelling	21
	(c) resulterende inputvectoren	22
4.4.4	<u>Eliminatie van de aerodynamische kruistermen</u>	23
4.4.5	<u>Overgang op de toestandsgrootheid ($r_s - \frac{g}{V} \varphi$)</u>	24
4.4.6	<u>Conclusie coördinatie door ontkoppeling</u>	26
4.5	<u>Compensatie van asymmetrische motoreffecten</u>	28
5	<u>GIERDEMPING</u>	29
5.1	<u>Inleiding</u>	29
5.2	<u>Washout voor de gierdemper</u>	30
5.3	<u>Integrerende regeling van de sliphoeck</u>	32
	(a) equivalentie met washout	32
	(b) voor- en nadelen	33
5.4	<u>Gierdemping in het ontkoppelde deelsysteem</u>	34
	(a) terugkoppeling van $r_s - \frac{g}{V} \varphi$	34
	(b) gain scheduling	34
	(c) integrerende terugkoppeling van de dwars-snelheid	35
5.5	<u>Opzettelijke slipmanoeuvres</u>	37
6	<u>DE ROLHOEKREGELING</u>	38
6.1	<u>Het gereduceerde model</u>	38
6.2	<u>Eenvoudige rolbesturing</u>	39
6.3	<u>Control wheel steering</u>	40
6.4	<u>Polen en nulpunten van de rolhoekregeling</u>	42
	(a) wortelkrommen	42
	(b) gain scheduling	42
	(c) getallen voorbeeld	43

blz.:

<u>7</u>	<u>DE KOERSREGELING</u>	44
7.1	<u>Inleiding</u>	44
7.2	<u>De plaats van integratie in het blokschema</u>	45
7.3	<u>Getallen voorbeeld</u>	47
	(a) sterk vereenvoudigd model	47
	(b) "volledig" model	47
7.4	<u>De rolhoekregeling</u>	49
7.5	<u>Het inschakelen van de modus</u>	50
<u>8</u>	<u>DE LOCALISERREGELING</u>	52
8.1	<u>Inleiding</u>	52
8.2	<u>Het range probleem</u>	54
8.3	<u>Dwarswindcompensatie</u>	55
	(a) integrerende werking	55
	(b) washout voor de terugkoppeling van ψ	55
	(c) differentiatie van y	55
	(d) de dwarswind als een te observeren onbekend ingangssignaal	56
<u>9</u>	<u>CONCLUSIE</u>	59
	<u>REFERENTIES</u>	61
	<u>TABELLEN</u>	62 t/m 72
	<u>FIGUREN</u>	73 e.v.
	<u>APPENDIX A:</u>	
	Een dimensieloze parameter voor de motorwerking in het asymmetrische model	A.1 t/m A.10

1. INLEIDING

Voor praktische toepassing van digitale automatische vliegtuigbesturing zal in het project Digitale Vliegtuigbesturing in eerste instantie gebruik worden gemaakt van regelwetten, die worden ontwikkeld met behulp van klassieke ontwerpmethoden. Dergelijke regelwetten dienen te worden ontworpen voor zowel automatische stabilisatie van, als manoeuvreren met het vliegtuig.

In dit verslag worden structuren en parameters onderzocht voor de regelkringen van de DHC-2 "Beaver" voor enige asymmetrische stuurautomaat-modi. Er is een parallelverslag over de symmetrische regeling.

Een belangrijk probleem in dit werk is, om regelstructuren en analyse-methoden te vinden waarmee het mogelijk is om langs klassieke weg op een-duidige wijze een regeling te synthetiseren. In de klassieke ontwerpmethoden is men praktisch gesproken beperkt tot het één voor één variëren van de ontwerpgrootheden. Het is dus zaak, om precies die grootheden te identificeren die de gewenste invloed hebben op bepaalde modi, en de rest van het systeem onveranderd laten. Dit leidt tot het zoeken naar gereduceerde en ontkoppelde deelmodellen, wat het fysisch inzicht trouwens zeer kan bevorderen. In de literatuur over klassieke automatische piloten worden zulke gereduceerde modellen veel gebruikt.

Er zijn echter een paar redenen, waarom het niet vanzelf spreekt dat men bij het hanteren van deze modellen op dezelfde regelstructuur uit zou komen als in de, vaak al wat oudere, literatuur:

- dank zij de algemene beschikbaarheid van snelle rekenmachines is het nu op eenvoudige wijze mogelijk om te controleren, of bij een volle orde berekening de toegepaste benaderingen in grote lijnen bevestigd worden;
- in toenemende mate kan men er tegenwoordig van uit gaan, dat tijdens de vlucht de volledige toestand uit metingen en reconstructie bekend is.

Vooral het tweede punt is van groot belang. Met name de beschikbaarheid van de invalshoek α en de sliphoek β kan de synthese en de structuur van de regeling aanmerkelijk vereenvoudigen. In dit verslag is het gebruik van proportionele terugkoppeling van α en β vermeden, maar er wordt wel gebruik gemaakt van gain scheduling met α (wat in bepaalde situaties ook op terugkoppeling neerkomt), en van integrerende terugkoppeling van β ; en dit leidt tot een sterk vereenvoudige synthese van de regeling (zie hierover ook ref.2).

Voorbereidend werk voor dit verslag (een complete asymmetrische regeling voor één snelheid) is neergelegd in ref.1. Daarin is ook enige literatuur besproken. Het huidige verslag kan echter op zichzelf gelezen worden.

2. MODELLEN EN VLUCHTCONDITIES

Bij het ontwikkelen van de hier beschreven regelwetten is gebruik gemaakt van twee niet-lineaire modellen van de DHC-2 Beaver, zoals die zijn opgenomen in het programmapakket CASPAR (ref.4).

Het eerste deel van het werk (voor één snelheid, ref.1) werd gedaan met een gelineariseerde versie van het model uit 1968; het tweede deel (voor drie snelheden) met een versie uit 1982. Een nog recentere versie van het model komt waarschijnlijk binnenkort beschikbaar.

De gekozen snelheden zijn de twee extremen 35 m/s (dicht bij de overtrek) en 80 m/s (never exceed speed); en een gemiddelde conditie van 50 m/s op 1800 mSA. Bij het lineariseren van de modellen met de CASPAR optie LINMAIN werd een aantal vermogensinstellingen uitgeprobeerd tot een vrijwel horizontale vlucht ontstond. Bij 80 m/s was, ondanks maximaal vermogen, een lichte daalvlucht niet te vermijden.

De verdere condities en de resulterende modellen zijn weergegeven in de tabellen 2.2 t/m 2.6.

De modellen die op deze manier beschikbaar komen, zijn geformuleerd in een lichaamsvast meetassenstelsel. De invalshoek is dus ongelijk aan nul in de stationaire toestand. Verder zijn ze dimensiehebbend. De notatie van de stabiliteitsafgeleiden is gedefinieerd in tabel 2.1.

In hoofdstuk 4 worden enige modellen getransformeerd naar het stabiliteitsassenstelsel. De afgeleiden daarin worden onderscheiden van die in het meetassenstelsel door ze van een asterisk te voorzien.

3 DEMPING VAN DE EIGENBEWEGINGEN

3.1 Inleiding

Het is de eerste taak van een regeling, om de natuurlijke eigenbewegingen van het vliegtuig te stabiliseren en te dempen. Voor de Beaver model 1968 bij 50 m/s op 1800 mSA zijn de eigenwaarden bijvoorbeeld:

snelle rolbeweging	-9,620
spiraalbeweging	+0,00516
dutch roll	-0,344 \pm 1,327j

De som van de eigenwaarden is gelijk aan het spoor van de systeemmatrix, hier -10,30 (vgl. tabel 2.1).

Er zijn twee ingangen beschikbaar, het rolroer en het richtingsroer. Het is goed om na te gaan, dat er eigenlijk maar twee mogelijkheden zijn om door terugkoppeling via deze ingangen doelbewust de totale demping in het systeem te vergroten, namelijk:

- door terugkoppeling van p op het rolroer
- door terugkoppeling van r op het richtingsroer.

Alleen bij deze terugkoppelingen valt het hoofdeffect van het betreffende roer op de diagonaal van de systeemmatrix. Alle andere terugkoppelingen bewerken dus slechts een herverdeling van de demping over het totaal aantal polen, waarbij de som van alle eigenwaarden constant blijft.

Omdat het rolroer in principe een moment om de langas opwekt, en het richtingsroer een moment om de topas, zijn de voornaamste terugkoppelingen voor een betere verdeling van de beschikbare demping:

- terugkoppeling van φ op het rolroer
- terugkoppeling van de sliphoeck op het richtingsroer.

De voornaamste effecten van deze vier terugkoppelingen worden nu besproken aan de hand van wortelkrommen voor de Beaver model 1968 bij 50 m/s. Tussen de tekst staan genummerde schetsen; de corresponderende figuren op schaal vindt men achter in dit verslag.

Het is nog de moeite waard om op te merken, dat in de proportionele terugkoppeling van alle toestandsgrootheden van een lineair systeem, ook de terugkoppeling van alle afgeleiden daarvan is vervat. De afgeleiden zijn immers lineaire combinaties van de toestandsgrootheden. Desondanks kan het natuurlijk best zinvol zijn om bepaalde combinaties van toestandsgrootheden af te zonderen, al of niet geïdentificeerd als de afgeleide van een andere combinatie, om die als geheel terug te koppelen.

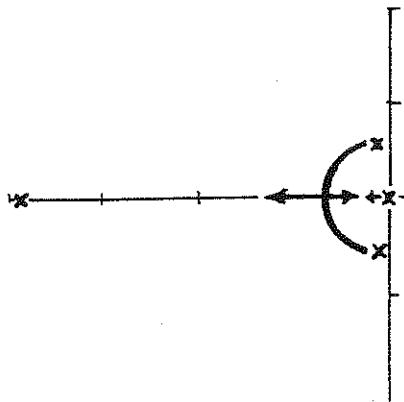
Eventuele integrerende regelingen daarentegen verhogen de orde van het systeem, en zijn dus "extra".

(c) terugkoppeling van de giersnelheid r op het richtingsroer

De terugkoppeling van r op het richtingsroer levert een wortelkromme als in schets 3.3 en figuur 3.3.

Schets 3.3

Wortelkromme voor
de terugkoppeling
van r op het
richtingsroer



De dutch roll polen tonen het typerende beeld van een tweede orde systeem waaraan demping wordt toegevoegd. De natuurlijke frequentie blijft onveranderd, zodat de werkelijke frequentie afneemt.

De pool van de snelle rolbeweging wordt niet beïnvloed. Wel is er een licht stabiliserende invloed op de pool van de spiraalbeweging. Evenals bij de terugkoppeling van p op het rolroer is duidelijk te zien, dat de totale demping in het systeem toeneemt.

Op het eerste gezicht heeft deze terugkoppeling uitsluitend voordelen. Een probleem is echter, dat de referentiewaarde van r in een stationaire bocht niet nul is, maar:

$$r_{\text{stationair}} = \frac{g}{V} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi$$

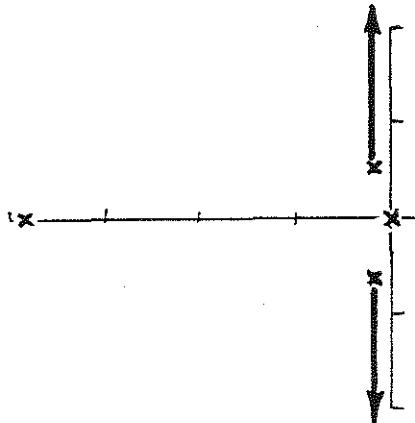
Op dit probleem wordt in hoofdstuk 5 teruggekomen. De oplossing kan bijvoorbeeld bestaan uit een washout circuit, of uit een gecombineerde terugkoppeling van $r-g/V \cdot \sin \varphi$. In beide gevallen gaat de stabiliserende werking op de spiraalpool verloren. Figuur 3.3bis geeft de wortelkromme voor terugkoppeling met $r-\frac{g}{V}\varphi$ in de plaats van r.

(d) terugkoppeling van de sliphoeck β of de dwarssnelheid v op het richtingsroer

De terugkoppeling van v op het richtingsroer levert het beeld van schets 3.4 en figuur 3.4.

Schets 3.4

Wortelkromme voor
de terugkoppeling
van v op het
richtingsroer



Praktisch de enige uitwerking blijkt te zijn, dat de frequentie van de dutch roll erdoor wordt vergroot.

3.3 Conclusie

Met enige welgekozen terugkoppelingen kunnen de eigenbewegingen van het vliegtuig voor een gegeven conditie afdoende gedempt worden. Daarbij valt het op, dat de eigenbewegingen grofweg uiteenvallen in twee tweede orde systemen, namelijk de dutch roll enerzijds en de rol- en spiraalpool anderzijds.

Na deze kennismaking zullen in de volgende hoofdstukken enige verder gaande eisen aan de regeling worden besproken:

- het moet mogelijk zijn om via de regeling min of meer slipvrij te manoeuvreren
- de bruikbaarheid van de regeling moet gegarandeerd zijn voor alle normale vluchtcondities
- de regeling moet stabiel blijven, wanneer er koersregeling of localiser regeling overheen gezet wordt.

4.2 De praktische noodzaak tot coördinatie

Men kan zich afvragen, of de bochtcoördinatie in de praktijk werkelijk een probleem van enige betekenis is.

Een eenvoudige methode om een eerste indruk daarvan te krijgen, is het bekijken van de stationaire bocht. De stationaire toestand is als volgt te bepalen: zoals bekend luiden de systeemvergelijkingen:

$$\underline{x} = A \cdot \underline{x} + B \cdot \underline{u}$$

Het apart noteren van de kolommen van de matrices levert:

$$\underline{x} = (\underline{a}_1 \ \underline{a}_2 \ \underline{a}_3 \ \underline{a}_4) \cdot (v \ \varphi \ p \ r)^T + (\underline{b}_1 \ \underline{b}_2) \cdot (\delta_a \ \delta_r)^T$$

Stel nu dat we de eindtoestand willen weten voor $\varphi = 30^\circ$, $\delta_r = 0$. In de stationaire eindtoestand geldt uiteraard $\underline{x} = 0$. Herschikken van de vergelijkingen levert:

$$(\underline{a}_1 \ \underline{a}_3 \ \underline{a}_4 \ \underline{b}_1) \cdot (v \ p \ r \ \delta_a)^T = -(\underline{a}_2 \ \underline{b}_2) \cdot (\varphi \ \delta_r)^T \quad (4.1)$$

Na invullen van de waarden voor φ en δ_r blijft er een stelsel lineaire vergelijkingen over van de vorm $A^* \cdot \underline{x}^* = \underline{b}^*$, dat op de bekende manier kan worden opgelost.

In een horizontale bocht bij 50 m/s met 30° rolhoek levert dit voor de Beaver de volgende sliphoecken op:

in model 1968: sliphoeck $1,4^\circ$

in model 1982: sliphoeck $4,6^\circ$.

Een belangrijke reden voor deze slip is, dat de natuurlijke gierdemping n_r zich verzet tegen de giersnelheid (ter grootte van $r = \frac{g}{v} \cdot \cos \theta \cdot \sin \varphi$) die behoort bij een gecoördineerde bocht. Wanneer de gierdemping wordt vergroot door terugkoppeling van r op het richtingsroer, neemt de sliphoeck in een stationaire bocht dan ook evenredig toe met de toename van de effectieve waarde van n_r .

In stijgende en dalende bochten speelt ook de waarde van de stabiliteitsafgeleide n_p een rol.

Zelfs uit een stationaire berekening volgt dus, dat een vorm van bochtcoördinatie wenselijk is, zeker als er kunstmatige gierdemping wordt toegepast.

4 BOCHTCOORDINATIE

4.1 Inleiding

Een asymmetrische regeling voor een vliegtuig dient, om de vliegbaan in de hand te houden door de toestand van het vliegtuig te beheersen. Er is echter één toestandsgroothed die hiervoor niet gebruikt mag worden, en die eigenlijk altijd nul moet blijven. Dat is de dwarsnelheid v .

Het is uit regeltechnisch oogpunt niet onlogisch om matige sliphoeeken toe te laten teneinde andere toestandsgrootheden sneller te kunnen corrigeren. Dit drukt echter zeker tegen het gevoel van de vlieger in. Dwarsversnellingen, en met name veranderingen van de dwarsversnelling (de ruk), schijnen als zeer onaangenaam te worden ervaren. Als men slip wil vermijden uit comfort overwegingen zou men zich waarschijnlijk beter kunnen richten op \dot{v} dan op v . Het optimaliseren van de terugkoppelfactoren uit dit oogpunt is alleen met stochastische methoden op te lossen en valt buiten het kader van dit verslag.

Het is echter ongeacht de gebruikte terugkoppelingen altijd mogelijk, om deterministische manœuvres slipvrij te vliegen. Voor het manoeuvreren van een vliegtuig zijn twee asymmetrische ingangen beschikbaar, het rolroer en het richtingsroer. Beide ingangen bestrijken de hele toestandsruimte, zodat het in principe mogelijk moet zijn twee willekeurige onafhankelijke toestandsgrootheden in de tijd voor te schrijven. Men verkiest in dit geval, $v = 0$ voor te schrijven. Er blijft dan nog één graad van vrijheid over. Bij slipvrij manoeuvreren zijn de roeruitslagen dus op altijd dezelfde manier aan elkaar gekoppeld. Deze koppeling heet coördinatie.

De benodigde roercoördinatie is uiteraard in het algemeen dynamisch, en afhankelijk van de vluchtcondities. Ze kan op vele manieren worden georganiseerd, vereenvoudigd of benaderd. Een aantal van deze manieren zal in dit hoofdstuk besproken worden.

Eén opmerking over het begrip coördinatie is nog op zijn plaats. Gecoördineerde vlucht is hier gedefinieerd als een vlucht, waarin niet geslipt wordt. Dat is niet hetzelfde als een vlucht waarin de resultante van de zwaartekracht en de centrifugale versnelling in het symmetrievlak valt (aanwijzing van het balletje in de turn and bank indicator). Het verschil tussen de twee definities kan groot zijn in aanwezigheid van externe stoorkoppels, zoals bij uitval van één motor in een tweemotorig vliegtuig.

4.3 Coördinatie door voorwaartskoppeling

4.3.1 Berekening van de perfecte roercoördinatie

Het is in principe niet moeilijk om een vliegtuig zo te besturen dat er deterministisch gezien geen slip optreedt, mits er een perfect model van het systeem beschikbaar is. Stel, dat de overdrachtsfuncties van rolroer en richtingsroer op de dwarssnelheid als volgt luiden:

$$H_{v\delta_a} = \frac{T_{v\delta_a}}{N_{v\delta_a}} \quad H_{v\delta_r} = \frac{T_{v\delta_r}}{N_{v\delta_r}} \quad (4.2)$$

Hierin is $N_{v\delta_a} = N_{v\delta_r}$ het karakteristiek polynoom van het systeem. Stellen we nu als voorwaarde dat de roeruitslagen geen slip mogen veroorzaken, dan moet gelden:

$$H_{v\delta_a} \cdot \delta_a + H_{v\delta_r} \cdot \delta_r = 0$$

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = - \frac{H_{v\delta_a}}{H_{v\delta_r}} = - \frac{T_{v\delta_a}}{T_{v\delta_r}} \quad (4.3)$$

Deze redenering geldt ongeacht het assenstelsel waarin het model gedefinieerd is, en ongeacht alle terugkoppelingen die op het systeem staan, mits ze worden opgenomen in de systeemmatrix A bij de afleiding van de tellers van bovenstaande overdrachtfuncties. Deze tellers kunnen op de bekende manier worden gevonden door uitschrijven van de determinant van de matrix $(sI - A)$, waarin de kolom voor v is vervangen door de inputvector van δ_a , respectievelijk δ_r .

Terugkoppeling van v (ook integrerende en differentiërende terugkoppeling) kan dus geen invloed hebben op de benodigde roercoördinatie voor slipvrij manoeuvreren. Dit is ook fysisch direct duidelijk.

In ref.1 is uitgebreid ingegaan op de berekende roercoördinatie. Typerende waarden voor de Beaver bij 50 m/s zijn bijvoorbeeld (model 1968):

Beaver zonder terugkoppelingen:

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = \frac{83,6 \cdot (s + 0,64)(s + 1,11)}{(s + 176,5)(s + 9,28)(s - 0,05)} \quad (4.4)$$

Beaver met rolhoekregeling en gierdemper zonder washout:

($K_{\varphi\delta_a} = 1$, $K_{r\delta_r} = 1$):

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = \frac{83,5 \cdot (s^2 + 4,38 s + 5,49)}{(s + 176,5)(s + 7,78)(s + 1,45)} \quad (4.5)$$

Figuur 4.1 geeft enige stapresponsies van dit soort overdrachtfuncties.

Zonder integrerende terugkoppelingen of washout circuits zijn de beide tellers van de derde orde:

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = - \frac{T_v \delta_a}{T_v \delta_r} = - \frac{b_3 s^3 + b_2 s^2 + b_1 s + b_0}{a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \quad (4.6)$$

Hierin is $b_3 = y_{\delta_a}$ en $a_3 = y_{\delta_r}$ (in het bovenstaand getallen voorbeeld was $y_{\delta_a} = 0$). Deze dwarsversnellingen door roeruitslag zijn geassocieerd met een zeer snelle pool, waarvan de werking na enige honderdste seconden verdwenen is. De stapresponsie van deze overdracht begint daarom praktische gesproken bij de waarde b_2/a_2 .

In tabel 4.1 zijn de tellers uitgeschreven voor $y_{\delta_a} = y_{\delta_r} = 0$. De volledige tellers kunnen desgewenst worden nageslagen in ref. 2.

4.3.2 Fysische interpretatie

In de noemer van (4.4) en (4.5) zijn zonder moeite te herkennen de polen van de snelle rolbeweging en van de spiraalbeweging, inclusief de bekende uitwerking van de terugkoppeling daarop.

Het is nuttig om het verloop van de gewenste roercoördinatie te interpreteren aan de hand van de stadia van een stapresponsie op rolroeruitslag:

- de aanvankelijke roversnelling
- de "constante" rolsnelheid
- de spiraalbeweging, of de stationaire bocht (bij terugkoppeling van φ).

(a) de aanvankelijk roversnelling

Bij het begin van de bochtinleiding is de hele toestand nul. Men geeft het vliegtuig nu een stapvormige rolroeruitslag en een bijpassende richtingsroeruitslag. Het zal dus gaan roteren. De kwestie is: om welke as?

Voor een gecoördineerde bocht moet dat de vliegrichting zijn. Immers, wanneer het vliegtuig roteert om de vliegsnelheid als as, blijft de snelheidsvector ten opzichte van het vliegtuig op dezelfde plaats liggen; die plaats lag om het symmetrievlak; dan blijft het vliegtuig bij rotatie om de vliegrichting dus in niet-slippende vlucht.

Deze redenering gaat niet meer op, wanneer ook de vliegrichting aan het veranderen is. Dit is echter bij het begin van de manoeuvre niet het geval. Men kan dus stellen, dat vanuit de begintoestand nul de hoekversnellingsvector langs de vliegsnelheid moet vallen.

In 4.4 wordt dit probleem aangevat in het stabiliteitsassenstelsel, waarin de langas samenvalt met de vliegrichting, zodat de vraag wordt: welke roercombinatie levert een versnelling om de langas?

Het model is voorlopig echter geformuleerd in een meetassenstelsel. De eis wordt dan (zie fig.4.2):

$$\frac{r}{p} = \frac{\sin \alpha}{\cos \alpha} \quad (4.7)$$

De as waarom het vliegtuig zal gaan roteren wordt bepaald door de roeruitslagen, de roereffectiviteiten om langs- en topas en de traagheidsmomenten. Uit het model, zoals geformuleerd in tabel 2.1 volgt:

$$\frac{\sin \alpha}{\cos \alpha} = \frac{r}{p} = \frac{n \delta_a + \frac{\delta_r}{\delta_a} \cdot n \delta_r}{l \delta_a + \frac{\delta_r}{\delta_a} \cdot l \delta_r} \rightarrow$$

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = \frac{l \delta_a \sin \alpha - n \delta_a \cos \alpha}{n \delta_r \cos \alpha - l \delta_r \sin \alpha} \approx \frac{l \delta_a}{n \delta_r} \cdot \operatorname{tg} \alpha \quad (4.8)$$

Bij inspectie van tabel 4.1 blijkt dit gelijk te zijn aan de verhouding b_2/a_2 uit de berekende roercoördinatie, aangezien in het meetassenstelsel geldt $y_p = V \cdot \sin \alpha$ en $y_r = V \cdot \cos \alpha$ (afgezien van enige aerodynamische zijkracht die in deze afleiding verwaarloosd is).

Het blijkt dus, dat de beginwaarde van de benodigde voorwaartskoppeling bij benadering evenredig is met de invalshoek van het vliegtuig. Wanneer een vliegtuig rolroeren zou hebben zonder haakeffect (in een meetassenstelsel), dan zou er toch een belangrijk haakeffect optreden bij grote invalshoeken, op geometrische gronden.

(b) de "constante" rolsnelheid

Ten gevolge van de roversneling ontstaat er een rolsnelheid, en daarmee roldemping. De roversneling, en de daarbij behorende waarde van de roerkoppeling, verdwijnen daardoor met de snelheid van de pool van de snelle rolbeweging. Na korte tijd ontstaat er een evenwicht tussen de rolroeruitslag en de roldemping; de nieuwe toestand is er dus een van constante rolsnelheid.

Ter vereenvoudiging wordt uitgegaan van een horizontale wisselbocht, op het moment dat $\psi = 0$. De rotatievector moet langs de vliegsnelheid vallen, zodat:

$$\frac{r}{p} = \tan \alpha \quad (4.9)$$

Verder geldt bij constante rolsnelheid $\dot{p} = 0$, maar niet $\dot{r} = 0$.

Er moet immers in gecoördineerde vlucht blijven gelden:

$\dot{\psi} = \frac{g}{V} \cdot \operatorname{tg} \psi$. Er moet dan bij benadering gelden:

$$\dot{r} = \frac{g}{V} \cdot p \quad (4.10)$$

Substitutie in de momentenvergelijking om de top- en langsas levert:

$$\begin{aligned}
 0 = p &= l_p \cdot p - l_r \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot p + l_{\delta_a} \cdot \delta_a + l_{\delta_r} \cdot \delta_r \\
 \frac{g}{V} \cdot p &= f = n_p \cdot p - n_r \cdot \operatorname{tg} \alpha \cdot p + n_{\delta_a} \cdot \delta_a + n_{\delta_r} \cdot \delta_r \quad \left. \right\} \rightarrow \\
 \frac{\delta_r}{\delta_a} &\approx - \frac{l_{\delta_a} (-\frac{g}{V} + n_p + n_r \operatorname{tg} \alpha) - n_{\delta_a} l_p + l_r \operatorname{tg} \alpha}{l_{\delta_r} (-\frac{g}{V} + n_p + n_r \operatorname{tg} \alpha) - n_{\delta_r} (l_p + l_r \operatorname{tg} \alpha)} \\
 \frac{\delta_r}{\delta_a} &\approx \frac{l_{\delta_a}}{n_{\delta_r}} \cdot \frac{n_r \operatorname{tg} \alpha - \frac{g}{V}}{l_p} \quad (4.11)
 \end{aligned}$$

Vergelijking met tabel 4.1 toont, dat dit overeenkomt met de verhouding b_1/a_1 uit de roercoördinatie volgens (4.6).

(c) de stationaire toestand

In de stationaire bocht geldt, dat alle toestandsafgeleiden nul zijn. De benodigde roeruitslagen zijn daarom eenvoudig uit de systeemmatrix op te lossen, zie paragraaf 4.2.

De roerverhouding kan ook gevonden worden, door in formule (4.6) de frequentie $s = 0$ te stellen en luidt dus: b_0/a_0 .

Voor een vliegtuig zonder terugkoppelingen zijn de betrokken roeruitslagen gewoonlijk klein. Het teken kan wisselen al naar gelang θ_0 . De stijghoek heeft hierop een grote invloed.

Bij terugkoppeling kunnen de extra ingangssignalen, die nodig zijn eenvoudig afgeleid worden uit de voorwaarde, dat het signaal samen met de stationaire waarde van het terugkoppelsignaal nul moet zijn. Men verstelt, met andere woorden, de referentie voor de terugkoppeling met het juiste bedrag.

Deze ingangssignalen volgen desgewenst uiteraard ook uit b_0/a_0 . Een belangrijke compensatie is die voor de referentie van de gierdemper. Uit b_0/a_0 volgens tabel 4.1 volgt voor de effecten van terugkoppeling r op δ_r en φ op δ_a in een horizontale bocht bij benadering:

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} \approx - \frac{K_r \delta_r \cdot n_{\delta_r} \cdot l_{\delta_a} \cdot y_\varphi}{K_\varphi \delta_a \cdot l_{\delta_a} \cdot n_{\delta_r} \cdot (-y_r)} + \frac{K_r \delta_r}{K_\varphi \delta_a} \cdot \frac{g}{V} \quad (4.12)$$

Dit effect is onmiddellijk zo te verklaren, dat een nieuwe instelwaarde voor de rolhoek een nieuwe instelwaarde van de giersnelheid vereist, ongeveer volgens $r = \frac{g}{V} \cdot \varphi$.

(d) de stapresponsie van de roercoördinatie

De stapresponsie van de benodigde roercoördinatie verloopt nu als volgt (voor enige voorbeelden zie fig. 4.1).

- de responsie begint met de in (a) gegeven waarde, die evenredig is met de invalshoek;
- met de snelheid van de pool van de snelle rolbeweging gaat deze waarde over naar de waarde volgens (b), die een functie is van de invalshoek, maar ook van $\frac{g}{V}$ en van de stijghoek;
- met de snelheid van de pool voor de φ -beweging gaat deze waarde over in de stationaire eindwaarde, die bij een systeem met standregeling en gierdemping voor een groot deel evenredig is met $\frac{g}{V}$.

4.3.3 Praktische toepassing

Het is wel duidelijk, een volledige roerkoppeling volgens tabel 4.1 niet realiseerbaar is.

Er komt een tweede orde systeem aan te pas met gain scheduling in α , in $\frac{g}{V}$ en in θ_0 ; het systeem moet gewijzigd worden bij iedere verandering van terugkoppelfactoren; en bij toepassing van washout of integrerende regeling gaat de orde nog omhoog ook.

Daarom is in ref.2 onder andere geprobeerd, om de volgens tabel 4.1 benodigde coördinatie te vereenvoudigen door het gebruik van speciale terugkoppelingen. Deze methode zal in paragraaf 4.4 van dit verslag tot zijn consequentie worden gevoerd. Een van de uitkomsten is, dat de stationaire coördinatie veel beter kan worden verzorgd door in de gierdemper $r - \frac{g}{V} \varphi$ terug te koppelen in plaats van r , dan door het gebruik van washout. Voor de dynamische responsie wordt bovendien van andere terugkoppelingen gebruik gemaakt, onder andere van de rolsnelheid p . Bij toepassing van al deze terugkoppelingen is voorwaartskoppeling tussen de roeringangen niet meer nodig.

Voor die gevallen, waarin een onvolledige vorm van coördinatie voldoende wordt geacht kan een eenvoudige voorwaartskoppeling echter al een heel redelijke coördinatie leveren. Deze oplossing is in ieder geval superieur aan die met een washout circuit voor de gierdemper (zie hierover hoofdstuk 5).

Dit kan worden toegelicht aan de hand van enige schetsen. Als voorbeeld wordt genomen de benodigde voorwaartskoppeling volgens figuur 4.1(b). Het verloop is beschreven in de vorige paragraaf. Stel nu, dat men deze voorwaartskoppeling benadert met zijn vaste eindwaarde. Die kan exact berekend worden, of desnoods benaderd met formule (4.12). In beide gevallen komt het er in hoofdzaak op neer, dat de referentiewaarde van r in de gierdemper wordt versteld vanuit φ_{command} , volgens $r_{\text{ref}} = \frac{g}{V} \cdot \varphi_{\text{command}}$ (zie fig. 4.3).

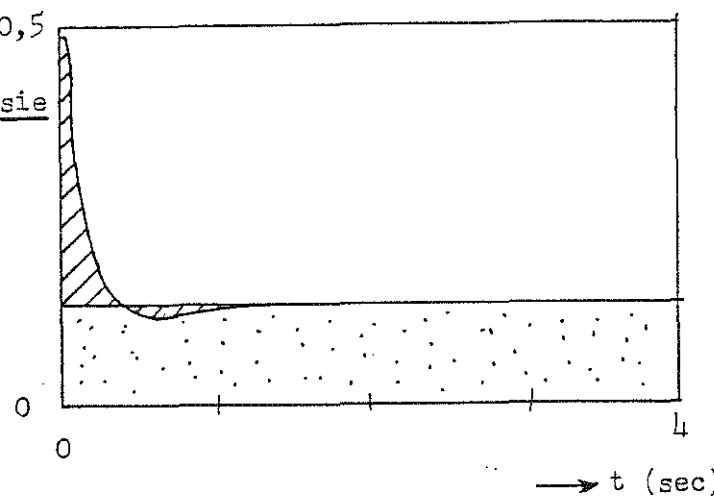
Het verschil tussen de benodigde en de werkelijk geleverde roeroördinatie is nu af te lezen in schets 4.1:

Schets 4.1

Overblijvend deel
(gearceerd) van de
benodigde voorwaarts-
koppeling nadat reeds
 φ_{ref} met een constante
factor aan het richtings-
roer is gekoppeld

stapresponsie

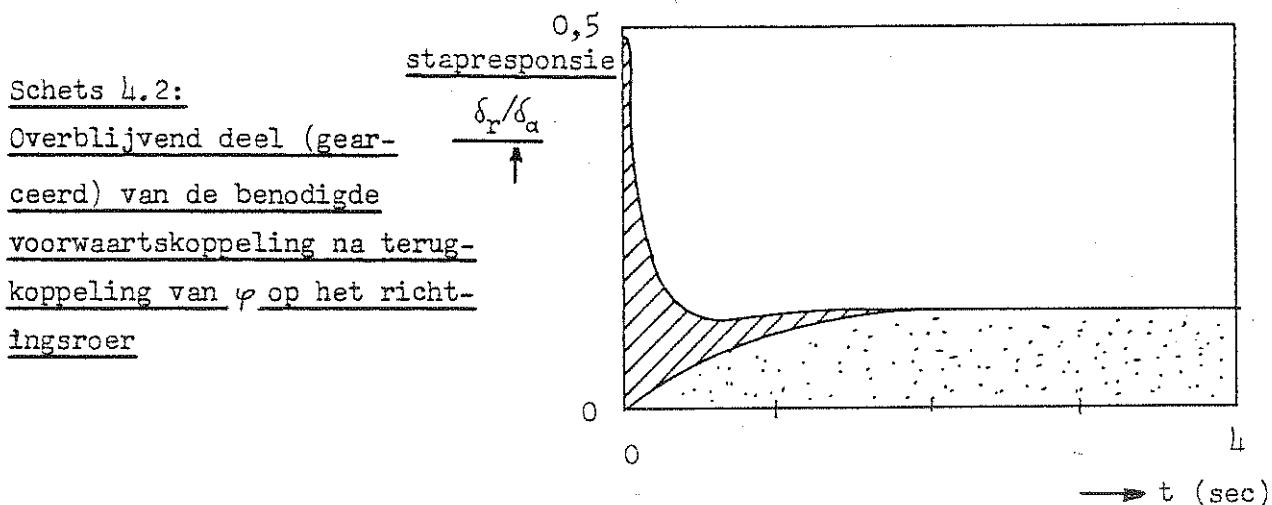
$$\frac{\zeta_r / \zeta_a}{\zeta_a}$$



Het is duidelijk, dat het leeuwendeel van de benodigde coördinatie door deze eenvoudige voorwaartskoppeling al wordt geleverd. De bijzonder mooie responsie van het vliegtuig bij dit coördinatieschema wordt getoond in figuur 4.3.

In ref.1 zijn ook opgenomen de vergelijkbare responsies met twee schema's die wel in de literatuur worden aangetroffen, namelijk die met washout (zeer veel slechter), en met terugkoppeling van $r \cdot \frac{g}{V} \cdot \varphi$ in plaats van voorwaartskoppeling van $-r \cdot \frac{g}{V} \cdot \varphi$ command (minder slecht dan washout).

Waarom dit schema minder goed werkt dan de beschreven voorwaartskoppeling is direct te zien bij vergelijking van schets 4.2 met schets 4.1.



De methode van voorwaartskoppeling met een constante factor (onder gain scheduling met $\frac{g}{V}$) heeft twee belangrijke nadelen:

- De eindtoestand zal nooit exact slipvrij zijn, door onnauwkeurigheden in berekening en model. Dit bezwaar kan echter worden ondervangen door enige integrerende terugkoppeling van de sliphoeck toe te voegen, zie hoofdstuk 5.
- Een ernstiger bezwaar is, dat de ontwerp methode een sterk ad hoc karakter draagt. De responsie in figuur 4.3 is geflatteneerd in de zin, dat de terugkoppelfactoren $K_{\varphi\delta_a}$ en $K_{r\dot{\varphi}}$, dus de standregeling en de gierdemping, zo bij elkaar zijn gezocht dat er een min of meer optimaal resultaat ontstaat. Dit beperkt de vrijheid in de keus van deze factoren op een oneigenlijke manier. Bovendien is zo'n combinatie maar voor één invalshoek optimaal, immers de gebruikte voorwaartskoppeling is evenredig met $\frac{g}{V}$; maar het beginstuk van de benodigde voorwaartskoppeling is evenredig met de invalshoek α . Zo geeft figuur 4.4 een responsie voor dezelfde snelheid als zojuist, maar nu voor model 1982, waarin de modi sterker gekoppeld zijn; en met terugkoppelfactoren die in de volgende hoofdstukken op grond van andere overwegingen zullen worden bepaald. De dynamische responsie bij voorwaartskoppeling met een constante factor wordt dan direct een stuk slechter.

4.4. Coördinatie door ontkoppeling

4.4.1 Wortelkrommen zonder ontkoppeling

In het werk dat aan dit verslag vooraf ging (ref.1), werd een complete regeling opgebouwd (rolhoekregeling, koersregeling, localiser regeling) voor het model van de Beaver dat in dit verslag is opgenomen in tabel 2.3.

De wortelkrommen die in hoofdstuk 3 als voorbeeld werden gebruikt stammen uit dit werk. De coördinatie met de dutch roll damping enerzijds, en de rolhoekregeling plus hogere regelingen anderzijds konden hier geheel gescheiden worden behandeld. De wortelkrommen voor deze twee groepen modi hadden nauwelijks invloed op elkaar.

Zo is in figuur 3.2 bijvoorbeeld te zien, dat terugkoppeling van φ op het rolroer hoegenaamd geen invloed heeft op de dutch roll polen.

Dit heeft enorme voordelen voor de synthese van de regelingen, omdat er gewerkt kan worden met vereenvoudigde modellen, waarin de ligging en de betekenis van de polen direct inzichtelijk is.

Bij de overgang op het model 1982 (tabel 2.4 t/m 2.6) bleek echter, dat deze ontkoppeling geen vanzelfsprekende zaak is. Zo geeft figuur 4.5 dezelfde wortelkromme als fig 3.2, maar nu voor het model 1982 bij 35 m/s. Er is een sterke interactie tussen de dutch roll en de rolhoekregeling. Hetzelfde beeld wordt, zij het iets minder sterk, ook bij andere snelheden gevonden.

Met deze interactie valt om twee redenen niet te leven. De eerste reden is, dat een betrouwbare synthese van de diverse regelingen er bijzonder moeilijk door wordt gemaakt. Elke regeling heeft invloed op elke andere regeling, zodat een voorspelbare ligging voor alle polen, bij alle snelheden, vrijwel onmogelijk wordt. Dit in scherpe tegenstelling tot het ontkoppelde systeem, waarin poolplaatsing met de hand mogelijk was, en iedere terugkoppeling maar één, volledig voorspelbaar effect had.

De tweede reden is, dat de interactie tussen de rolhoekregeling en de dutch roll wijst op onaangename coördinatieproblemen.

Het is natuurlijk interessant, wat nu het belangrijkste verschil is tussen de beide modellen. Als belangrijkste verschil werd geïdentificeerd de waarde van n_p , die in het nieuwe model veel groter is geworden. Wordt deze waarde geneutraliseerd, dan is de rolhoekregeling weer redelijk ontkoppeld. Helaas bleek de interactie toch weer terug te komen bij de hogere regelingen, zoals de koersregeling. Daardoor werd het noodzakelijk om de voorwaarde voor ontkoppeling nader te onderzoeken.

4.4.2 Overgang op het stabiliteitsassenstelsel

Het doel van de ontkoppeling is de rolhoekregeling los te maken van de dutch roll.

Een belangrijke koppeling bleek zoals gezegd de kruisterm n_p te zijn. De grootte van deze term is echter zeer sterk afhankelijk van het assenstelsel, waarin het model is gedefinieerd. Deze afhankelijkheid is er in principe voor alle stabiliteitsafgeleiden. Een duidelijk voorbeeld is y_p , die ook van groot belang is voor de coördinatie (zie de voorwaartskoppeling in tabel 4.1) deze afgeleide is, op een klein aerodynamisch effect na, identiek met $V \cdot \sin \alpha$, en dus volledig afhankelijk van het gekozen assenstelsel.

Zowel de vele termen met α in tabel 4.1, als de wetenschap dat de rolhoekregeling het vliegtuig moet roteren om de snelheidsvector, maken het aannemelijk dat de ontkoppeling sterk vereenvoudigd kan worden door steeds te werken in het stabiliteitsassenstelsel, waarin immers $\alpha = 0$. Dit blijkt inderdaad het geval te zijn.

In de volgende paragrafen zal het wiskundig model in een aantal stappen omgewerkt worden tot twee vrijwel volledig ontkoppelde deelmodellen:

- het model wordt getransformeerd naar het stabiliteitsassenstelsel
- er worden vervolgens roeringangen gedefinieerd, die alleen een versnelling leveren om de langs- respectievelijk top-as
- met behulp van de zo gedefinieerde roeruitgangen kunnen de aerodynamische kruistermen door eenvoudige terugkoppelingen geslimineerd worden
- ten slotte wordt het model zo getransformeerd, dat de afgeleide y_p niet meer als kruisterm optreedt.

(a) de transformatie naar het stabiliteitsassenstelsel

Bij de overgang naar het stabiliteitsassenstelsel is φ even apart gehouden. Er wordt een 3×3 matrix getransformeerd, waaraan later de bekende afgeleiden voor φ in het stabiliteitsassenstelsel worden toegevoegd.

Noem de toestand in het meetassenstelsel $\underline{x} = (v, p, r)$ en die in het stabiliteitsassenstelsel $\underline{x}^* = (v, p_s, r_s)$.

Er geldt

$$\underline{x}^* = T \underline{x}$$

$$T = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix} \quad T^{-1} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & -\sin \alpha \\ 0 & \sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix}$$

$$\dot{\underline{x}} = A \underline{x} + B u = A \cdot T^{-1} \cdot \underline{x}^* + B u$$

$$\underline{x}^* = T \dot{\underline{x}} = T A T^{-1} \underline{x}^* + T B u$$
$$y = \underline{c} \underline{x} + \underline{d} u = \underline{c} T^{-1} \underline{x}^* + \underline{d} u$$

Het getransformeerde systeem is uitgeschreven in de tabellen 4.2 en 4.3.

De symbolen voor de afgeleiden in het stabiliteitsassenstelsel worden van een asterisk voorzien om ze te onderscheiden van die in het meetassenstelsel.

Tabel 4.4 geeft de getallen, wanneer deze transformatie wordt toegepast op de Beaver model 1982 bij 50 m/s zoals gegeven in tabel 2.4.

Punten die opvallen na de transformatie zijn de volgende:

- de waarden van y_p en y_r zijn nu gelijk aan 0 en -V, op een klein aerodynamisch effect na, dat ook in de gemeten dwarsversnelling terug te vinden is.
- de waarde van y_φ is op $g \cdot \cos \varphi$ gesteld, hoewel er in het model in het meetassenstelsel niet helemaal exact geldt $y_\varphi = g \cdot \cos \theta$. Evenzo zijn l_φ^* en n_φ^* nul gesteld.

(b) de stabiliteitsafgeleiden als functie van α

Alle stabiliteitsafgeleiden die in tabel 4.2 van een asterisk zijn voorzien zijn in het Beaver model 1982 in CASPAR (geformuleerd in het meetassenstelsel) onafhankelijk van de invalshoek. Alleen in de termen y_{p_*} en y_{r_*} is er boven dien een component $V \cdot \sin \alpha$, respectievelijk $-V \cdot \cos \alpha$ aanwezig.^{*)} De afgeleiden zijn verder evenredig met V, en in de meeste gevallen waarschijnlijk vrijwel evenredig met ρ . De roerafgeleiden zijn evenredig met $\frac{1}{2} \rho V^2$.

Uit de transformatie in tabel 4.3 volgt nu, dat de afgeleiden in het stabiliteitsassenstelsel wel degelijk functies van α worden. Om hiervan een beeld te krijgen zijn deze functies in figuur 4.6 getekend, waarbij voor de snelheid 50 m/s is aangehouden.

Diverse afgeleiden blijken over het invalshoekbereik sterk te variëren. Eén afgeleide wisselt ook van teken. Wel zijn de functies alle bij benadering lineair, met uitzondering van die voor de rol- en die voor de gierdemping.

*) Dit feit is gereconstrueerd uit de gelineariseerde modellen in de tabellen 2.4 t/m 2.6, aangezien van het in CASPAR gehanteerde model geen documentatie beschikbaar bleek te zijn.

4.4.3 Ontkoppelde roeringangen

(a) virtuele roeren

De formulering van de terugkoppelingen die nodig zijn voor een ontkoppeld systeem is het eenvoudigste, wanneer er eerst gezorgd wordt voor ontkoppelde roeringangen.

Het is de taak van het rolroer, een hoekversnelling op te roepen om de vliegsnelheid als as. Wanneer ook de roldemping en de rolhoekregeling om deze as werken, kan er dan een volledig gecoördineerde manoeuvre worden gevlogen via de rolingang alleen (vergelijk tabel 4.1).

Dat betekent, dat het ideale rolroer in het stabiliteitsassenstelsel een roerafgeleide moet hebben die een hoekversnelling om de langas vertegenwoordigt. Evenzo moet het ideale richtingsroer een hoeversnelling oproepen om de topas.

Op deze manier ontkoppelde ingangssignalen worden wel aangeduid als het "virtuele rolroer" en het "virtuele richtingsroer" (ref.2). Stel dat de virtuele roeren evenals de afgeleiden in het stabiliteitsassenstelsel worden aangegeven met een asterisk. Er geldt:

$$p_s = 0 \text{ voor } l\zeta_a^* \cdot \delta_a + l\zeta_r^* \cdot \delta_r = 0 \Leftrightarrow \frac{\delta_r}{\zeta_a} = - \frac{n\zeta_a^*}{n\zeta_r^*},$$

dus neem: $\zeta_a^* = 1 \quad \begin{cases} \delta_a = 1 \\ \delta_r = - \frac{l\zeta_a^*}{n\zeta_r^*} \end{cases}$ $\zeta_r^* = 1 \quad \begin{cases} \delta_r = 1 \\ \delta_a = - \frac{l\zeta_r^*}{l\zeta_a^*} \end{cases}$ (4.14)

Figuur 4.7 geeft dit verband grafisch weer voor het Beaver model 1982 (roerafgeleiden onafhankelijk van α in het meetassenstelsel). De functies blijken praktisch lineair.

(b) gecommandeerde rol- en gierversnelling

Nog prettiger is het, om ingangen ter beschikking te hebben die een vaste p_s , respectievelijk f_s veroorzaken, ongeacht de vliegsnelheid en andere condities. Deze ingangen zullen worden aangeduid als p_s command en f_s command.

Hoewel p_s (δ_a^*) en f_s (δ_r^*) in principe functies van α zijn, geldt bij goede benadering dat de roereffectiviteit van de roeren in het stabiliteitsassenstelsel dezelfde is als die voor de werkelijke roeren in het meetassenstelsel.

Men kan dus nemen:

$$\begin{aligned}\delta_a^* &= \frac{1}{l_{\delta a}} \cdot p_s \text{ command} \\ \delta_r^* &= \frac{1}{n_{\delta r}} \cdot f_s \text{ command}\end{aligned}\quad (4.15)$$

De roerafgeleiden $l_{\delta a}$ en $n_{\delta r}$ zijn evenredig met $\frac{1}{2}C^2$. Hun teken is negatief. Door lineariseren van de formule (4.14) volgt voor de Beaver model 1982:

$$\begin{aligned}\delta_a &= \frac{1}{l_{\delta a}} \cdot (p_s \text{ command} + f_s \text{ command} \cdot (0.16 - 1.01\alpha)) \\ \delta_r &= \frac{1}{n_{\delta r}} \cdot (p_s \text{ command} \cdot (-0.03 + 0.99\alpha) + f_s \text{ command})\end{aligned}\quad (4.16)$$

Figuur 4.8 geeft een blokschema van deze formule. Het is geen toeval dat de coëfficiënten van α in de formule vrijwel 1 zijn: de omzetting is zo op te vatten, dat de p_s command en f_s command eerst worden getransformeerd tot p en f commando's in het meetassenstelsel. Dat de kruistermen in het meetassenstelsel vast zijn is een gevolg van het feit, dat de roerafgeleiden in het meetassenstelsel in het gegeven wiskundig model onafhankelijk van α zijn.

(c) resulterende inputvectoren

Het resultaat van de inspanningen tot nu toe is, dat er voor het model in het stabiliteitsassenstelsel (vergelijk tabel 4.2) de volgende ingangen beschikbaar zijn:

$$B = \begin{pmatrix} y_{p_s \text{ command}}^* & y_{f_s \text{ command}}^* \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \quad (4.17)$$

$$\underline{u} = \begin{pmatrix} p_s \text{ command} \\ f_s \text{ command} \end{pmatrix}$$

De waarden van $y_{p_s \text{ command}}$ en $y_{f_s \text{ command}}$ vormen een toevallig bijproduct van de roerkoppeling. Bij het berekenen van de benodigde voorwaartskoppeling in de voorgaande paragraaf is echter al gebleken, dat deze afgeleiden geen grote rol spelen.

4.4.4 Eliminatie van de aerodynamische kruistermen

Met behulp van de nu gevonden \dot{p}_s command en \dot{r}_s command kan een aantal kruistermen eenvoudig worden geëlimineerd.

Bij inspectie van de systeemvergelijkingen in het stabiliteitsassenstelsel (tabel 4.2) en de nieuwe inputvectoren volgens formule (4.17) vindt men de de volgende terugkoppelingen (tekenconventie $u = -Kx$):

\dot{r}_s command = $K_{pr} \cdot p_s$	met $K_{pr} = n_p^*$
\dot{p}_s command = $K_{vp} \cdot v + K_{rp} \cdot r_s$ met $K_{vp} = n_v^*$ en $K_{rp} = l_r^*$	
(4.18)	

Het elimineren van l_v^* lijkt misschien wat overdreven, maar het is toch logisch in de context van een systeem waarin te allen tijde terugkoppeling van φ aanwezig is, en waarin het richtingsroer alleen gebruikt wordt in opzettelijke slipmanoeuvres zoals tijdens het neerstrijken bij een landing met dwarswind.

Men zou nu kunnen veronderstellen, dat met het verwijderen van deze kruistermen het doel bereikt is; dat de rolbeweging dus geheel gescheiden zou zijn van de slip- en gierbeweging. Dit is echter niet het geval. Dit is het duidelijkst aan te tonen door de nu overgebleven systeemmatrix als volgt te herschikken:

$$\begin{pmatrix} v \\ r_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_v^* & y_r^* g \cdot \cos \gamma & y_p^* \\ n_v^* & n_r^* & 0 & 0 \\ 0 & \operatorname{tg} \gamma & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & l_p^* \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v \\ r_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} y_{p_c}^* & y_{r_c}^* \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p_s \text{ command} \\ r_s \text{ command} \end{pmatrix} \quad (4.19)$$

Het systeem bestaat nu dus bijna uit twee gescheiden deelsystemen, immers $\operatorname{tg} \gamma = 0$ in horizontale vlucht, en y_p^* is in het stabiliteitsassenstelsel vrijwel verwaarloosbaar. Maar er is een laatste belangrijke koppeling tussen de beide delen, en wel $y_\varphi = g \cdot \cos \gamma$. En deze term kan in de gegeven vorm van het systeem niet geëlimineerd worden door de terugkoppeling p_s command of r_s command.

4.4.5 Overgang op de toestandsgroothed $(r_s - \frac{g}{V}\varphi)$

Het feit dat er nu in de bereikte systeemmatrix volgens (4.19) een koppeling tussen de rolbeweging en de slip-en gierbeweging blijft bestaan komt niet geheel onverwacht. Het is immers bekend, dat er in een gecoördineerde stationaire bocht moet gelden:

$$r_s = \frac{g}{V} \cdot \cos \varphi \cdot \sin \varphi \approx \frac{g}{V} \cdot \varphi$$

In het gevonden model is nu $y_v^* = g$ en $y_r^* \approx -V$.

Als $(r_s - \frac{g}{V}\varphi)$ een invariant is in de gecoördineerde vlucht, dan is het een goede kandidaat voor een toestandsgroothed in een ontkoppeld systeem.

De benodigde transformatie kan worden uitgevoerd met formules (4.13), waarin:

$x = (v, \varphi, p_s, r_s)$ en $x^* = (v, \varphi, p_s, r_s - \frac{g}{V}\varphi)$. Dan wordt T:

$$T = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & -\frac{g}{V} & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad T^{-1} = \begin{vmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & \frac{g}{V} & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad (4.20)$$

Na het herschikken ontstaan de volgende systeemvergelijkingen:

$$\begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V}\varphi_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_v^* & y_r^* & g \cos \varphi + \frac{g}{V} y_r^* & y_p^* \\ n_v^* & n_r^* - \frac{g}{V} \tan \varphi & \frac{g}{V} (n_r^* - \frac{g}{V} \tan \varphi) & -\frac{g}{V} \\ 0 & \tan \varphi & \frac{g}{V} \tan \varphi & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 1_p \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V}\varphi_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix}$$

$$+ \begin{pmatrix} y_{\dot{p}_c}^* & y_{\dot{r}_c}^* \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{p}_s \text{ command} \\ \dot{r}_s \text{ command} \end{pmatrix} \quad (4.21)$$

Hierin kunnen weer twee kruistermen worden geëlimineerd door de volgende terugkoppelingen:

$$\dot{r}_s \text{ command} = K_{\varphi r} \cdot \varphi_s + K_{pr} \cdot p_s \quad \text{met } K_{\varphi r} = \frac{g}{V} (n_r^* - \frac{g}{V} \text{tg} \gamma) \quad (4.22)$$

$$\text{en } K_{pr} = -\frac{g}{V}$$

De overblijvende kruistermen in horizontale vlucht zijn y_p^* en $g \cdot \cos \gamma - \frac{g}{V} \cdot y_r^*$. Aangezien y_r^* in het stabiliteitsassenstelsel gelijk is aan $-V$ op een klein aerodynamisch effect na, betekent dit dat hiermee het systeem (4.20) praktisch gesproken bestaat uit de volgende volledig ontkoppelde deelsystemen:

$$\begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V} \varphi_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_v^* & y_r^* & \approx 0 & \approx 0 \\ n_r^* & n_r^* - \frac{g}{V} \text{tg} \gamma & 0 & 0 \\ 0 & \text{tg} \gamma & \frac{g}{V} \text{tg} \gamma & 1 \\ 0 & 0 & 0 & l_p \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V} \varphi_s \\ \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix}$$

$$+ \begin{pmatrix} \approx 0 & \approx 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{p}_s \text{ command} \\ \dot{r}_s \text{ command} \end{pmatrix}$$

(4.22)

4.4.6 Conclusie coördinatie door ontkoppeling

Samenvattend bestaat de volledige ontkoppeling uit de volgende betrekkelijk eenvoudige formules, die alle bij goede benadering lineair zijn in de diverse parameters:

- de roerkoppeling volgens (4.14) en (4.15)
- terugkoppeling volgens (4.18) en (4.22)

De getalwaarden voor de Beaver model 1982 worden samengevat in tabel 4.5.

Voor de toepassing van deze formules is kennis nodig van de invalshoek α , van $\frac{g}{V}$, van ρV en $\frac{1}{2} \rho V^2$; en van de volledige asymmetrische toestand (v , φ , p , r). Hiermee is tevens verklaard, waarom deze volledige ontkoppeling in literatuur over klassieke regelingen tot voor kort niet werd aangetroffen (een vergelijkbaar systeem is wel te vinden in ref.2 uit 1979).

Met name de informatie over de invalshoek en de sliphoeck is traditioneel tijdens de vlucht niet met voldoende nauwkeurigheid bekend.

Wanneer deze informatie echter wel bekend mag worden verondersteld (en voor de hier gebruikte toepassing is een hoge nauwkeurigheid van α en β niet eens vereist), dan geeft deze methode de volgende doorslaggevende voordelen:

- de synthese van de verdere regeling van het vliegtuig (gierdemping, rolhoekregeling) wordt sterk vereenvoudigd. De in hoofdstuk 3 besproken terugkoppelingen blijken namelijk precies de vier enige terugkoppelingen te zijn, die in het ontkoppelde systeem mogelijk zijn. In de volgende hoofdstukken wordt besproken, dat de vorm van de deelsystemen daarbij zo eenvoudig is, dat poolplaatsing met de hand mogelijk wordt. Het fysisch inzicht dat dit verschafft is een bijzonder nuttig hulpmiddel bij het bepalen van de benodigde gain scheduling.
- het systeem beschikt over twee volledige ontkoppelde ingangen. Dit betekent, dat het zonder enige verdere complicatie mogelijk is, om hierop een hand-besturing aan te sluiten, waarmee zonder sluppen gemanoeuvreerd kan worden.

Wanneer alle nu gevonden terugkoppelingen worden getransformeerd naar het meetassenstelsel en ingevoerd in tabel 4.1, dan blijkt de benodigde voorwaartskoppeling inderdaad nul te worden (de fysische verklaring voor de terugkoppeling (4.22) is dan ook in paragraaf 4.3.2(b) te vinden). Het is dus wel degelijk mogelijk, om ook de ontkoppeling door terugkoppelingen te analyseren in het meetassenstelsel, het is alleen conceptueel veel moeilijker.

In het meetassenstelsel zouden ook alle verdere terugkoppelingen (gierdemper, rolhoekregeling etc.) voortdurend rekening moeten houden met expliciete gain scheduling met α , om nieuwe koppelingen tussen de modi te vermijden. Dit zou de structuur van de regeling veel onoverzichtelijker maken. Het blijkt dus, dat voor de regeling van een vliegtuig het stabiliteitsassenstelsel het aangewezen assenstelsel is om in te werken, en om een model in te formuleren. Dat wil overigens niet zeggen, dat het ook het aangewezen assenstelsel is, om het model in te identificeren.

Voor het gebruik van de regeling moet steeds de complete toestand bekend zijn, en in die zin is de regeling niet robuust te noemen. Wel is het zo, dat de bijzonder eenvoudige structuur het mogelijk maakt om de robuustheid tegen variaties in condities en parameters goed te doorzien, en eventueel door gain scheduling te verbeteren. Ook de gevolgen van onnauwkeurigheden of opzettelijke vereenvoudigingen in de ontkoppelingen zijn betrekkelijk eenvoudig te beoordelen, aan de hand van de kruistermen die deze oproepen in het model, zoals geformuleerd in de vorm van formule (4.22). . .

4.5 Compensatie van asymmetrische motoreffecten

Bij propellervliegtuigen treden asymmetrische effecten op ten gevolge van het motorkoppel, de propellerslipstroom en gyroscopische effecten.

Een aantal van deze effecten is voor de Beaver geïdentificeerd. Op dit moment is het volledige model echter niet beschikbaar in gepubliceerde vorm. Er moet daarom volstaan worden met enige algemene opmerkingen.

Het voornaamste effect van de motorwerking blijkt te zijn een effect om de topas. Dit wordt vermoedelijk veroorzaakt door de slipstroom van de propeller, die het kielvlak treft. De compensatie kan dus bestaan uit een richtingsroeruitslag.

De sterkte van deze compensatie is lastig te bepalen, omdat er drastische verschillen bestaan tussen de meetgegevens hierover uit de windtunnel en uit vluchtproeven (ref.5).

Bij de identificatie uit vluchtre resultaten is tot nu toe steeds de correlatie onderzocht tussen vliegtuiggedrag en de dimensieloze trekkracht. Mijns inziens moet deze parameter bij de asymmetrische effecten vervangen worden door het dimensieloos gemaakte motorkoppel. Dit punt wordt toegelicht in appendix A.

Naar aanleiding van deze toelichting is er een proefrun gemaakt van het identificatieprogramma waarin deze parameter was toegevoegd aan de keuzemogelijkheden. Het programma verkoos het koppel duidelijk als de betere parameter. Nader onderzoek hieraan lijkt gewenst.

De compensatie van de motorwerking zal nooit volledig worden. Dit is een belangrijke reden om altijd integrerende werking op te nemen in de asymmetrische regelingen.

5 GIERDEMPING

5.1 Inleiding

In voorgaande hoofdstukken is al een paar maal gesproken over de demping van de zwierbeweging. Deze eigenbeweging is van nature matig gedempt.

Het is bekend, dat terugkoppeling van r op het richtingsroer de aangewezen methode is om dit te verhelpen, met als enig probleem dat de referentie van r in een stationaire bocht bijgesteld moet worden. Een klassieke oplossing hiervoor is een washout circuit.

Deze oplossing zal eerst besproken worden. Een groot bezwaar ervan is, dat het washout circuit altijd naijlt op rolbewegingen, en daarom tot grote slipexcursies leidt tijdens manoeuvreren.

Ook zal worden getoond, dat washout vrijwel equivalent is met integrerende terugkoppeling van de sliphoeck; omdat integrerende regeling een exactere eindtoestand geeft, is washout daarom alleen te verdedigen als er geen sensor ter beschikking staat voor de dwarssnelheid of -versnelling.

Daarna wordt met behulp van het in het vorige hoofdstuk gevonden ontkoppelde deelsysteem, de veel betere oplossing besproken om in de plaats van terugkoppeling van r op het richtingsroer, gebruik te maken van terugkoppeling van $r_s - \frac{g}{V} \cos \varphi \sin \varphi$ op het virtuele richtingsroer, eventueel gecombineerd met enige integrerende terugkoppeling van v .

Dit is een formele uitwerking van dezelfde argumenten, die er in ref. 1 al toe leidden om voor deze oplossing te kiezen (al werd daar nog in het meetassenstelsel gewerkt).

De oplossing geeft een in principe perfect resultaat en is eenvoudiger te synthetiseren dan de klassieke oplossing met washout, maar voor een goed resultaat is het nodig dat er informatie beschikbaar is over ten minste β , en liefst ook α (voor de volledige ontkoppeling).

Wanneer die informatie niet beschikbaar is, dan geeft de terugkoppeling van $r - \frac{g}{V} \varphi$ alleen een onvoldoende nauwkeurige coördinatie van de stationaire bocht. Daarom wordt dit systeem ("computed yaw rate") in bijvoorbeeld ref. 6 afgeraad.

Dit is een duidelijk voorbeeld van de situatie die in de inleiding is geschetst, namelijk dat meer informatie over de toestand kan leiden tot een principieel betere ~~en~~ eenvoudiger (althans eenduidiger te synthetiseren) regelstructuur.

Ten slotte wordt even ingegaan op opzettelijke slipmanoeuvres.

5.2 Washout voor de gierdemper

In een gecoördineerde stationaire bocht staat de rotatievector verticaal, en is gelijk aan $\dot{\psi}$. Met enige kleine benaderingen geldt voor de asymmetrische toestandsgrootheden (ref.7):

$$\begin{aligned} v &= 0 \\ \operatorname{tg}\varphi &= \dot{\psi} \cdot V/g \\ p &= -\dot{\psi} \cdot \sin\theta \\ r &= \dot{\psi} \cdot \cos\varphi = \frac{g}{V} \cdot \sin\varphi \end{aligned} \tag{5.1}$$

Ook de symmetrische toestandsgrootheden zijn deels ongelijk aan nul; dat wordt bij de symmetrische regeling besproken.

De roeruitslagen die nodig zijn voor evenwicht zijn dikwijls klein. In sommige bestaande regelingen gaat men er daarom van uit, dat de stationaire bocht voldoende gecoördineerd is, zolang de gierdemper (terugkoppeling van r op het richtingsroer) geen roet in het eten gooit.

De klassieke oplossing is dan washout voor de gierdemper. Dat wil zeggen, dat men de terugkoppelfactor K_r voor de terugkoppeling van r op het richtingsroer vervangt door:

$$K_r \cdot \frac{\tau_s}{1 + \tau_s}$$

Anders geformuleerd: men koppelt terug

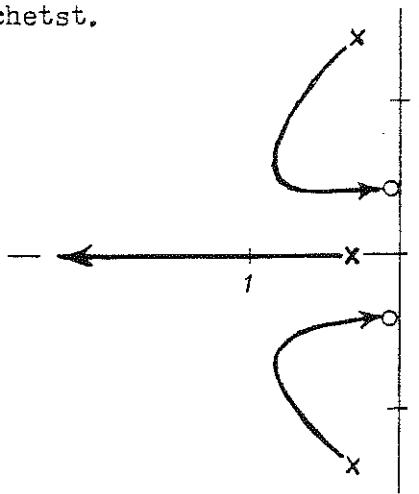
$$K_r \cdot (r - r_{\text{ref}})$$

waarin

$$r_{\text{ref}} = \frac{1}{1 + \tau_s} \cdot r \tag{5.2}$$

Washout voor de gierdemper is een goedkope en eenvoudige oplossing, omdat er geen extra sensor bij nodig is. Dat wil niet zeggen dat washout gratis is. Een eerste nadeel is met de wortelkrommen zichtbaar te maken. In figuur 3.4 werd een wortelkromme gegeven voor de kunstmatige gierdemping. Figuur 5.1 geeft dezelfde wortelkromme, maar nu met washout (tijdconstante 3 seconden). Voor de duidelijkheid is de figuur hieronder geschatst.

Schets 5.1: Wortelkromme voor
gierdemping met
washout 3 seconden



Het washout circuit voegt een pool toe aan het systeem, die enige eigen demping met zich mee brengt. Bij terugkoppeling van r onttrekt deze pool verdere demping aan de dutch roll. Hierdoor kan de gierdemping niet meer naar believen worden opgevoerd, zoals tot dusver het geval was. Bij kortere washouttijden treedt zelfs de situatie op, dat de dutch roll voor geen enkele gierdempings-factor voldoende gedempt is (ref. 6).

Een tweede nadeel van washout is, dat de referentie van r de gewenste waarde met een zekere traagheid volgt. Bij het inzetten van een bocht slaat het richtingsroer eerst in de verkeerde zin uit om de rotatie om de topas te bestrijden. Bij snel manoeuvreren zijn de slipexcursies daardoor even groot als wanneer er geen washout was. Een duidelijk voorbeeld hiervan geeft figuur 5.2 (afkomstig uit ref.1). De tijdconstante van het washout circuit is duidelijk te herkennen in het teruglopen van de door de manoeuvre veroorzaakte sliphoeck.

5.3 Integrerende regeling van de sliphoeck

(a) equivalentie met washout

De toepassing van washout is gebaseerd op de gedachtengang dat coördinatie niet nodig zou zijn als er geen gierdemper was. Het is de richtingsroeruitslag gecommandeerd door de gierdemper, die de ongewenste slip veroorzaakt. In een (quasi-)stationaire eindtoestand is de slip evenredig met de richtingsroeruitslag.

Neem nu een washout circuit van de vorm:

$$r_{ref} = \frac{1}{\tau s + 1} \cdot r \longrightarrow r_{ref} = \frac{r - r_{ref}}{\tau s} \quad (5.3)$$

De sliphoeck is evenredig met de richtingsroeruitslag, en dus met $r - r_{ref}$. Maar dan is r_{ref} volgens (5.3) evenredig met de integraal van de sliphoeck. Onder de naam r_{ref} treedt er dus integrerende regeling op van de sliphoeck.

De momentenvergelijking om de topas luidt voor het quasi-stationaire geval bij benadering:

$$0 = n_v \cdot v + n_p \cdot p - n_r \cdot r + K_{r\delta r} \cdot n_{\delta r} (r - r_{ref}) \quad (5.4)$$

Wanneer het vliegtuig van zichzelf geen coördinatie nodig heeft, kunnen n_p en n_r verwaarloosd worden. Na substitutie van (5.3) in (5.4) volgt:

$$r_{ref} = - \frac{n_v}{K_{r\delta r} \cdot n_{\delta r}} - \frac{1}{\tau_w s} \cdot v \quad (5.5)$$

Terugkoppeling van r_{ref} met $K_{r\delta r}$ komt dus overeen met terugkoppeling van:

$$- \frac{n_{\delta r}}{n_v} \cdot \frac{1}{\tau_w s} \cdot v \quad (5.6)$$

De wortelkrommen en stapresponsies voor een giedemper met washout en een gierdemper met integrerende terugkoppeling van v lijken inderdaad sprekend op elkaar, wanneer de tijdconstanten equivalent worden gekozen.

De figuren 5.4, 5.5 en 5.6 geven enige wortelkrämnen met integrerende werking op v . In die figuren is echter nog iets meer aan de hand. Deze wortelkrommen worden in de volgende paragraaf nader toegelicht.

Ook aan integrerende terugkoppeling in deze vorm kleeft het bezwaar, dat de verstelling van de referentie van r naait op de besturing, zodat bij snel manoeuvreren even grote sliphoecken ontstaan als wanneer er een gierdemper zonder washout werd gebruikt.

(b) voor- en nadelen

Ook al stemmen washout en integrerende regeling van de sliphoeck verregaand overeen, er zijn toch enige wezenlijke verschillen aan te wijzen:

voordelen van washout:

- er is geen sensor nodig voor v. Het feit dat er geen andere sensor nodig is dan die voor r is in het verleden waarschijnlijk steeds doorslaggevend geweest bij de keus voor washout.
- het washout circuit voegt behalve de onvermijdelijke extra pool ook een geringe hoeveelheid demping toe aan het totale systeem (de som van de eigenwaarden neemt toe met $-1/\tau_w$).

voordelen van een integrerende regeling

- de eindtoestand is exact slipvrij, wat bij washout niet het geval is.
- in tegenstelling tot washout onderneemt de integrerende regeling iets tegen uitwendige stoorkoppels, bijvoorbeeld door de motorwerking.

Indien er informatie over v beschikbaar is, dan is de integrerende regeling een principieel betere oplossing dan washout.

5.4 Gierdemping in het ontkoppelde deelsysteem

(a) terugkoppeling van $r_s - \frac{g}{V}\varphi$

Wanneer de ontkoppeling volgens paragraaf 4.4. is doorgevoerd, is de rolcomponent verdwenen uit de zwierbeweging. In de horizontale vlucht ontstaat uit (4.22) het volgende bekende gereduceerde model:

$$\begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V}\varphi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_v^* & y_r^* \\ n_v^* & n_r^* \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v \\ r_s - \frac{g}{V}\varphi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} r_s \text{ command} \quad (5.7)$$

In dit ontkoppelde deelsysteem zijn maar twee terugkoppelingen mogelijk, namelijk die van v op r_s command en die van $r_s - \frac{g}{V}\varphi$ op r_s command. Alleen de laatste terugkoppeling vergroot de demping, omdat het effect op de hoofddiagonaal valt.

Noem de terugkoppelfactor K_{rr} ; dan volgt voor de karakteristieke vergelijking:

$$s^2 - (y_v^* + n_r^* - K_{rr}) \cdot s - (y_v^* n_r^* - n_v^* y_r^* - y_v^* K_{rr}) = 0 \quad (5.8)$$

Figuur 5.3 geeft de wortelkromme voor deze terugkoppeling bij 50 m/s (model 1982). Dit is een volle orde wortelkromme, berekend in het oorspronkelijke model in het meetassenstelsel. Alle ontkoppelde terugkoppelingen uit paragraaf 4.4, en ook de terugkoppeling van $r_s - \frac{g}{V}\varphi$, zijn dus ook naar het meetassenstelsel getransformeerd.

De ontkoppelde zwierbeweging is matig gedempt. De demping kan met K_{rr} naar believen worden ingesteld. Een alternatief voor deze terugkoppeling zou zijn de terugkoppeling van v . In de literatuur wordt aangetroffen de terugkoppeling van de "computed sideslip rate" (ref.2, ref.3):

$$\dot{\beta} = p \propto -r + A_y/V + \frac{g}{V} \cos \theta \cdot \sin \varphi \quad (5.9)$$

waarin A_y = de gemeten dwarsversnelling.

Het verschil met terugkoppeling van $r_s - \frac{g}{V}\varphi$ is in het gereduceerde model alleen gelegen in een vergroting van n_v .

(b) gain scheduling

Het is bekend dat $y_r^* \approx -V$, en dat de andere afgeleiden evenredig zijn met V . Bovendien variëren n_r^* en vooral n_v^* sterk met de invalshoek \propto , zie figuur 4.4.6(b) en (f). Al deze effecten zijn bekend, en het is zonder meer mogelijk om ervoor te compenseren, zodat de poolplaatsing geheel in de hand kan worden gehouden.

Aan de zwierbeweging worden echter qua responsie geen hoge eisen gesteld, hij hoeft alleen maar goed gedempt te zijn (dit gaat niet op voor bepaalde militaire toepassingen, zie ref.3).

Daarom is voorlopig een benaderende gain-scheduling gebruikt, waarbij K_{rf} eenvoudig evenredig met ϵV wordt genomen. Deze gain scheduling leverde voor de drie onderzochte snelheden ongeveer gelijkvormige wortelkrommen. De definitieve keus van de factor K_{rf} moet echter in samenhang met de nu te bespreken integrerende regeling worden gedaan.

(c) integrerende terugkoppeling van de dwarssnelheid

De ontkoppeling is nooit volledig. Bovendien zijn er externe invloeden, met name de motorwerking, die nooit volledig gecompenseerd kunnen worden. Daarom blijft integrerende terugkoppeling van de dwarssnelheid een wenselijke uitbreiding van de regeling.

Het gereduceerde model (5.7) wordt daartoe uitgebreid met de integraal van de dwarssnelheid. De terugkoppelingen zijn alvast in de systeemmatrix opgenomen:

$$\begin{pmatrix} \int v \\ v \\ r_s - \frac{g}{V} \varphi \end{pmatrix}^* = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & y_v & y_r^* \\ -K_{\int vr} & n_v^* & n_r^* - K_{rf} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} v \\ v \\ r_s - \frac{g}{V} \varphi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \dot{r}_s \text{ command}$$

$$s^3 - (y_v + n_r^* - K_r^* \dot{r}) s^2 - (y_v n_r^* - n_v y_r^* - y_v \cdot K_r^* \dot{r}) s + y_r^* K_{\int vr} = 0 \quad (5.10)$$

Naar aanleiding van het onder (b) gestelde is er een eenvoudige gain scheduling bepaald. Enigszins verrassend bleek, dat het voor het Beaver model 1982 goed werkt, om zowel K_{rf} als $K_{\int vr}$ te gain schedulen met ϵV . De figuren 5.4 t/m 5.6 geven de wortelkrommen bij drie verschillende snelheden.

Er blijkt een goede gierdemper te ontstaan voor de volgende factoren:

$$K_{rr} = \frac{V}{1,0269 \cdot 50} \cdot (-0,8)$$

$$K_{\int vr} = \frac{V}{1,0269 \cdot 50} \cdot (+0,0064)$$

(5.11)

Deze gierdemper functioneert goed in horizontale vlucht op 1800 mSA, over het gehele snelheidsbereik. De robuustheid van deze gierdemper tegen andere condities is echter niet gegarandeerd, en moet gecontroleerd worden.

5.5 Opzettelijke slipmanoeuvres

Het systeem met de in de laatste paragraaf geschetste terugkoppelingen en gain scheduling beschikt over een ontkoppelde ingang r_s command.

De overdrachtfunctie van deze ingang op bijvoorbeeld de sliphoek is echter niet steeds dezelfde. Er zijn aanwijzingen, dat de overdracht van het voetenstuur naar de regeling zodanig moet zijn, dat het voetenstuur een β' commandeert (ref.3). Dan is er gain scheduling nodig, en misschien een dynamisch filter, tussen het voetenstuur en de regeling.

De voornaamste manoeuvre waarbij opzettelijk geslipt wordt is het neerstrijken bij een landing met dwarswind. Dit is dus een belangrijke conditie om rekening mee te houden bij het ontwerpen van deze overdracht.

6 DE ROLHOEKREGELING

6.1 Het gereduceerde model

De rolhoekregeling zal alleen worden ontworpen in het ontkoppelde model. De reden is, dat er zonder ontkoppeling bijna geen zinnig woord te zeggen valt over de verwachte ligging van de polen, zodat de regeling een zeer sterk ad hoc karakter kri jgt, en de robuustheid tegen variërende vluchtcondities bijzonder moeilijk valt te garanderen.

Zoals in hoofdstuk 5 het eerste deelsysteem van de matrix (4.22) werd beschouwd, beperken wij ons dus hier tot het tweede deelsysteem. In horizontale vlucht heeft dat de volgende bijzonder eenvoudige vorm:

$$\begin{pmatrix} \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix}^* = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & l_p^* \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \varphi_s \\ p_s \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix} \cdot \dot{p}_s^{\text{command}} \quad (6.1)$$

De waarde van l_p^* is evenredig met ϵV . Ook is er enige invloed van de invalshoek α (zie fig.4.6.(e)).

In de gegeven formulering van het model is l_p^* de enige afgeleide die het ene vliegtuig van het andere onderscheidt. De waarde kan, binnen redelijke grenzen, naar believen veranderd worden door terugkoppeling van p_s op $\dot{p}_s^{\text{command}}$. De effectieve waarde wordt dan $l_p^* - K_{pp}$.

Omdat de verdere regeling voor een gegeven effectieve l_p^* voor alle vliegtuigen identiek wordt, zal aan deze effectieve waarde een apart symbool worden toegekend:

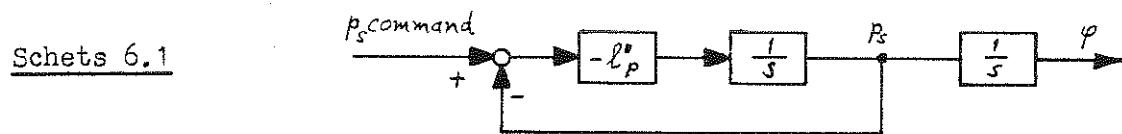
$$l'_p = l_p^* - K_{pp} \quad (6.2)$$

6.2 Eenvoudige rolbesturing

Het systeem in formule (6.1) heeft als ingang p_s^{command} . Deze ingang correspondeert met een hoekversnelling, en op een factor $\frac{1}{2} C V^2$ na, met een rolroeruitslag.

Het rolroer wordt in het algemeen echter meer geassocieerd met een gecommandeerde rolsnelheid, dan met een gecommandeerde roversnelling, om redenen die in figuur 6.1 worden samengevat.

Daarom is deze stap hier ook gedaan. Figuur 6.2 toont hoe het blokschema van (6.1) dan vereenvoudigd kan worden tot de volgende standaardvorm:



De matrix representatie wordt:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{p}_s \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & l_p^* \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ -l_p^* \end{pmatrix} \cdot p_s^{\text{command}} \quad (6.3)$$

met als overdrachtfunctie:

$$p_s = \frac{1}{1 + \tau s} \cdot p_s^{\text{command}} \quad (6.4)$$

$$\tau = -1/l_p^*$$

De p_s^{command} kan direct gecommandeerd worden door de stuurkolom (natuurlijk onder gain scheduling van de stuurkrachten en -uitslagen). Er kan slipvrij mee gemanoeuvreerd worden, en in principe is de rolhoek bij nulinput constant, omdat een volledig ontkoppeld vliegtuig rolhoek-indifferent is. Dit besturingssysteem wordt in de literatuur zelfs wel aangetroffen voor niet volledig ontkoppelde vliegtuigen (ref.6).

6.3 Control wheel steering

De rolbesturing uit de vorige paragraaf is in het geheel niet bestand tegen externe stoorsignalen. Een koppel ten gevolge van de motorwerking bijvoorbeeld, geeft bij ingangssignaal nul een stationaire rolsnelheid.

Bij terugkoppeling van φ geeft het koppel altijd nog een stationaire fout in de rolhoek. Er zijn dus eigenlijk twee integraties in serie nodig.

Daartoe moet het systeem als volgt uitgebreid worden:

$$\begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \varphi \\ p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ \frac{K_{\varphi p} \cdot l_p}{\tau_i} + K_{\varphi p} \cdot l_p & 0 & l_p \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\varphi} \\ \varphi \\ p \end{pmatrix}$$

$$s^3 - l_p^2 \cdot s^2 - K_{\varphi p} \cdot l_p^2 \cdot s - K_{\varphi p} \cdot l_p^2 = 0 \quad (6.5)$$

De terugkoppeling $K_{\varphi p} \cdot (1 + \frac{1}{\tau_i s})$ is hierbij gedefinieerd op de ingang p_s command.

Figuur 6.3 geeft het blokschema van de regeling. Bijzondere aandacht is vereist voor het stuurcommandosignaal. Naast het commanderen van een p_s , zoals reeds besproken bij de rolbesturing, moet dit signaal immers ook zorgen voor het verstellen van de referentie van φ . Dit wordt hier gedaan door het p_s commando signaal te integreren. Hiermee wordt de control wheel steering in feite een model referentie systeem voor p en φ .

Met de op deze wijze gedefinieerde control wheel steering is een regeling mogelijk, die dynamisch praktisch hetzelfde is als de reeds gegeven rolbesturing, maar die bovendien zelfs onder sterk variërende condities (stijgen, dalen, verandering van snelheid en motorregeling) een eenmaal aangenomen rolhoek foutloos handhaaft.

In ref.2 wordt een vereenvoudigde vorm van de hier voorgestelde regeling toegepast. Daar wordt namelijk ($p-p_s$ command) teruggekoppeld met PI-werking ("automatic zero roll rate trim"). De reden, dat het gebruik van φ daar is vermeden is misschien, dat het een besturing voor een jachtvliegtuig betreft, en φ is in extreme vliegtoestanden (vertical duikvlucht e.d.) niet gedefinieerd.*

In ref.9 wordt een systeem beschreven, dat nog meer overeenkomt met het hier afgeleide. Alleen is daar de integratie van φ vervangen door terugkoppeling van de (door integratie berekende) dwarsverplaatsing y , aanvankelijk ten opzichte van de omringende lucht, maar later zelfs ten opzichte van de grond. Deze integrerende werking is alleen actief bij gecommendeerde rolhoeken beneden de $2,5^\circ$. Bij grotere gecommendeerde rolhoeken wordt de integratie stilgezet.

) Een wat subtieler verschil is, dat in ref.2 zowel p_s als p_s command beide van dezelfde versterkingsfactor zijn voorzien, terwijl er volgens figuur 6.2 een verschil l_p^ tussen die twee zou moeten bestaan. Dit is echter hierdoor te verklaren, dat de eigen roldemping van het jachtvliegtuig in ref.2 verwaarloosbaar wordt verklaard ten opzichte van de kunstmatige roldemping.

6.4 Polen en nulpunten van de rolhoekregeling

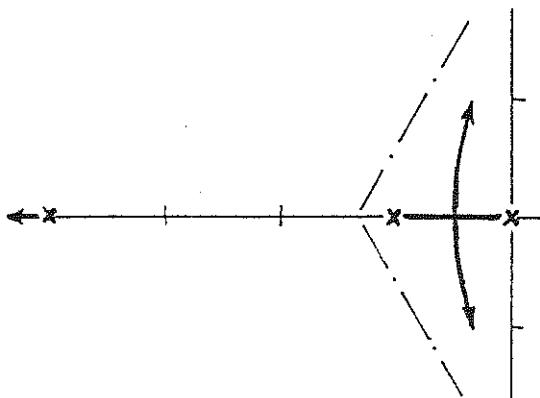
(a) wortelkrommen

De wortelkrommen voor de gegeven terugkoppelingen zijn met de hand te tekenen. Het beeld van terugkoppeling van φ is al besproken in paragraaf 3.2(b). Het is echter niet duidelijk, wat de beste poolplaatsing is. In ref.9 wordt een systeem beschreven, waarin de "roll mode" tijdconstante tot iets onder de 1 seconde werd gebracht.

In dat geval liggen de beide polen nog een stuk uit elkaar op de reële as. Dan kan de ene pool geïdentificeerd worden met de rolsnelheid, de andere met de rolhoek. Het toevoegen van integratie heeft dan het volgende effect:

Schets 6.2

Effect van het toevoegen van integratie van aan de rolhoekregeling



Een mogelijke poolplaatsing is dan: één snelle rolpool en een complex polenpaar voor φ en $\dot{\varphi}$ met bijvoorbeeld een demping van 0,7. Het is echter niet duidelijk of dit inderdaad een goede oplossing is.

(b) gain scheduling

Zonder kunstmatige gierdemping is de waarde van l_p evenredig met ρ^V .

In ref.2 wordt een regeling voor een jachtvliegtuig besproken, waarin l_p vrijwel geheel bestaat uit kunstmatige gierdemping. Ook daar is de waarde evenredig met ρ^V : dat volgt daar namelijk uit de eis, dat het systeem bij maximale p_s command ook direct de maximale \dot{p}_s command levert, kortom: dat vol knuppel direct vol rolroer geeft, wat voor een jachtvliegtuig van belang is.

Het valt te overwegen, om de roldemping van de Beaver niet kunstmatig te vergroten; en om als dat toch gebeurt de roldemping althans evenredig met ρV te houden. Dit is waarschijnlijk het meest logisch uit een oogpunt van roerhoekbeperking.

In dat geval ligt het voor de hand, om alle polen evenredig met ρV te maken. Dan volgt uit de karakteristieke vergelijking (6.5) de volgende gain scheduling:

$$\begin{aligned} K_{\varphi p} &\text{ met } \rho V \\ 1/\tau_i &\text{ met } \rho V, \text{ dus } \tau_i \text{ met } 1/\rho V \end{aligned} \tag{6.6}$$

Het is echter ook mogelijk, om de rolbeweging geheel onafhankelijk van de snelheid te maken. Deze weg is kennelijk gevuld in ref.9 (een regeling voor de Boeing 737) hoewel de tekst daar niet helemaal duidelijk over is.

(c) getallenvoorbeeld

Als voorbeeld van de mogelijkheid om de roldynamica geheel onafhankelijk van de vliegsnelheid te maken worden in de figuren 6.3 t/m 6.5 enige wortelkrommen gegeven.

De figuren zijn tevens gebruikt, om de ontkoppeling zoals ontwikkeld in hoofdstuk 4, te testen. Daartoe zijn ze berekend in het meetassenstelsel. Alle terugkoppelingen zijn dus eerst in het stabiliteitsassenstelsel afgeleid, en daarna naar het oorspronkelijke model in het meetassenstelsel getransformeerd.

Zowel de ontkoppeling als de poolplaatsing met formule (6.5) blijken perfect te werken. De drie wortelkrommen zijn, op de vaste ligging van de dutch roll polen na, identiek.

Een rolbeweging met een tijdconstante iets sneller dan 1 seconde wordt bereikt voor $K_{\varphi p} = 1$ bij een l_p^1 van circa -10.

7. DE KOERSREGELING

7.1 Inleiding

In een niet-slippende horizontale bocht geldt:

$$\dot{\psi}^* = \frac{g}{V} \cdot \operatorname{tg} \varphi \quad (7.1)$$

Het gereduceerde systeem (6.3) kan dus op eenvoudige wijze worden uitgebreid met de toestanden die bij een koersregeling van belang zijn. Figuur (7.1) geeft het blokschema van de regeling, de tecostandsvergelijkingen worden:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \psi \\ \varphi \\ p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & g/V & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ K_{\psi\varphi}/\tau_i \cdot K_{\varphi p} l_p' & K_{\psi\varphi} \cdot K_{\varphi p} \cdot l_p' & K_{\varphi p} \cdot l_p' & l_p' \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \psi \\ \varphi \\ p \end{pmatrix} \quad (7.2)$$

De karakteristieke vergelijking luidt dan:

$$s^4 - l_p' \cdot s^3 - K_{\varphi p} \cdot l_p' \cdot s^2 - K_{\psi\varphi} \cdot K_{\varphi p} \cdot \frac{g}{V} \cdot l_p' \cdot s - \frac{K_{\psi\varphi}}{\tau_i} \cdot K_{\varphi p} \cdot \frac{g}{V} \cdot l_p' = 0 \quad (7.3)$$

Poolplaatsing is weer met de hand mogelijk, waarbij geldt dat de som van de eigenwaarden gelijk is aan l_p' .

In ref. 1 is met volle wortelkrommen getoond dat deze modelreductie ook in een niet volledig ontkoppeld systeem vrijwel exacte resultaten oplevert, zowel met als zonder integrerende regeling.

Zelfs een verder gaande reductie levert nog heel goede resultaten, wanneer de rolhoekregeling veel sneller is dan de koersregeling. Stel dat we de responsie van φ op φ_{command} als instantaan beschouwen* ten opzichte van de koersregeling, dan ontstaat het volegende gereduceerd systeem:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \psi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 \\ g/V \end{pmatrix} \cdot \varphi_{\text{command}} \quad (7.4)$$

* Voor de orde van grootte van deze responsietijd is in het voorgaande hoofdstuk circa 1 seconde gebruikt.

7.2 De plaats van integratie in het blokschema

In systeem (7.2) zijn wel opgenomen de toestandsgrootheden φ , $\dot{\varphi}$ en $\ddot{\varphi}$ maar de grootheid $\int\varphi$ uit (6.5) is als zodanig verdwenen en vervangen door ψ in het blokschema volgens figuur 7.1.

Het zou qua structuur eenvoudiger zijn geweest de rolhoekregeling van hoofdstuk 6 in zijn geheel als binnenlus te gebruiken voor de koersregeling, volgens het blokschema van figuur 7.2. Ook dan treedt er integratie van ψ op in de doorgaande keten. Het polen- en nulpuntenbeeld van de beide schema's kan zonder problemen identiek gemaakt worden.

Het antwoord op de vraag of er ~~is~~ een wezenlijk verschil is tussen de twee structuren hangt er van af, waar de storing die men wil integreren aangrijpt in het blokschema.

Twee belangrijke storingsbronnen zijn in de schema's ingetekend. Het eerste is het motorkoppel (en slipstroomeffecten om de langas); het tweede is het verschil tussen ψ en $\frac{g}{V}\varphi$ ten gevolge van dwarskrachten (slip, compensatie van stoorkoppels met richringsroeruitslag en dergelijke)

Het is bekend, dat de statische afwijking ten gevolge van een storende invloed nul is, wanneer er in de doorgaande keten van de terugkoppeling een integratie voorkomt voor de storing (ref.8).

Bij vergelijking van de figuren 7.1 en 7.2 blijkt dat er voor de eerste storing in beide schema's een terugkoppellus is aan te wijzen waarvoor dat geldt. Voor de tweede storing geldt dat alleen in het eerste schema, voor buitenste lus. De conclusie is dat er integrerende werking opgenomen moet worden in de buitenste terugkoppellus, omdat die alle fouten omvat. Daarmee is overigens niet aangetoond dat de integratie in een binnenlus zinloos zou zijn. Maar iedere integrerende lus binnen een cascaderegeling verhoogt de orde van het systeem met één, en het lijkt daarom zinvol het aantal integraties zoveel mogelijk te beperken.

Er zijn nog meer mogelijkheden om te komen tot blokschema's waarin de tweede foutenbron wordt voorafgegaan door een integratie; bijvoorbeeld door de terugkoppeling van ψ te vervangen door differentiatie van ψ , of door washout voor de terugkoppeling van ψ . Deze mogelijkheden lijken hier minder geschikt. Op dergelijke schema's wordt teruggekomen bij de localiser regeling.

De systeemmatrix met terugkoppeling luidt:

$$\begin{pmatrix} \dot{\psi} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ K_{\psi\varphi}/\tau_i \cdot \frac{g}{V} & K_{\psi\varphi} \cdot \frac{g}{V} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \psi \\ \varphi \end{pmatrix} \quad (7.5)$$

Met als karakteristieke vergelijking:

$$s^2 - K_{\psi\varphi} \cdot \frac{g}{V} \cdot s - \frac{K_{\psi\varphi}}{\tau_i} \cdot \frac{g}{V} = 0 \quad (7.6)$$

Deze vereenvoudiging zal nog met een getallen voorbeeld worden toegelicht in paragraaf 7.3

7.3 Getallen voorbeeld

De vier polen van de koersregeling kunnen naar believen worden ingesteld. Simulatie zal moeten uitwijzen wat een redelijke instelling is.

Als voorbeeld wordt hier gegeven een koersregeling met integrerende werking met polen in $-0,2 \pm 0,2i$, dus met een goed gedempte responsie in circa 5 seconden, werkend op een rolhoekregeling als in het voorgaande hoofdstuk met $l_p^* = -10$ en $K\varphi_p = +2$.

(a) sterk vereenvoudigd model

In het sterk vereenvoudigde model (6.4) hebben we alleen te maken met de polen van de koersregeling. De karakteristieke vergelijking moet dus luiden:

$$(s + 0,2 - 0,2i)(s + 0,2 + 0,2i) = s^2 + 0,4s + 0,08 = 0$$

Gelijkstellen met (6.6) levert:

$$K\varphi_p \cdot \frac{g}{V} = 0,4$$

$$\tau_i = 5 \text{ seconden}$$

Voor constante eigenwaarden is dus gain scheduling met V nodig voor $K\varphi_p$. Er is ook iets te zeggen om $K\varphi_p$ vast te kiezen; dan wordt de snelheid van de koersregeling omgekeerd evenredig met de vliegsnelheid. Om de demping op een waarde van 0,7 te houden moet dan τ_i evenredig met de snelheid worden gemaakt.

(b) "volledig" model

In het "volledige" model (6.2) zijn er vier polen. We kiezen weer de polen van de koersregeling in $-0,2 \pm 0,2i$. De twee andere polen zijn waarschijnlijk reëel. Voor de karakteristieke vergelijking volgt:

$$(s + d)(s + c)(s^2 + bs + a) = 0$$

met $b = 0,4$ en $a = 0,08$. Uitschrijven van de coëfficiënten en gelijkstellen aan (6.3) levert:

$$-l_p^{**} = b + c + d$$

$$-K\varphi_p \cdot l_p^{**} = a + bc + cd + db$$

Enig elementair rekenwerk levert:

$$l_p^* = -10 \quad \} \rightarrow$$

$$K_{\varphi_p} = +2$$

$$K_{\varphi\varphi \cdot \frac{g}{V}} = +0,36$$

$$\tau_i = 5,6 \text{ sec.}$$

Het blijkt dus dat het vereenvoudigde model (7.4) weliswaar geen exacte resultaten levert, maar toch een nuttig inzicht geeft.

Het is om dit soort redenen dat het zin heeft het model in blokschema's als een cascaderegeling voor te stellen. Een tweede reden is dat het bij deze formulering eenvoudig wordt de plaats in het systeem aan te wijzen waar bijvoorbeeld een beperking van de gecommandeerde rolhoek tot 30° kan worden opgenomen.

7.4 De rolhoekbeperking

De koersregeling commandeert rolhoeken in de orde van $1 \text{ à } 2^\circ$ rolhoek per 1° koersafwijking. Het is dus nodig een niet-lineaire beperking in de regeling op te nemen om te voorkomen dat er te grote rolhoeken worden gecommandeerd, zeg boven de 30° .

De eenvoudigste plaats om die beperking op te nemen is in de φ_{command} baan, in fig. 7.1.

Wanneer de rolhoekbeperking geraakt wordt is de koersregeling geen lineair systeem meer. Ook de integratie van de koersafwijking moet dan zeker gestopt worden. Dit niet-lineaire systeem moet apart geanalyseerd worden voor diverse begincondities. In de volgende paragraaf wordt een voorstel gedaan dat dit deel van het systeem in het lineaire gebied kan houden.

7.5 Het inschakelen van de modus

De integrerende werking voorziet in compensatie van uitwendige storingen, zoals motorkoppels en zwaartepuntsverplaatsingen. Het is onbevredigend wanneer deze compensatie bij inschakelen van een andere modus steeds op nul wordt geïnitieerd. Overschakelen van bijvoorbeeld control wheel steering naar koersregeling leidt dan tot een slingerende manoeuvre, zelfs als het vliegtuig exact op koers was.

Een tweede punt is het inschakelen van de koersregeling wanneer de ingestelde koers op dat moment niet gevlogen wordt. Vanaf een bepaalde afwijking commandert de koersregeling dan onmiddelijk 30° dwarshelling, wat tot een zeer scherpe overgangmanoeuvre leidt.

Een voorgestelde oplossing om het overschakelen tussen de modi te stroomlijnen is, in iedere mode een washout circuit mee te nemen dat na inschakelen de actuele roeruitslagen in bijvoorbeeld 1 seconde laat overfaden naar de in de modus zelf berekende roeruitslagen.)

Deze tijdconstante is een compromis tussen de tijd waarin men 30° rolhoek kan commanderen en de tijd waarin het vliegtuig effectief zonder stabiliserende terugkoppelingen mag vliegen. Mijns inziens is deze oplossing niet elegant, alleen al omdat hij principieel onbruikbaar is voor vliegtuigen die van automatische stabilisatie afhankelijk zijn. Een voordeel is natuurlijk wel dat het stroomlijnen van de overschakeling geheel binnen de modi zelf gebeurt, en dat de enige informatie die tussen de modi moet worden doorgegeven de actuele roerhoek is op het moment van overschakelen.

In figuur 7.3 wordt nu een ander voorstel gedaan voor de overschakeling van bijvoorbeeld control wheel steering naar koersregeling. In dit voorstel wordt de informatie van de ene modus naar de andere modus doorgegeven op het niveau van $\varphi_{command}$.

De voornaamste kenmerken zijn:

- de gecommandeerde koers is niet gelijk aan de geselecteerde koers, maar volgt deze via een filter dat vloeiende overgangen geeft en een vooraf in te stellen maximale verloopsnelheid. Hierdoor wordt het ook mogelijk met de koersregeling te manoeuvreren door de geselecteerde koers te verstellen.
- de uitgang van dit filter wordt bij inschakelen van de modus geïnitialiseerd op φ_{actual} . De responsie bij inschakelen van de modus met $\varphi_{actual} \neq \varphi_{select}$ is dus net zo als bij het in de modus selecteren van een nieuwe koers. Deze responsie volgt het filter. Er is dus sprake van een model referentie systeem.

- de integrator wordt geinitialiseerd op dezelfde waarde aan equivalente φ_{command} als de integrator in de modus die verlaten wordt: op deze manier wordt de informatie die opgeslagen was over de externe storende invloeden aan de nieuwe modus overgedragen.

Door deze initialisaties blijven de roeruitslagen op het moment van overschakelen onveranderd, zodat schokken vermeden worden; toch is de nieuwe modus direct volledig ingeschakeld.

Wanneer het maximum van de verloopsnheid van φ_{command} in het filter zo wordt ingesteld dat het correspondeert met een rolhoek die kleiner is dan 30° , dan zal de rolhoekbeperking in de φ_{command} baan bijna nooit geraakt worden. Afgezien van het filter is de regeling dan in principe weer lineair. De rolhoekbeperking fungeert alleen nog als buffer tegen uitzonderelijke omstandigheden.

8. DE LOCALISER REGELING

8.1 Inleiding

In het voorgaande hoofdstuk werd de rolhoekregeling uitgebreid tot een koersregeling. Op precies dezelfde manier kan deze koersregeling weer worden uitgebreid tot een localiserregeling. Daartoe wordt het systeem uitgebreid met de dwarsverplaatsing y (in meters) en zijn integraal:

*)

$$\dot{y} = V \cdot \psi \quad (8.1)$$

Het blokschema in figuur 8.1 en de onderstaande matrix tonen dat het systeem dezelfde (op schaalfactoren na) kanonieke vorm heeft als de koersregeling:

$$\begin{pmatrix} \dot{y} \\ y \\ \psi \\ p \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & V & 0 \\ 0 & 0 & 0 & g/V \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{y} \\ y \\ \psi \\ p \end{pmatrix}$$

$$\begin{pmatrix} K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p' \\ \frac{K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p'}{\tau_i} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p' \\ K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p' \\ K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p' \\ K_{\varphi p} l_p' \end{pmatrix}$$

met als karakteristieke polynoom:

$$s^5 - l_p'^4 s^4 - K_{\varphi p} l_p'^3 s^3 - K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p'^2 s^2 - K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p' s - \frac{K_{y\psi} K_{\psi\varphi} K_{\varphi p} l_p'}{\tau_i} = 0 \quad (8.2)$$

Door de overeenkomst in vorm geldt net als bij de koersregeling:

- alle demping is afkomstig uit de roldemping
- alle schakels in de terugkoppeling zijn nodig om de volgende schakel te dempen.
- willekeurige poolplaatsing is met de hand mogelijk.

Evenals bij de koersregeling is het niet zonder meer duidelijk welke combinatie van terugkoppelfactoren een optimale oplossing geeft.

Ter vereenvoudiging kan weer een model bekijken worden waarin ψ instantaan reageert op ψ_{command} zodat:

$$\begin{pmatrix} \dot{y} \\ y \\ \psi \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & V \\ -\frac{K_{y\psi} K_{\psi\varphi} \cdot \frac{g}{V}}{\tau_i} & -K_{y\psi} K_{\psi\varphi} \cdot \frac{g}{V} & -K_{\psi\varphi} \frac{g}{V} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{y} \\ y \\ \psi \end{pmatrix} \quad (8.3)$$

*) Eigenlijk is $y = v \cdot \cos \theta + V \cdot \sin \psi \approx v + V \cdot \psi$; maar in de gecoördineerde vlucht is $v=0$. Bij de volle orde wortelkrommen is v natuurlijk wel meegenomen.

met als karakteristieke vergelijking:

$$s^3 + K_{\psi\varphi} \frac{g}{V} s^2 + K_y K_{\psi\varphi} g s + \frac{K_y \psi}{\tau_i} \cdot K_{\psi\varphi} g = 0 \quad (8.4)$$

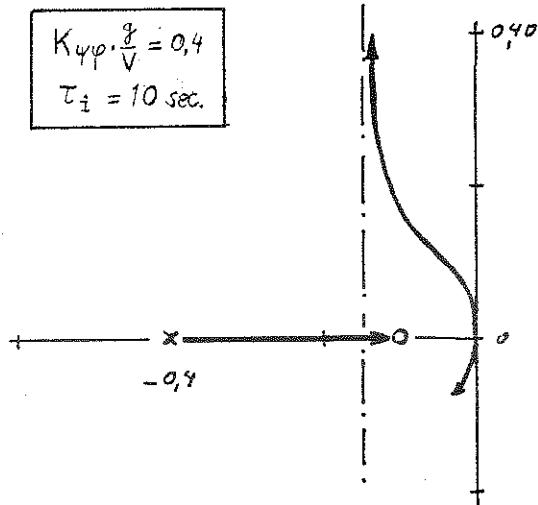
In dit deelsysteem is de som van de drie eigenwaarden gelijk aan $K_{\psi\varphi} \frac{g}{V}$.

Wanneer $K_{\psi\varphi}$ constant wordt gehouden, worden de tijdconstanten van het systeem, bij een gegeven polenconfiguratie, evenredig met V . De gevlogen afstanden en uitwijkingen worden evenredig met V^2 . Voor $K_y \psi$ is gain scheduling met $1/V^2$ nodig. Het is misschien beter om $K_y \psi \frac{g}{V}$ constant te houden zodat de tijdconstanten van het systeem steeds gelijk blijven. De gevlogen afstanden en uitwijkingen zijn dan evenredig met V . Voor $K_y \psi$ onstaat gain scheduling met $1/V$.

In ref. 1 is een aantal wortelkrommen gegeven. Een wortelkromme die aansluit bij het getallen voorbeeld van de koersregeling in paragraaf 7.3 is hieronder geschatst:

Schets 8.1:

Wortelkromme voor een PI-regeling van y met tijdsconstante 10 seconden



8.2 Het range probleem

In de vorige paragraaf is de dwarsverplaatsing y geïntroduceerd als toestands-grootheid. De localiser geeft echter geen directe informatie over de dwarsverplaatsing, maar over een hoek die de positie van het vliegtuig in bovenaanzicht maakt met de as van de landingsbaan. Uit de geometrie in figuur 8.2 volgt:

$$y = R.\lambda \quad (8.5)$$

Wanneer er range informatie beschikbaar is, kan hieruit direct y berekend worden en er doet zich geen probleem voor. Is dat echter niet zo dan kan men slechts λ terugkoppelen in de plaats van y . Dit betekent in feite dat de terugkoppel-factor voor y omgekeerd evenredig wordt met R .

Aangezien de totale demping in het systeem niet toeneemt zal de regeling bij een vooraf te bepalen R onstabiel worden.

In ref.1 is op dit probleem ingegaan. Het bleek dat het met enige moeite misschien mogelijk is een regeling te construeren die over groot range bereik bruikbaar blijft. Verreweg de beste oplossing is echter toch te proberen aan range informatie te komen en dan y terug te koppelen in plaats van λ . *)
Gebruikelijke systemen zijn: DME, berekening van de range uit de hoogte op het glijpad, en integratie van de snelheid, beginnend bij een marker beacon.

*) Hierbij dient wel aandacht te worden besteed aan het feit dat zonder beperking op de gecommendeerde koers de mogelijkheid bestaat dat het vliegtuig naast de localiser gaat cirkelen. In dit opzicht althans is de terugkoppeling van λ op $\psi_{command}$ handiger omdat daarbij een vast verband bestaat tussen de koers en de afwijking (in graden) op de localiser. Men zou dan de ψ -demping kunnen gain schedulen met R .

8.3 Dwarswindcompensatie

Een localiser nadering zal in het algemeen worden uitgevoerd bij een variabele dwarswind met een gemiddelde ongelijk aan nul. In figuur 8.1 is deze invloed van de dwarswind getekend als een uitwendige storing op de werkelijk (ten opzichte van de grond) gevlogen koers, dus als een equivalente koers.

Bij proportionele terugkoppeling van y op ψ_{command} is het duidelijk dat een permanente dwarswind tot gevolg zal hebben een permanente afwijking van de gewenste vliegbaan. Een normale opstuurkoers is circa 10° per 1° localiser. Bij 10° equivalente dwarswindkoers stabiliseert het vliegtuig zich dan op 1° localiser. Dit is niet acceptabel.

(a) integrerende werking

Het invoeren van integrerende werking is de voor de hand liggende remedie. Schets 8.1 gaf al een wortelkromme voor zo'n regeling. Een probleem met integrerende regeling is echter dat hij noodgedwongen vrij traag is omdat de versterkingsfactoren binnen redelijke grenzen moeten blijven. In de dwarswind kunnen echter snelle en grote variaties optreden. Daarom is er gezocht naar oplossingen die sneller reageren op een verandering in de dwarswind.

(b) washout voor de terugkoppeling van ψ

Men kan het dwarswind probleem ook opvatten als een probleem met de referentie van ψ . In de aanwezigheid van dwarswind moet de referentie worden bijgesteld. Door toepassing van washout wordt de waarde van ψ indifferent. In ref.1 is aangetoond dat deze oplossing vrijwel identiek is met integrerende regeling, op exact dezelfde manier als een soortgelijke equivalentie die in paragraaf 5.3 van dit verslag is beschreven voor de gierdemping.

(c) differentiatie van y

Met washout voor ψ wordt de statische fout nul omdat de feitelijke gevulde koers er indifferent door wordt. Een ander mogelijkheid daartoe is differentiërende regeling. In figuur 8.3 geeft het blokschema, vergeleken met een blokschema waarin ψ wordt teruggekoppeld. Het polen- en nulpuntenbeeld van de beide schema's is volledig identiek. Toch zijn er twee belangrijke verschillen in aan te wijzen. In de eerste plaats treedt er bij terugkoppeling van y een integrator op in de doorgaande keten voor de storing door dwarswind. De statische fout in $(y - y_{\text{ref}})$ ten gevolge van dwarswind wordt dus nul.

In de tweede plaats is de overdrachtsfunctie van ψ_{cross} op $(y - y_{\text{ref}})$ ook in dynamische zin gewijzigd. Fysisch is dat als volgt in te zien: bij een ψ_{cross} die stapvormig verandert zal het vliegtuig van nature tegen de wind indraaien,

en tegelijk opzij gezet worden.

Terugkoppeling van ψ veroorzaakt dan een rolbeweging van de wind af, die dus de baanafwijking aanvankelijk nog vergroot. Bij terugkoppeling van \dot{y} wordt direct de juiste rolbeweging tegen de wind in gecommandeerd.

Wat betreft het gedrag ten opzichte van de voornaamste uitwendige storing, de dwarswind, is terugkoppeling van \dot{y} dus zowel statisch als dynamisch zeker te verkiezen boven terugkoppeling van ψ .

Er dient echter rekening mee gehouden te worden, dat differentiatie op zich stochastisch niet zo'n goed idee is, omdat de ruis erdoor versterkt wordt. Doordat het systeem traag is, kan echter de meeste ruis er af gefilterd worden (tamme D-werking).

(d) de dwarswind als een te observeren onbekend ingangssignaal

Een andere manier om tegen het dwarswind probleem aan te kijken is, door als probleem te zien hoe men de grootte ervan kan schatten; en door er vervolgens voor te corrigeren. Zo bekijken is integrerende regeling een primitieve manier van schatten. De einduitkomst van de integratie is wel een vaste, een juiste, correctie voor een vaste crosswind, en dus een schatting. Maar een integrerende regeling interpreteert iedere afwijking van de vliegbaan als een gevolg van dwarswind, terwijl het misschien gewoon de capture manoeuvre is.

Intuïtief bekijken zou men de crosswind voor een gelineariseerd, gecoördineerd vliegtuig als volgt kunnen schatten:

$$\psi_{\text{cross}} \stackrel{\text{def}}{=} \frac{\dot{y}}{V} - \psi \quad (8.6)$$

Een enigszins getemde schatter (observer) voor ψ_{cross} zou dus zijn:

$$\psi_{\text{cross}} = \frac{1}{1 + \tau_o s} \cdot \left(\frac{\dot{y}}{V} - \psi \right) \quad (8.7)$$

Uit het schema in figuur 8.4 blijkt dat bij "voorwaartskoppeling" van deze schatting de terugkoppeling van ψ overgaat in die van:

$$\text{met de factor } K_{\psi\varphi} \cdot \frac{\tau_o s}{1 + \tau_o s}$$

$$\dot{y} \text{ met de factor } \frac{K_{\psi\varphi}}{V} \cdot \frac{1}{(1 + \tau_o s)} \quad (8.8)$$

Het aardige is nu, dat dit een combinatie is van terugkoppeling van ψ met washout volgens (b) van deze paragraaf, met tamme D-werking volgens (c) van deze paragraaf.

De verdeling is zo, dat voor de frequentie boven $1/\tau_{obs}$ de terugkoppeling van ψ het werk doet, en voor frequenties daaronder de D-werking.

De overgang kan naar believen ingesteld worden, en heeft geen invloed op de ligging van de polen van het systeem (behalve op die van de observer). Bij een zeer snelle washout kan men de terugkoppeling van ψ wel weggelaten, in het omgekeerde geval die van y .

Integrerende regeling blijft overigens nodig om de fouten uit andere oorzaken te neutraliseren. Het voordeel van het betrekken van tamme D-werking bij de regeling is dus niet, dat de integratie dan weggelaten kan worden. Het is alleen daarin gelegen, dat de dynamische responsie op dwarswindvariaties erdoor verbeterd wordt..

Een punt om rekening mee te houden is, dat een systeem met ψ -terugkoppeling anders reageert op het onbekende range probleem dan een systeem met D-werking. Zie hierover ref.1.

9. CONCLUSIE

Er is een complete structuur voor een asymmetrische regeling voor de DHC-2 "Beaver" ontworpen. Hierbij is zoveel mogelijk vermeden om ad hoc oplossingen toe te passen. De structuur van de regeling, zowel als gebruikte synthesemethode zijn in feite onafhankelijk van de parameters van het wiskundig model van het vliegtuig.

Alle parameters van de regeling kunnen op eenvoudige wijze met de hand bepaald worden. Voor een deel volgen ze direct uit de parameters van het vliegtuig, en voor een deel uit de gewenste poolplaatsing voor de diverse modi. Voor alle parameters zijn redelijk geachte getallen voorbeelden gegeven, maar de definitieve poolplaatsing van de diverse modi moet bij simulatie gekozen worden.

De synthese van de regeling blijkt het eenvoudigst te verlopen wanneer men werkt in het stabiliteitsassenstelsel, zelfs al heeft het model in een meetassenstelsel een eenvoudiger vorm.

Voor een voorspelbare syntheseprocedure is het nodig, om het model te ontkoppelen in twee onafhankelijk deelsystemen, waarvan het ene de zwierbeweging vertegenwoordigt en het andere de rolbeweging. Deze systemen worden voorzien van hun eigen, ontkoppelde ingangen. Deze ontkoppeling maakt de synthese met klassieke methoden, waarin de ontwerpgrootheden slechts één voor één gevarieerd kunnen worden, hanteerbaar. Het is natuurlijk niet gezegd, dat de ontkoppeling een optimale regeling oplevert; het zou interessant zijn, om een optimale regeling te berekenen voor het volledig ontkoppelde model, met ontkoppelde ingangen, en te kijken of deze optimale regeling kruistermen produceert in het model.

Naast de keuze van de parameters is er nog een aantal punten dat nader uitgezocht moet worden:

- de overdracht van de handbesturing op de rolhoekregeling ("control wheel steering") en die van het voetenstuur op de sliphoek, en de benodigde stuurkrachten;
- de compensatie voor asymmetrische motoreffecten (dit is geen probleem zodra het betreffende model beschikbaar is);
- de robuustheid van de regeling tegen andere variaties dan die van V en α ; indien nodig, de degradatie ten gevolge van onvolledige ontkoppeling en andere fouten of opzettelijke vereenvoudigingen in de regeling;

- de robuustheid van de regeling tegen andere problemen, zoals sensor failure;
- de beperking van de rolhoek tot 30° ;
- het overschakelen tussen de modi.

Bij het vierde en vijfde punt valt op te merken, dat robuustheid hoe dan ook een moeilijk en belangrijk punt is. Een ontwerp, waarin de polen en nulpunten door allerlei gain scheduling steeds op hun meest gunstige plaats worden gehouden, is robuust te noemen in de zin dat het uitstekende prestaties zal leveren over een veel groter bereik van condities dan zonder gain scheduling mogelijk is. Maar ieder terugkoppelingssignaal hangt daarin wel van diverse sensoren af, zodat de robuustheid tegen sensor failure misschien moeilijker na te gaan is.

Het overschakelen tussen de modi kan mijns inziens alleen goed gebeuren door de elementen met geheugenwerking in de modus bij inschakelen op de juiste wijze te initialiseren.

Een voorbeeld is gegeven in paragraaf 7.5.

REFERENTIES

1. Lammertse, P.: Structuren en versterkingsfactoren voor een stuurautomaat voor de DHC-2 "Beaver". Deel II. Richtingsroer en rolroeren. Tussenverslag vijfdejaarsopgave, mei 1983.
2. Mitchell, A.R.: Direct force mode flight control for a vectored lift fighter. AIAA 79-1744.
3. Huber, R.R., R.D. Holdridge: An improved lateral stability augmentation system for air-to-air tracking. AIAA 79-1773.
4. Hoogstraten, J.A.: A survey of CASPAR, the Control system Analysis and Synthesis Program package for Aerospace Research. Report LR-336, February 1983.
5. Mulder, J.A., J.G. den Hollander, H. Binkhorst: Aerodynamic model identification from dynamic flight test data and windtunnel experiments. Delft University of Technology, Report LR-361, October 1982.
6. Blakelock, J.H.: Automatic control of aircraft and missiles. John Wiley & Sons, New York, 1965.
7. Etkin, B.: Dynamics of atmosphere flight. John Wiley & Sons, 1972.
(ISBN 0-471-24620-4)
8. Cool, J.C., F.J. Schijff, T.J. Viersma: Regeltechniek. Elsevier, Amsterdam/Brussel, 1977.
9. Lambregts, A.A., D.G. Cannon: Development of a control wheel steering mode and suitable displays that reduce pilot workload and improve efficiency and safety of operation in the terminal area and in windshear. AIAA 79-1887.

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}} &= \underline{Ax} + \underline{Bu} \\ A_y &= \underline{c} \cdot \underline{x} + \underline{d} \cdot \underline{u} \\ \underline{x} &= (v \ \phi \ p \ r \ \psi \ y)^T \quad \underline{u} = (\delta a \ \delta r)^T\end{aligned}$$

v = dwarssnelheid (m/s)
 ϕ = rolhoek (rad)
 p = rolsnelheid (rad/s)
 r = giersnelheid (rad/s)
 ψ = koershoek (rad) *afwijking in de*
 y = dwarsverplaatsing (m) *afwijking in de*
 A_y = ~~dwarsverplaatsing~~ (specifieke aerodynamische kracht) (m/sec^2) *in Y-richting*

$$A = \begin{pmatrix} y_v & y_\phi & y_p & y_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \operatorname{tg} \theta_o & 0 & 0 \\ l_v & l_\phi & l_p & l_r & 0 & 0 \\ n_v & n_\phi & n_p & n_r & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1/\cos \theta_o & 0 & 0 \\ 1 & -v \sin \alpha_o & 0 & +v \cos \theta_o & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} y_{\delta a} & y_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ l_{\delta a} & l_{\delta r} \\ n_{\delta a} & n_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

v = vliegsnelheid (m/s)
 h = hoogte (mSA)
 α = invalshoek (rad)
 γ = ~~steeg~~^{bau} hoek (rad)
 p_z = motorinlaatdruk ("Hg)
 n = motortoerental (rpm)

tabel 2.1 NOTATIES IN GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER IN HET MEETASSENSTELSEL

BEAVER MODEL 1968 LINEARISATIES

$M = 2215 \text{ kg}$
 $I_{xx} = 4167.8 \text{ kgm}^2$
 $I_{yy} = 6549.9 \text{ kgm}^2$
 $I_{zz} = 9806.6 \text{ kgm}^2$
 $\gamma c_{xz} = -359.9 \text{ kgm}^2$

BEAVER MODEL 1982 LINEARISATIES

$M = 2342.5 \text{ kg}$
 $I_{xx} = 5345.5 \text{ kgm}^2$
 $I_{yy} = 6948.8 \text{ kgm}^2$
 $I_{zz} = 11198.5 \text{ kgm}^2$
 $\gamma c_{xz} = 171.6 \text{ kgm}^2$

voorlijk zwaartepunt: $x_{cg} = +0.276 \text{ m} = 17,4 \%$ g.a.b.

$z_{cg} = -0.892 \text{ m}$

standaard zwaartepunt: $x_{cg} = +0.4937 \text{ m} = 31,1 \%$ g.a.b.

$z_{cg} = -0.892 \text{ m}$

achterlijk zwaartepunt: $x_{cg} = +0.639 \text{ m} = 40,3 \%$ g.a.b.

$z_{cg} = -0.892 \text{ m}$

$62,5^\circ$
 $1502,5^\circ$

tabel 2.2 GEWICHTEN EN TRAAGHEIDSGROOTHEDEN IN DE GEBRUIKTE MODELLEN

$$A = \begin{pmatrix} -0,18429 & +9,745 & +5,3417 & -50,037 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & +0,10737 & 0 & 0 \\ -0,17262 & 0 & -9,6943 & +1,4618 & 0 & 0 \\ +0,033935 & 0 & +0,10829 & -0,42488 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1,0057 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 50 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & +0,8224 \\ 0 & 0 \\ -12,062 & +0,87022 \\ +0,086279 & -2,794 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

v = 50 m/s

h = 1800 mSA

α = 0,1070 rad

(=6,13°)

γ = 0°

p_z = 22,2 "Hg

n = 2000 rpm

notaties, zie tabel 2.1

tabel 2.3 GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER

MODEL 1968

50 m/s

(VEROUDERD MODEL)

$$A = \begin{pmatrix} -0,29980 & +9,7219 & +2,3557 & -78,311 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & +1,0 & -0,011359 & 0 & 0 \\ -0,15753 & -0,071717 & -9,6761 & +3,820 & 0 & 0 \\ +0,014833 & +0,0006456 & -1,6708 & -0,97423 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1,0 & 0 & 0 \\ +1,0 & -2,3779 & 0 & +79,932 & 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} -3,0654 & +7,795 \\ 0 & 0 \\ -23,827 & +1,3398 \\ -0,6809 & -8,4298 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$\bar{c} = (-.2998 \quad -.078488 \quad -.22177 \quad +1.6534 \quad 0 \quad 0)$$

$$d = (-3.0654 \quad +7.795)$$

v = 80 m/s

h = 1800 mSA

α = 0,029728 rad

(= $1^\circ 42'$)

γ = -0.041088 rad

(= $-2^\circ 21'$)

p_z = 37,0 "Hg

n = 2300 rpm

notaties, zie tabel 2.1

tabel 2.4 GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER

MODEL 1982

80 m/s

$$A = \begin{pmatrix} -.18726 & +9.6595 & +5.6522 & -48.643 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & +1.0 & +.11445 & 0 & 0 \\ -.098356 & -.071257 & -6.0784 & +2.3853 & 0 & 0 \\ +.0092697 & +.00064148 & -1.0440 & -.60887 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1.0065 & 0 & 0 \\ +1.0 & -5.6998 & 0 & 0 & 50.0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} -1.1974 & +3.5134 \\ 0 & 0 \\ -9.3075 & +0.52099 \\ -.26598 & -3.3033 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$C = (-.18726 \quad -.077984 \quad -.047606 \quad +1.0309 \quad 0 \quad 0)$$

$$D = (-1.1974 \quad +3.5134)$$

$$\begin{aligned} V &= 50 \text{ m/s} \\ h &= 1800 \text{ mSA} \\ \alpha &= .11424 \text{ rad} \\ &\quad (= 6^\circ 33') \\ \gamma &= 0.000 \text{ rad} \\ p_z &= 21.3 \text{ "Hg} \\ n &= 2000 \text{ rpm} \end{aligned}$$

notaties, zie tabel 2.1

tabel 2.5 GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER

MODEL 1982

50 m/s

$$A = \begin{pmatrix} -.13092 & +9.3758 & +9.1628 & -33.045 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1.0 & +.27447 & 0 & 0 \\ -.068705 & -.069164 & -4.2933 & +1.6623 & 0 & 0 \\ +.0064875 & +.00062264 & -.73046 & -.42614 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & +1.0369 & 0 & 0 \\ +1.0 & -9.2382 & 0 & 0 & 35.0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} -.58674 & +2.1368 \\ 0 & 0 \\ -4.5606 & +.25319 \\ -.13033 & -1.6279 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$d = (-.13092 \quad -.075694 \quad -.075356 \quad +.71357 \quad 0 \quad 0)$$

$$c = +(-.58674 \quad +2.1368)$$

$$v = 35 \text{ m/s}$$

$$h = 1800 \text{ mSA}$$

$$\alpha = .26711 \text{ rad}$$

$$(\text{=} +15^\circ 18')$$

$$\gamma = 0.00 \text{ rad}$$

$$p_z = 20.0 \text{ "Hg}$$

$$n = 2000 \text{ rpm}$$

notaties, zie tabel 2.1

tabel 2.6 GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER

MODEL 1982

35 m/s

$$a_2 = l_{\delta a} \cdot y_p$$

$$+ n_{\delta a} \cdot y_r$$

$$a_1 = l_{\delta a} \cdot (-y_p n_r + y_r n_p + y_\phi \\ + K_{p\delta r} \cdot n_{\delta r} y_r - K_{r\delta r} \cdot n_{\delta r} y_p) \\ + n_{\delta a} \cdot (y_p l_r - y_r l_p + y_\phi \operatorname{tg} \theta_o \\ - K_{p\delta r} \cdot l_{\delta r} y_r + K_{r\delta r} \cdot l_{\delta r} y_p)$$

$$a_0 = l_{\delta a} \cdot (-y_\phi n_r + y_\phi \\ + K_{\phi\delta r} \cdot n_{\delta r} (y_r - y_p \operatorname{tg} \theta_o) + K_{p\delta r} \cdot n_{\delta r} y_\phi \operatorname{tg} \theta_o - K_{r\delta r} \cdot n_{\delta r} y_\phi \\ + n_{\delta a} \cdot (y_\phi l_r - y_\phi l_p \operatorname{tg} \theta_o \\ + K_{\phi\delta r} \cdot l_{\delta r} (y_r + y_p \operatorname{tg} \theta_o) - K_{p\delta r} \cdot l_{\delta r} y_\phi \operatorname{tg} \theta_o + K_{r\delta r} \cdot l_{\delta r} y_\phi)$$

$$b_2 = l_{\delta r} \cdot y_p \\ + n_{\delta r} \cdot y_r$$

$$b_1 = l_{\delta r} \cdot (-y_p n_r + y_r n_p + y_\phi \\ + K_{p\delta a} \cdot n_{\delta a} y_r - K_{r\delta a} \cdot n_{\delta a} y_p) \\ + n_{\delta r} \cdot (y_p l_r - y_r l_p + y_\phi \operatorname{tg} \theta_o \\ - K_{p\delta a} \cdot l_{\delta a} y_r + K_{r\delta a} \cdot l_{\delta a} y_p)$$

$$b_0 = l_{\delta r} \cdot (-y_\phi n_r + y_\phi \\ + K_{\phi\delta a} \cdot n_{\delta a} (y_r - y_p \operatorname{tg} \theta_o) + K_{p\delta a} \cdot n_{\delta a} y_\phi \operatorname{tg} \theta_o - K_{r\delta a} \cdot n_{\delta a} y_\phi \\ + n_{\delta r} \cdot (y_\phi l_r - y_\phi l_p \operatorname{tg} \theta_o \\ - K_{\phi\delta a} \cdot l_{\delta a} (y_r + y_p \operatorname{tg} \theta_o) - K_{p\delta a} \cdot l_{\delta a} y_\phi \operatorname{tg} \theta_o + K_{r\delta a} \cdot l_{\delta a} y_\phi)$$

tabel 4.1 DE COEFFICIENTEN VAN DE OVERDRACHTSFUNCTIE VOOR ROERCOÖRDINATIE,

$$\frac{\delta_r}{\delta_a} = - \frac{a_2 s^2 + a_1 s + a_0}{b_2 s^2 + b_1 s + b_0} \quad (4.6 \text{ bis})$$

UITGESCHREVEN ONDER VERWAARLOZING VAN $y_{\delta r}$ EN $y_{\delta a}$

$$\begin{aligned}\dot{\underline{x}}^* &= A^* \underline{x}^* + B^* \underline{u} \\ \underline{x}^* &= (v \ \phi_s \ p_s \ r_s \ \psi_g) \\ A_y &= cx^* + du\end{aligned}$$

v = dwarssnelheid (m/s)
 ϕ_s = rolhoek in stabiliteitsassenstelsel (rad)
 p_s = rolsnelheid in stabiliteitsassenstelsel (rad/s)
 r_s = giersnelheid in stabiliteitsassenstelsel (rad/s)
 ψ = koershoek (rad) afwijkingshoek in de
 y = dwarsverplaatsing (m)
 A_y = specifieke dwarskracht (m/sec^2) afwijkingshoek in de ... in Y-richting

$$A = \begin{pmatrix} y_v & g \cos \gamma & y_p^* & y_z^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \operatorname{tg} \gamma & 0 & 0 \\ l_v^* & 0 & l_p^* & l_r^* & 0 & 0 \\ n_v^* & 0 & n_p^* & n_r^* & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1/cos \gamma & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & v \cdot \cos \gamma & 0 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} y_{\delta a} & y_{\delta r} \\ 0 & 0 \\ l_{\delta a}^* & l_{\delta r}^* \\ n_{\delta a}^* & n_{\delta r}^* \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$C = (y_v \ 0 \ y_p^* \ y_r^* + v \ 0 \ 0)$$

$$D = (y_{\delta a}^* \ y_{\delta r}^*)$$

tabel 4.2 NOTATIES IN GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER IN HET
STABILITEITSASSENSTELSEL

$$y_p^* = y_p \cos \alpha + y_r \sin \alpha$$

$$y_r^* = -y_p \sin \alpha + y_r \cos \alpha$$

$$l_v^* = l_v \cos \alpha + n_v \sin \alpha$$

$$n_v^* = -l_v \sin \alpha + n_v \cos \alpha$$

$$n_p^* = n_p \cos^2 \alpha + (n_r - l_p) \sin \alpha \cos \alpha - l_r \sin^2 \alpha$$

$$l_r^* = l_r \cos^2 \alpha + (n_r - l_p) \sin \alpha \cos \alpha - n_p \sin^2 \alpha$$

$$l_p^* = l_p \cos^2 \alpha + (l_r + n_p) \sin \alpha \cos \alpha + n_r \sin^2 \alpha$$

$$n_r^* = n_r \cos^2 \alpha + (l_r + n_p) \sin \alpha \cos \alpha + l_p \sin^2 \alpha$$

$$l_{\delta a}^* = l_{\delta a} \cos \alpha + n_{\delta a} \sin \alpha$$

$$l_{\delta r}^* = l_{\delta r} \cos \alpha + n_{\delta r} \sin \alpha$$

$$n_{\delta a}^* = -l_{\delta a} \sin \alpha + n_{\delta a} \cos \alpha$$

$$n_{\delta r}^* = -l_{\delta r} \sin \alpha + n_{\delta r} \cos \alpha$$

tabel 4.3 TRANSFORMATIE FORMULES VOOR ENIGE STABILITEITSAFGELEIDEN
VAN LICHAAMSVAST MEETASSENSTELSEL MET INVALSHOEK α NAAR
STABILITEITSASSENSTELSEL

$$A^* = \begin{pmatrix} -.18726 & -9.801 & +0.070 & -48.97 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -0.09877 & 0 & -5.855 & +2.987 & 0 & 0 \\ +0.02042 & 0 & -4.4420 & -0.8318 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 50 & 0 \end{pmatrix}$$

$$B^* = \begin{pmatrix} -1.1974 & +3.5134 \\ 0 & 0 \\ -9.2772 & +.14104 \\ +0.79673 & -3.3412 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$$

$$c^* = (-.18762 \ 0 \ +0.070 \ 1.03 \ 0 \ 0)$$

$$d^* = (-1.1974 \ +3.5134)$$

tabel 4.4 GELINEARISEERD MODEL VAN DE BEAVER GETRANSFORMEERD NAAR HET STABILITEITSASSENSTELSEL
MODEL 1982
50 m/s

$$\dot{\delta}_a = \frac{1}{l_{\delta_a}} \cdot (\dot{p}_s \text{ command} + \dot{r}_s \text{ command}, (0.16-1.01\alpha))$$

$$\dot{\delta}_r = \frac{1}{n_{\delta_r}} \cdot (\dot{p}_s \text{ command}, (-0.03+0.99\alpha) + \dot{r}_s \text{ command})$$

$$l_{\delta_a} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2}{\frac{1}{2}*1.0269*502} \cdot (-9.3075)$$

$$n_{\delta_r} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2}{\frac{1}{2}*1.0269*502} \cdot (-3.3033)$$

$$\dot{p}_s \text{ command} = n_v^* \cdot v + l_r^* \cdot r_s$$

$$n_v^* \approx \frac{\rho V}{1.0269*50} \cdot (0.0178+0.095\alpha)$$

$$l_r^* \approx \frac{\rho V}{1.0269*50} \cdot (2.44+4.66\alpha)$$

$$\dot{r}_s \text{ command} = \frac{g}{V} (n_r^* - \frac{g}{V} \operatorname{tg}\gamma) \cdot + (n_p^* - \frac{g}{V}) \cdot p_s$$

$$n_p^* \approx \frac{\rho V}{1.0269*50} \cdot (-0.99+4.66\alpha)$$

$$n_r^* \approx \frac{\rho V}{1.0269*50} \cdot (-0.50-3.12\alpha)$$

(De benadering voor n_r^* is betrekkelijk grof, zie fig. 4.6(f); voor de niet in α gelineariseerde stabiliteitsafgeleide zie tabel 4.3).

tabel 4.5 GELINEARISEERDE BENADERINGEN VOOR DE ONTKOPPELING VAN DE ROLBEWEGING EN DE SLIP/GIERBEWEGING VAN DE BEAVER MODEL 1982
(α in radiaal en)

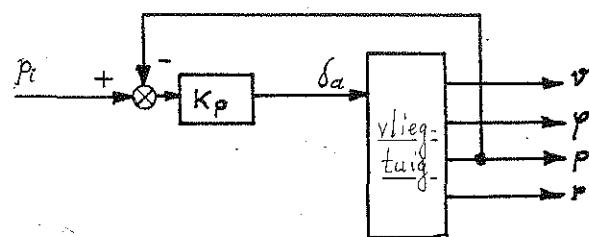
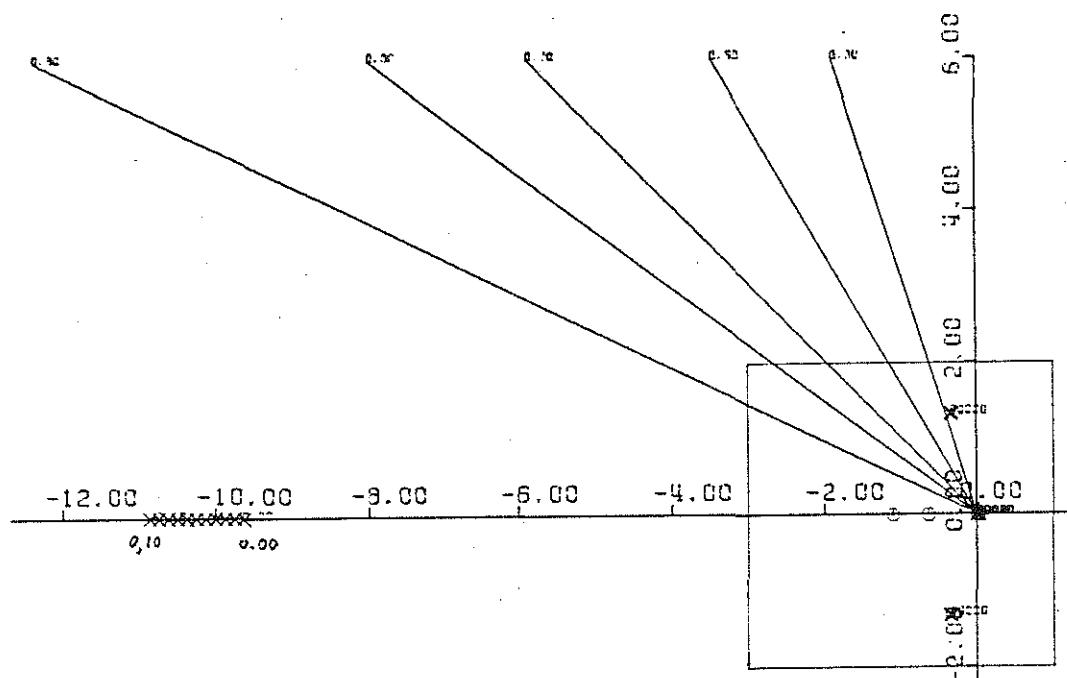


fig. 3.1: WORTELKROMME VOOR DE TERUGKOPPELING
VAN ROLSNELHEID OP ROLROER
BEAVER MODEL 1968 bij 50 m/s
 $K_p = 0 \text{ tot } 0,1$

(zie ook volgend blad)

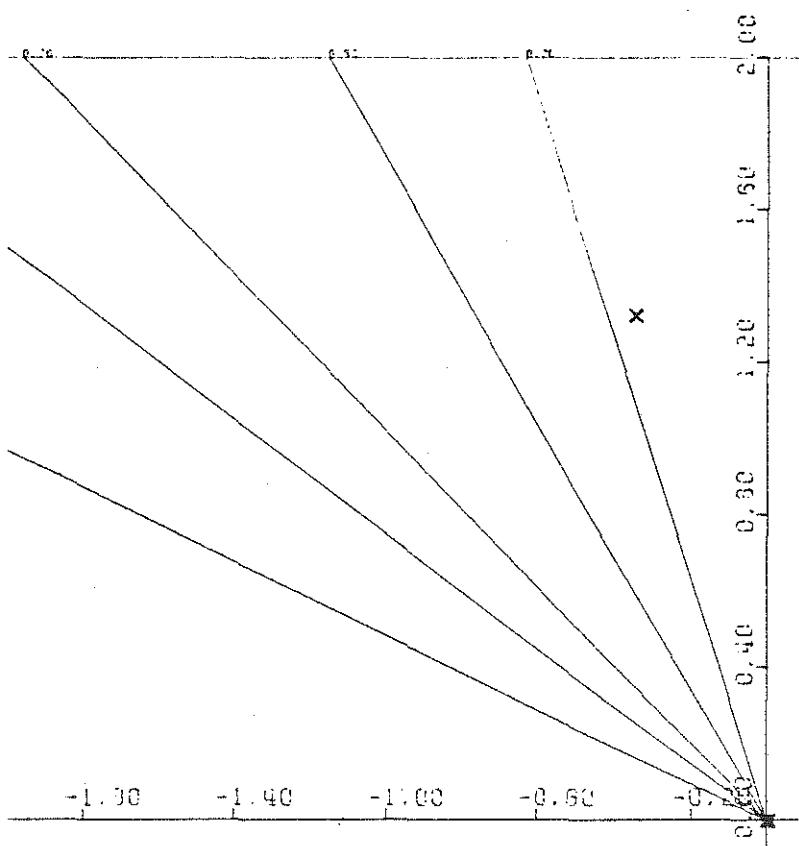


fig. 3.1: DETAIL

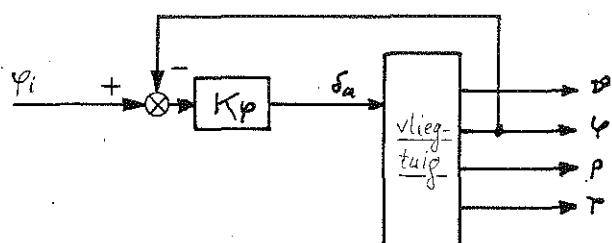
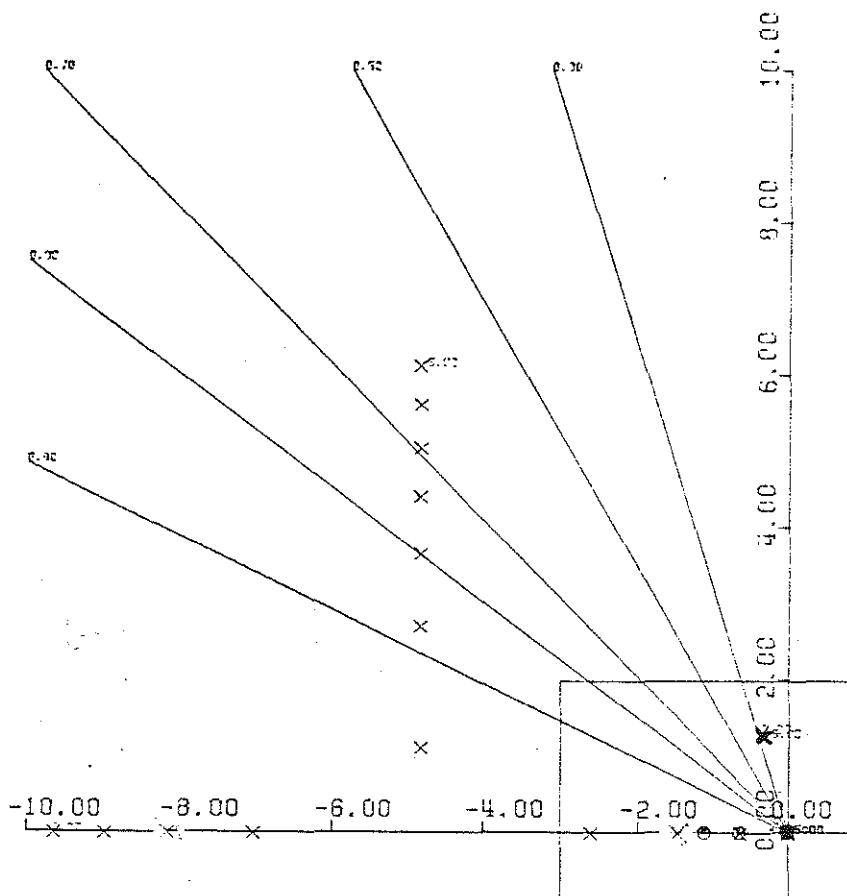


fig. 3.2:
WORTELKROMME VOOR DE TERUGKOPPELING
VAN ROLHOEK OP ROLROER
BEAVER MODEL 1968 bij 50 m/s
 $K_\varphi = 0 \text{ tot } 5$

(zie ook volgend blad)

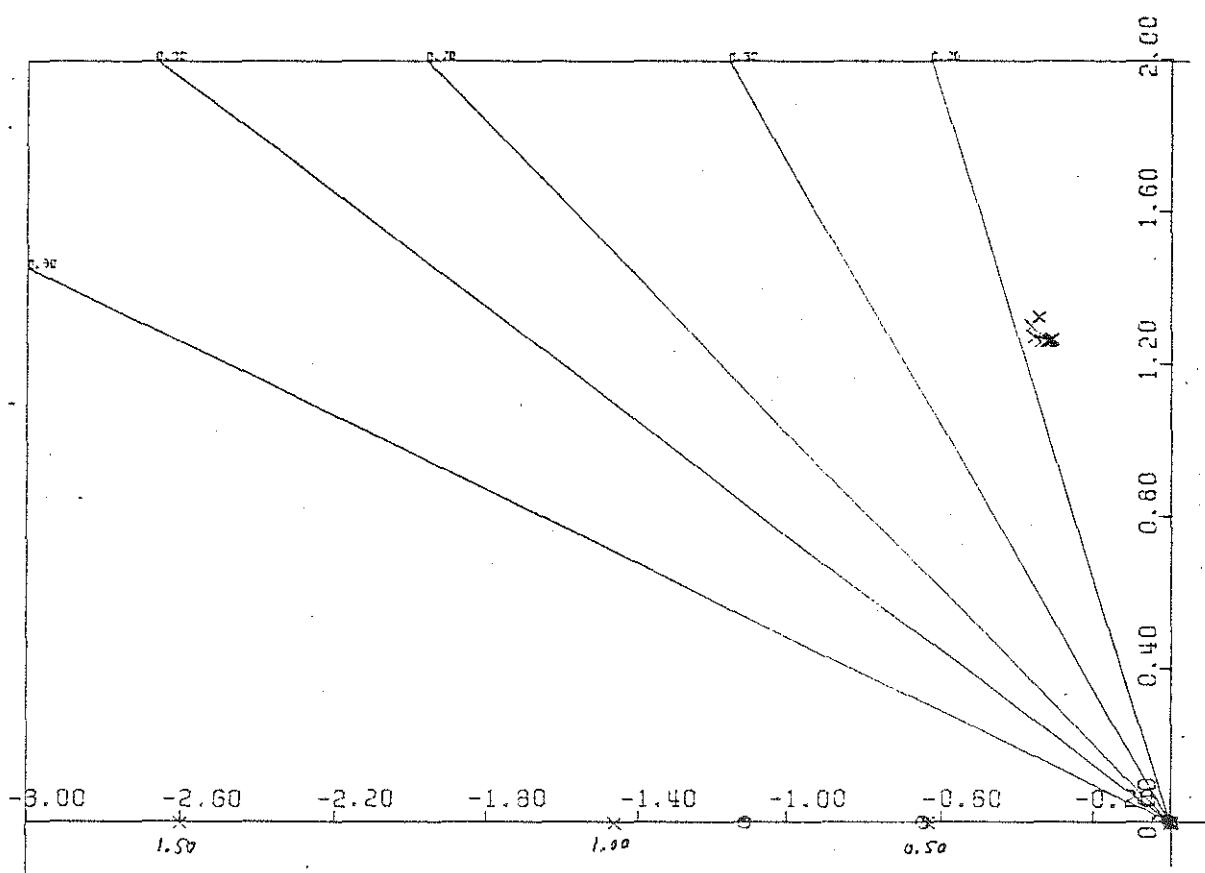


fig. 3.2: DETAIL

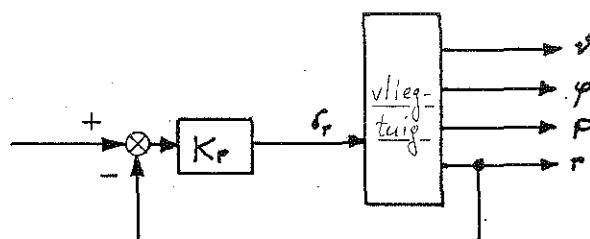
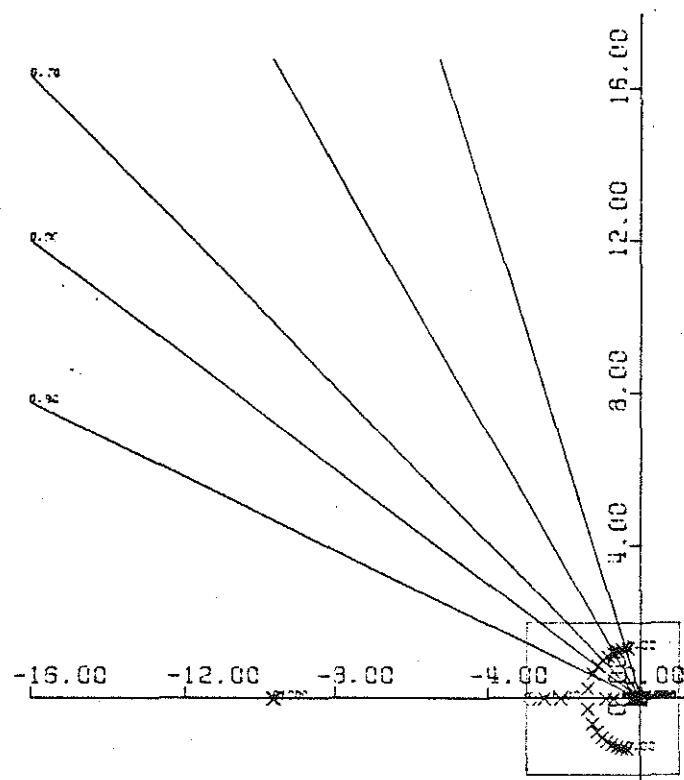


fig. 3.3:

WORTELKROMME VOOR KUNSTMATIGE GIERDEMPING

BEAVER MODEL 1968 bij 50 m/s

$K_d = 0 \text{ tot } 1$

(zie ook volgend blad)

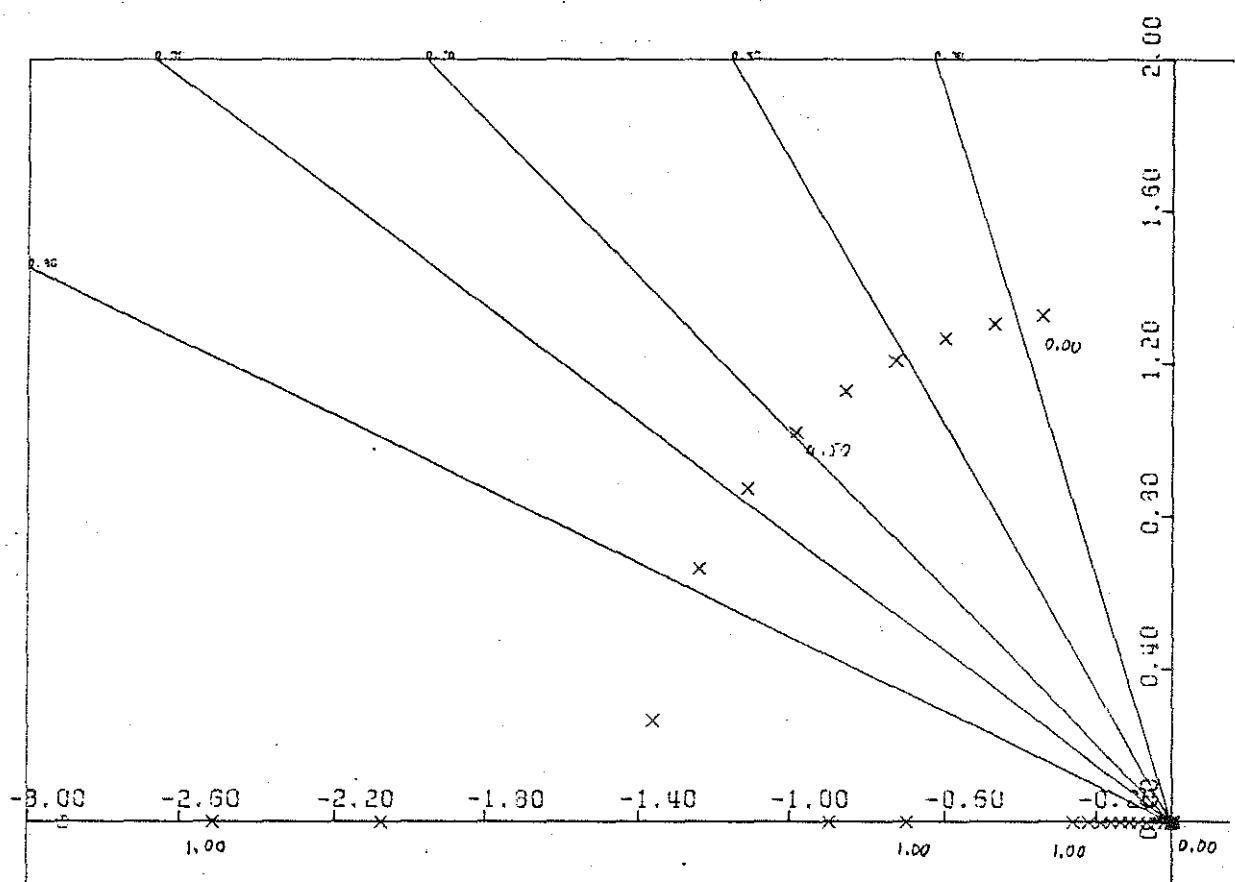


fig. 3.3: DETAIL

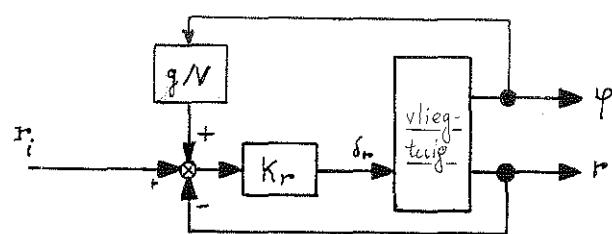
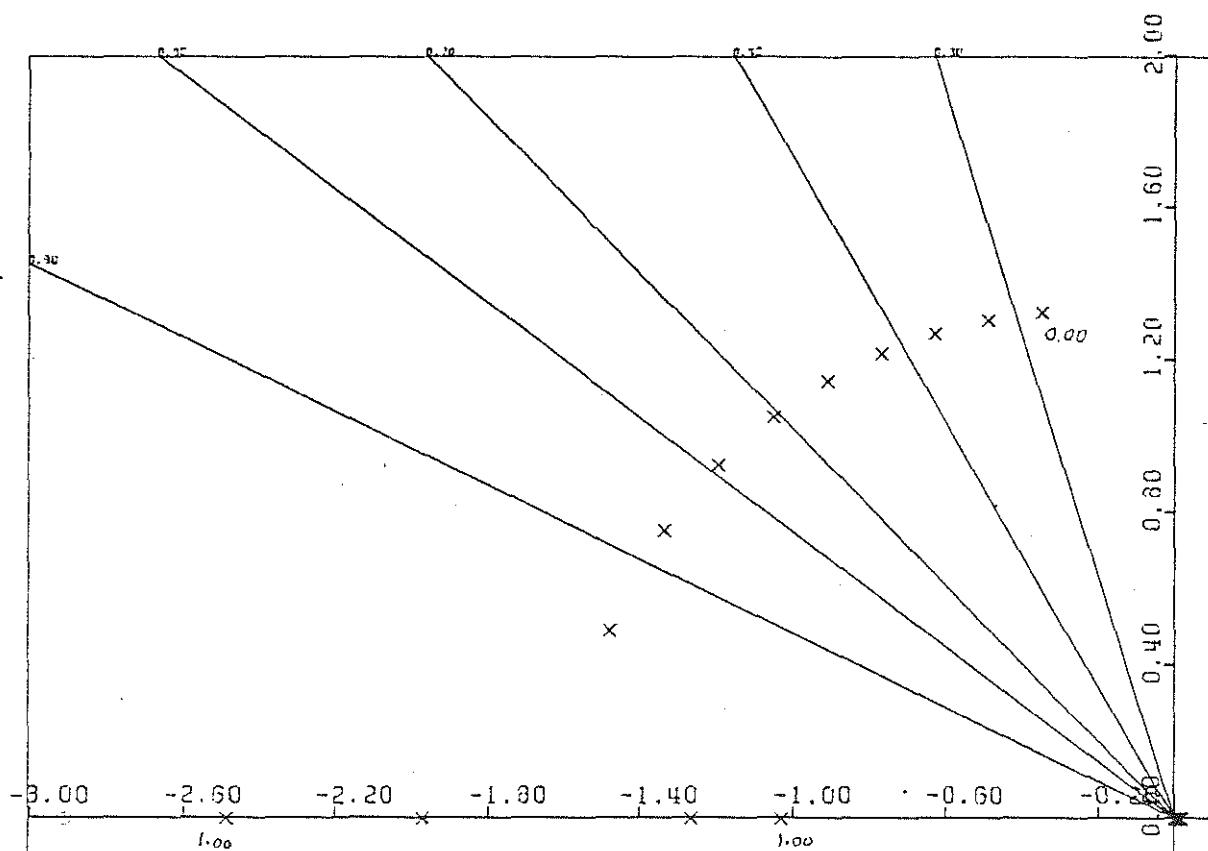


fig. 3.3 bis: DETAIL BIJ TERUGKOPPELING VAN $r - \frac{g}{V} \varphi$
IN DE PLAATS VAN r

$$K_r = 0 \text{ tot } -1$$

$$\frac{g}{V} = 0.1961$$

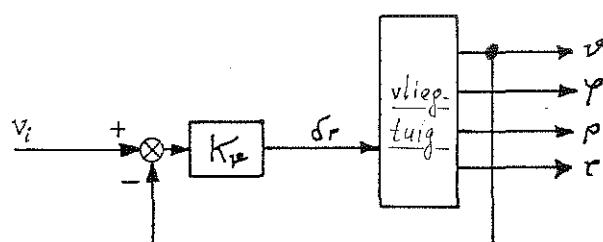
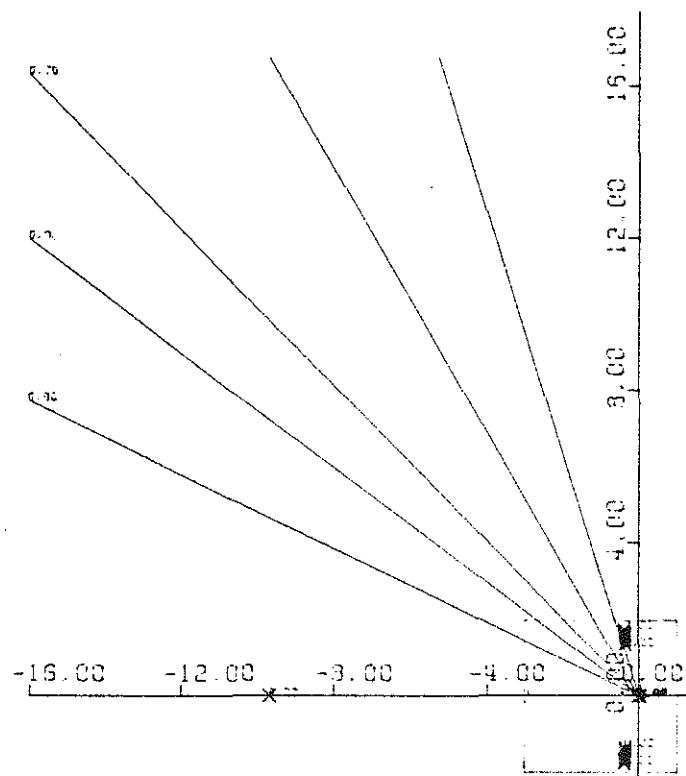


fig. 3.4: WORTELKROMME VOOR DE TERUGKOPPELING
VAN DE DWARSSNELHEID
BEAVER MODEL 1968 bij 50 m/s

$K_v = 0$ tot $-0,01$

(zie ook volgend blad)

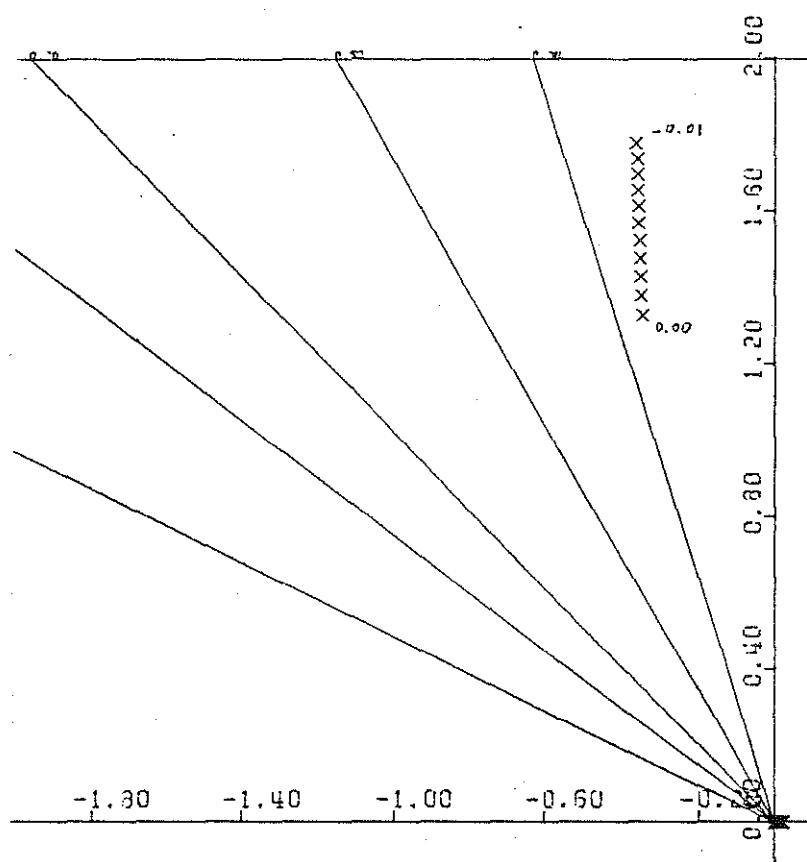


fig. 3.4: DETAIL

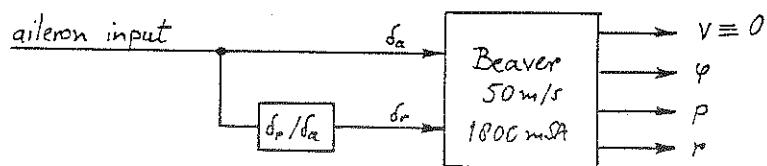
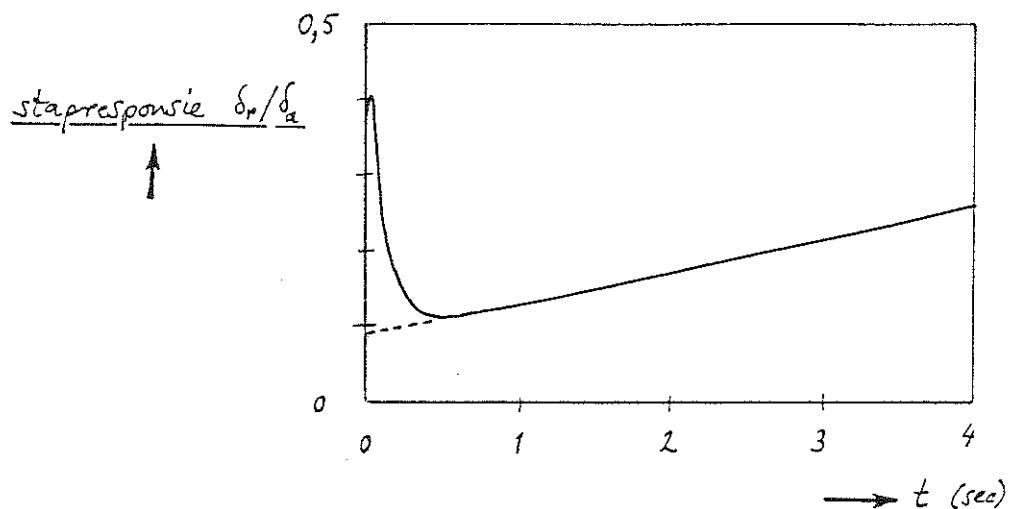


fig. 4.1(a): BENODIGDE ROERCOÖRDINATIE VOOR DE BEAVER
ZONDER TERUGKOPPELINGEN
MODEL 1968 bij 50 m/s
(stapresponsies van formule 4.4)

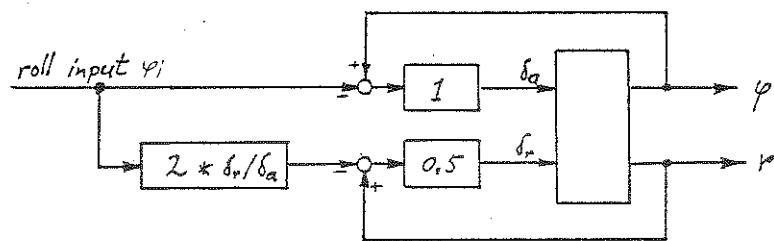
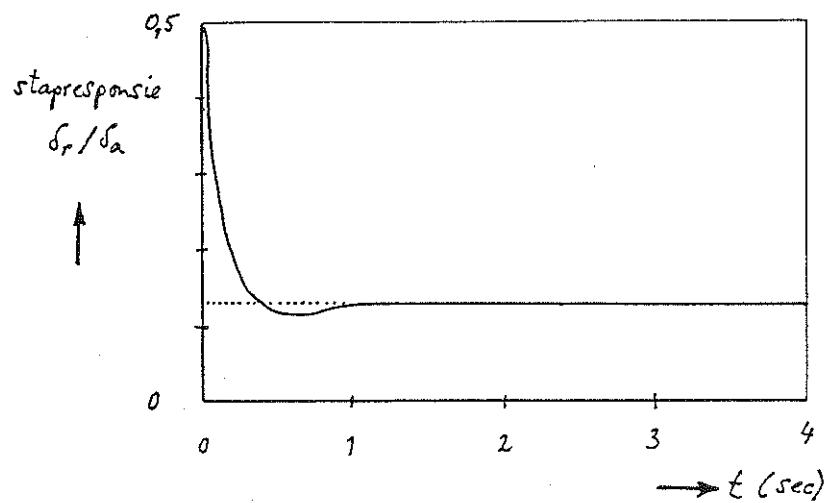


fig. 4.1(b): BENODIGDE ROERCOORDINATIE VOOR DE BEAVER
MODEL 1968 bij 50 m/s

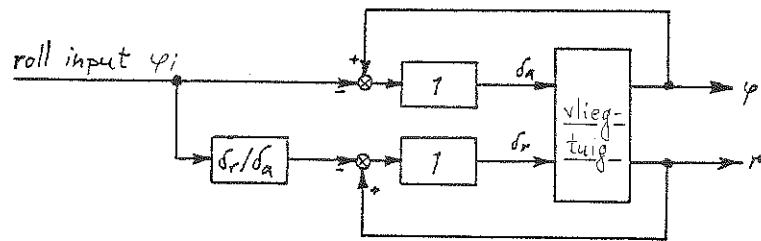
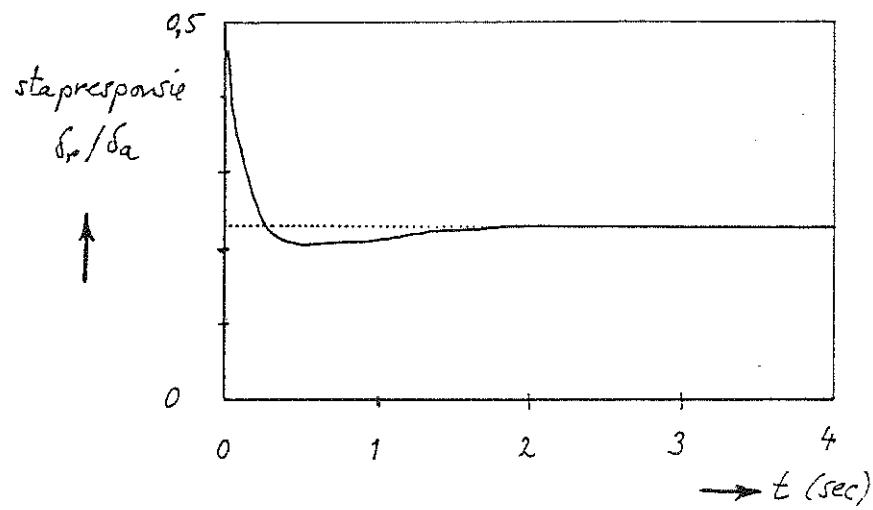


fig. 4.1(c): BENODIGDE ROERCOÖRDINATIE VOOR DE BEAVER
MODEL 1968 bij 50 m/s
(stapresponsie van formule 4.5)

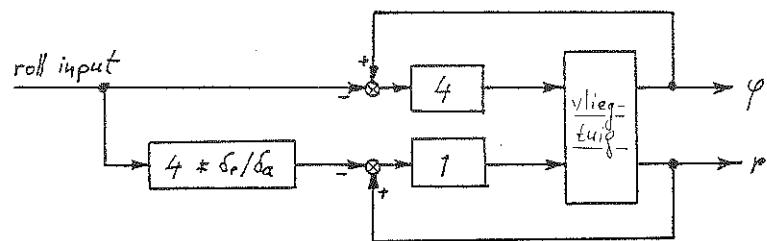
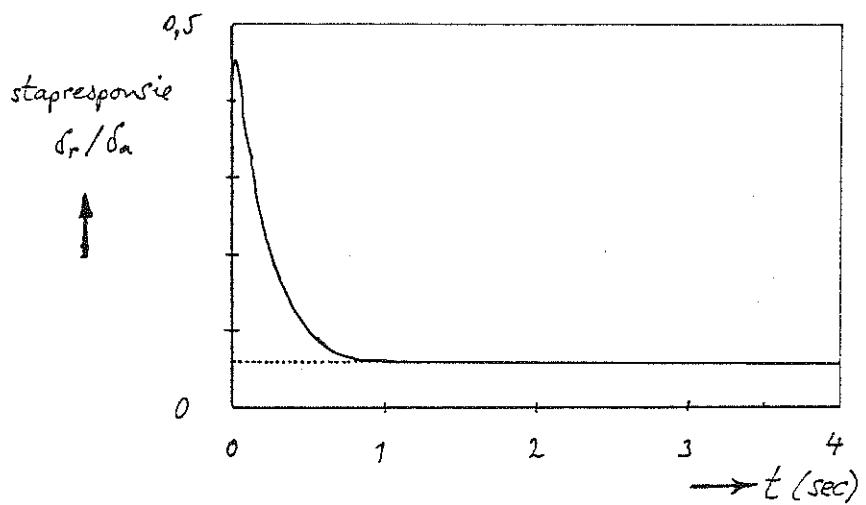
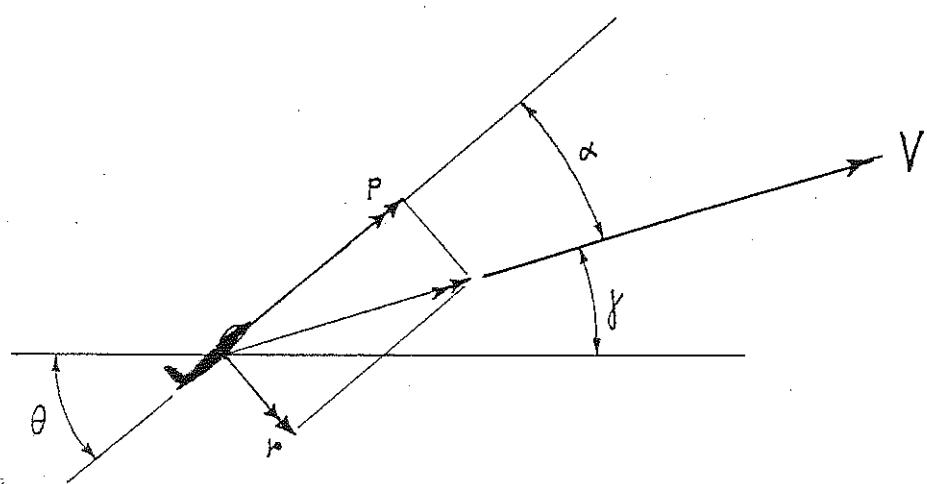


fig. 4.1(d): BENODIGDE ROERCOÖRDINATIE VOOR DE BEAVER
MODEL 1968 bij 50 m/s



$$\frac{r}{p} = \tan \alpha$$

fig. 4.2: HET VERBAND TUSSEN DE ROL- EN GIERSNELHEID
IN EEN LICHAAMSVAST MEETASSENSTELSEL BIJ
ROTEREN ROND DE VLIEGSNELHEID ALS AS

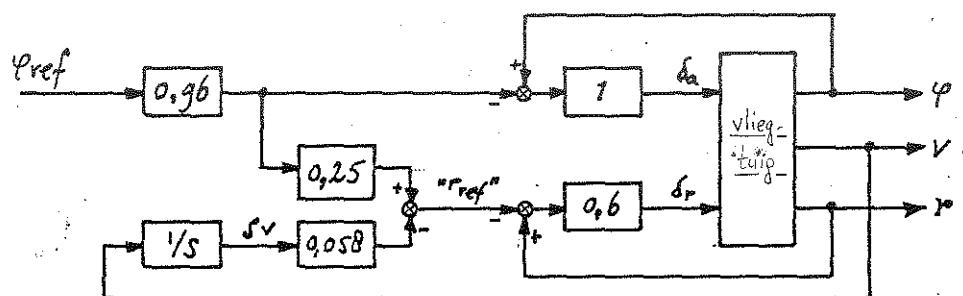
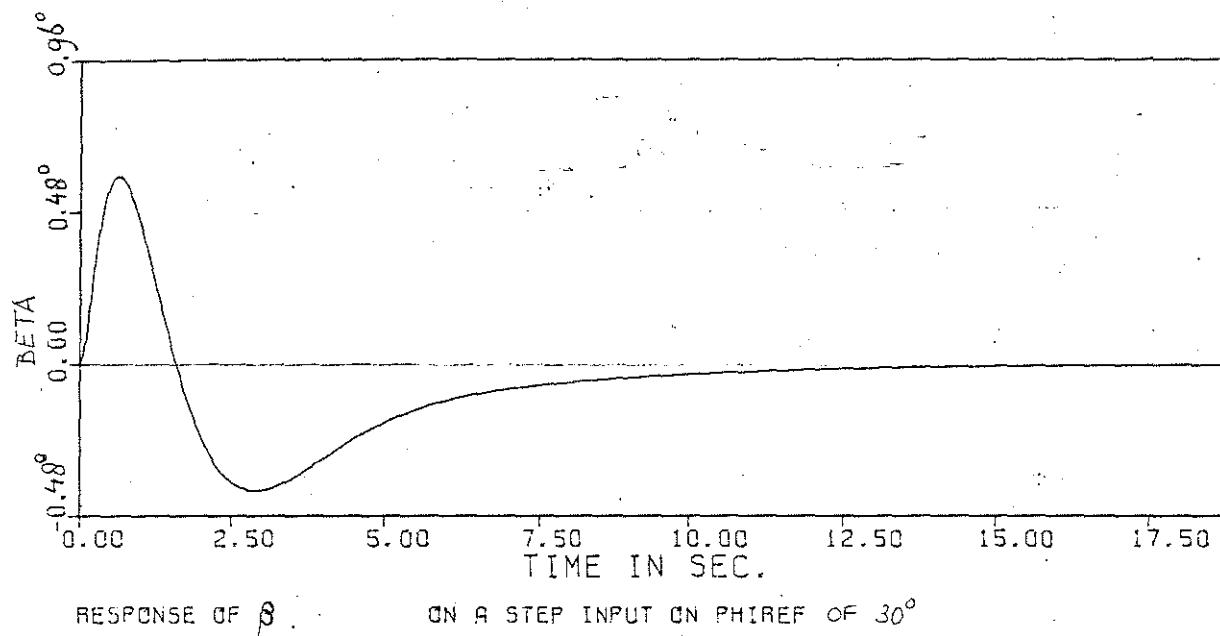
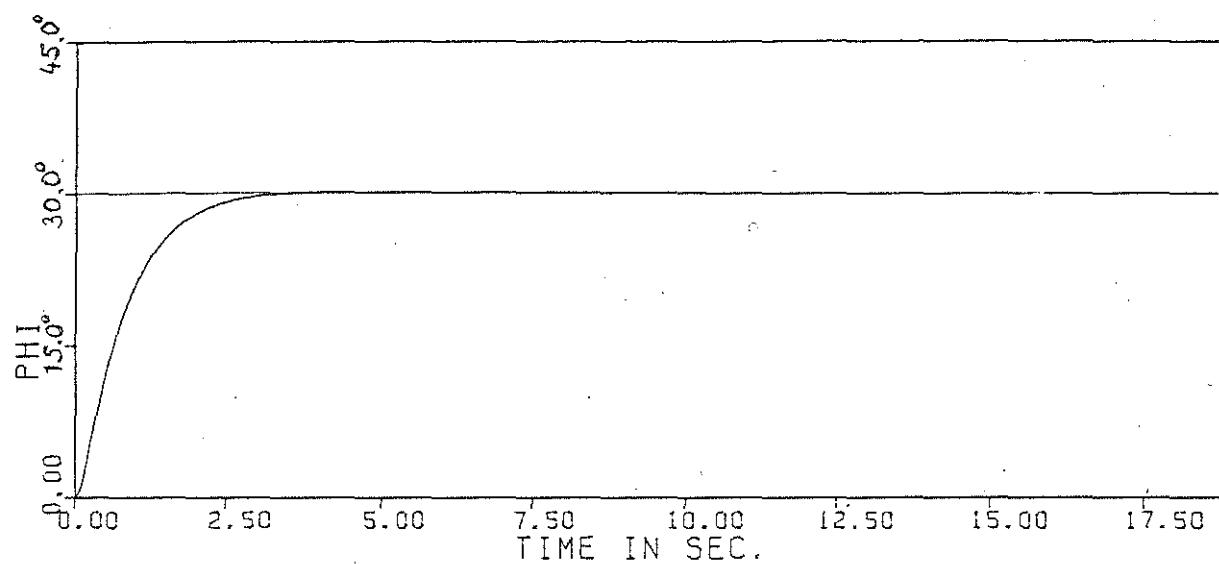


fig. 4.3: STAPRESPONSIES VAN DE BEAVER MET COORDINATIE
DOOR VOORWAARTSKOPPELING MET CONSTANTE FACTOR
EN INTEGRERENDE TERUGKOPPELING VAN DE DWARS-
SNELHEID
MODEL 1968 bij 50 m/s

(zie ook volgend blad)



RESPONSE OF PHI ON A STEP INPUT ON PHIREF

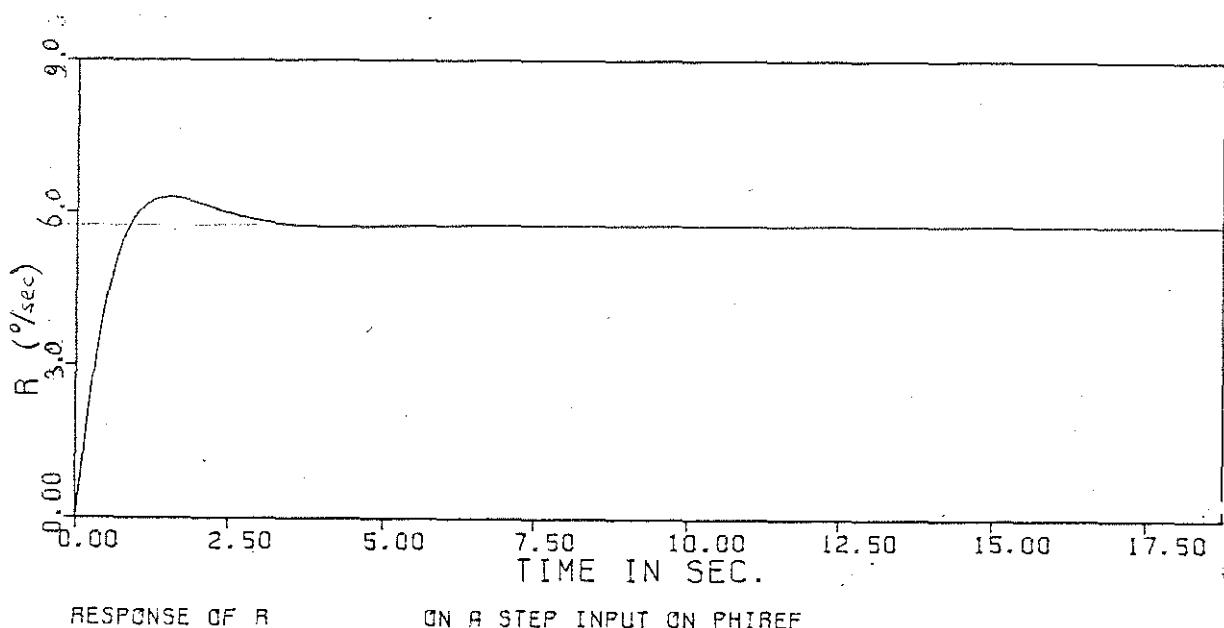


fig. 4.3: SLOT

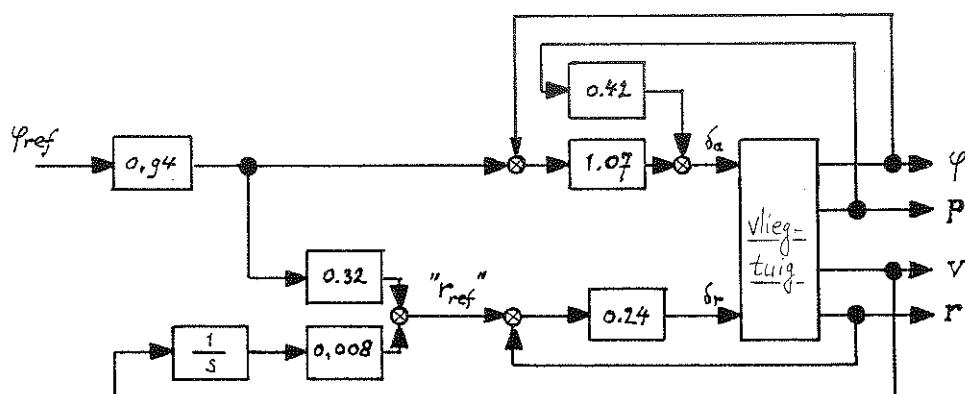
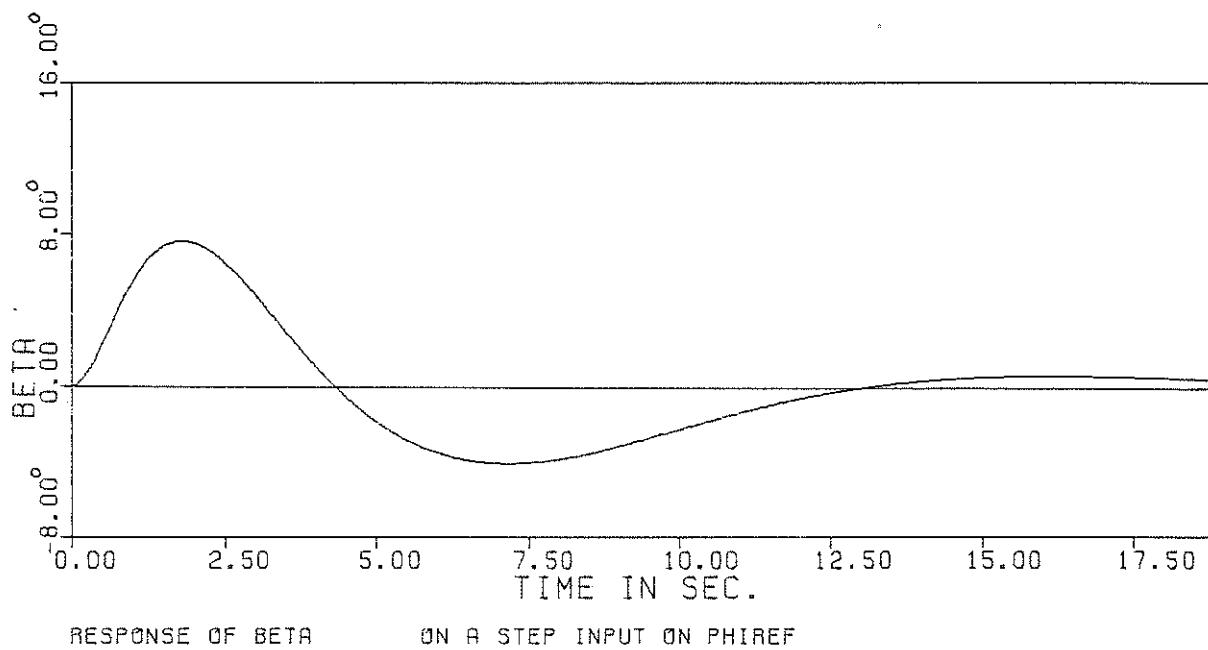
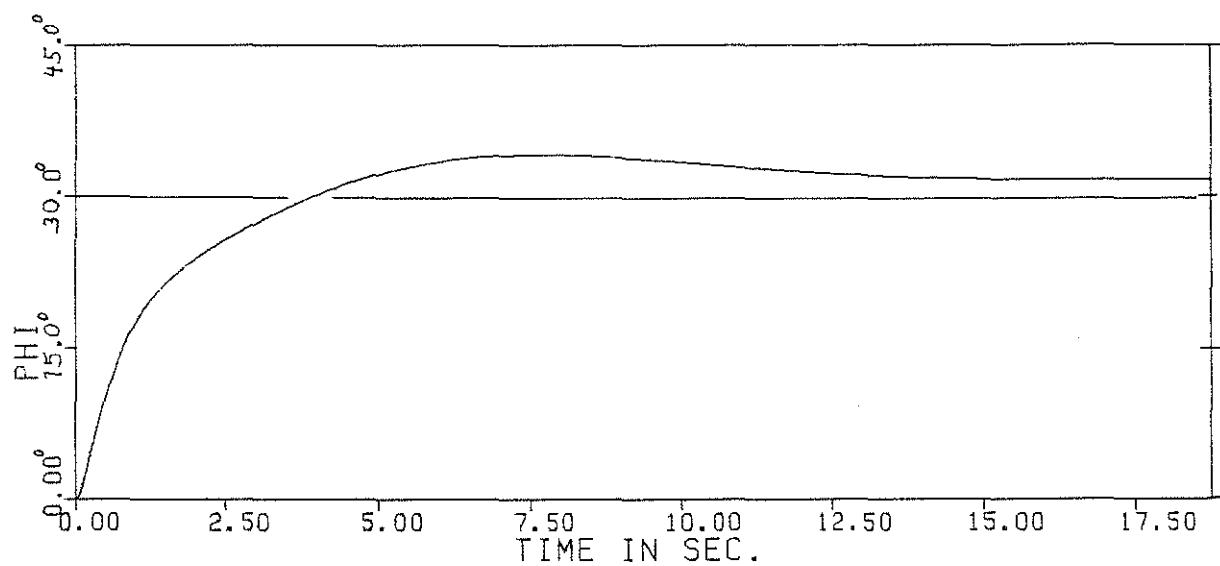
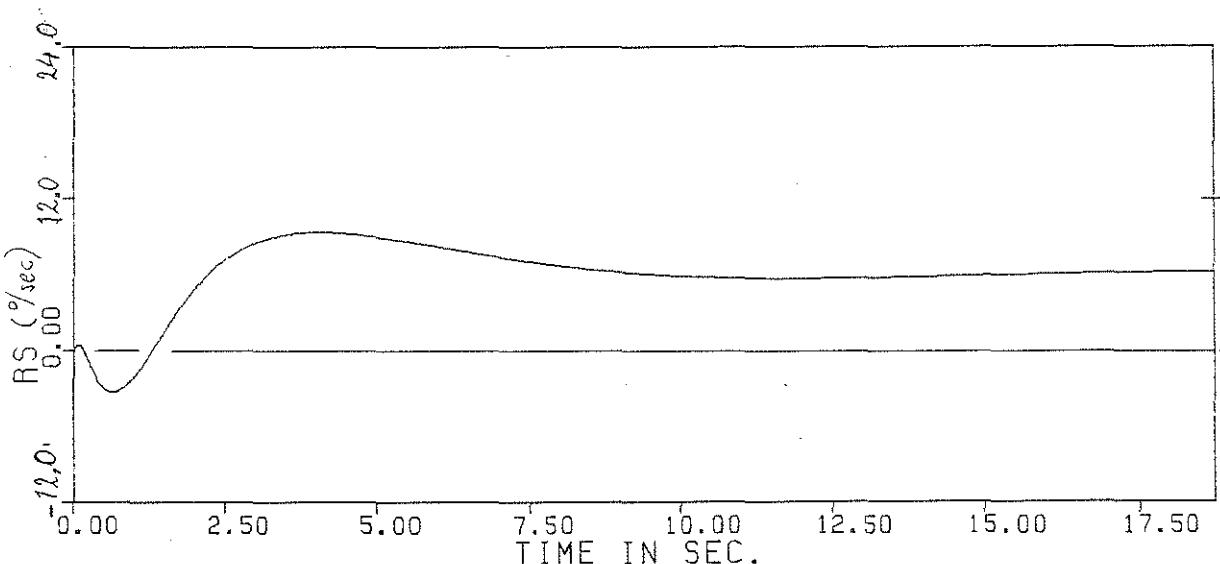


fig. 4.4: STAPRESPONSIES VAN DE BEAVER MET COÖRDINATIE
DOOR VOORWAARTSKOPPELING MET CONSTANTE FACTOR
EN INTEGRERENDE TERUGKOPPELING VAN DE DWARS-
SNELHEID
MODEL 1982 bij 50 m/s

(zie ook volgend blad)



RESPONSE OF PHI
ON A STEP INPUT ON PHIREF



RESPONSE OF RS
ON A STEP INPUT ON PHIREF

fig. 4.4: SLOT

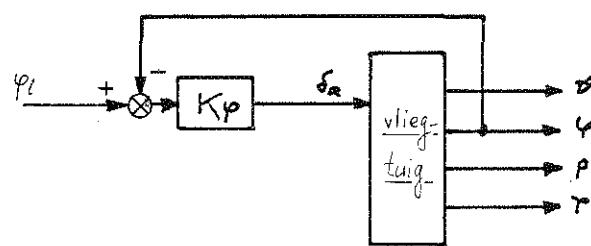
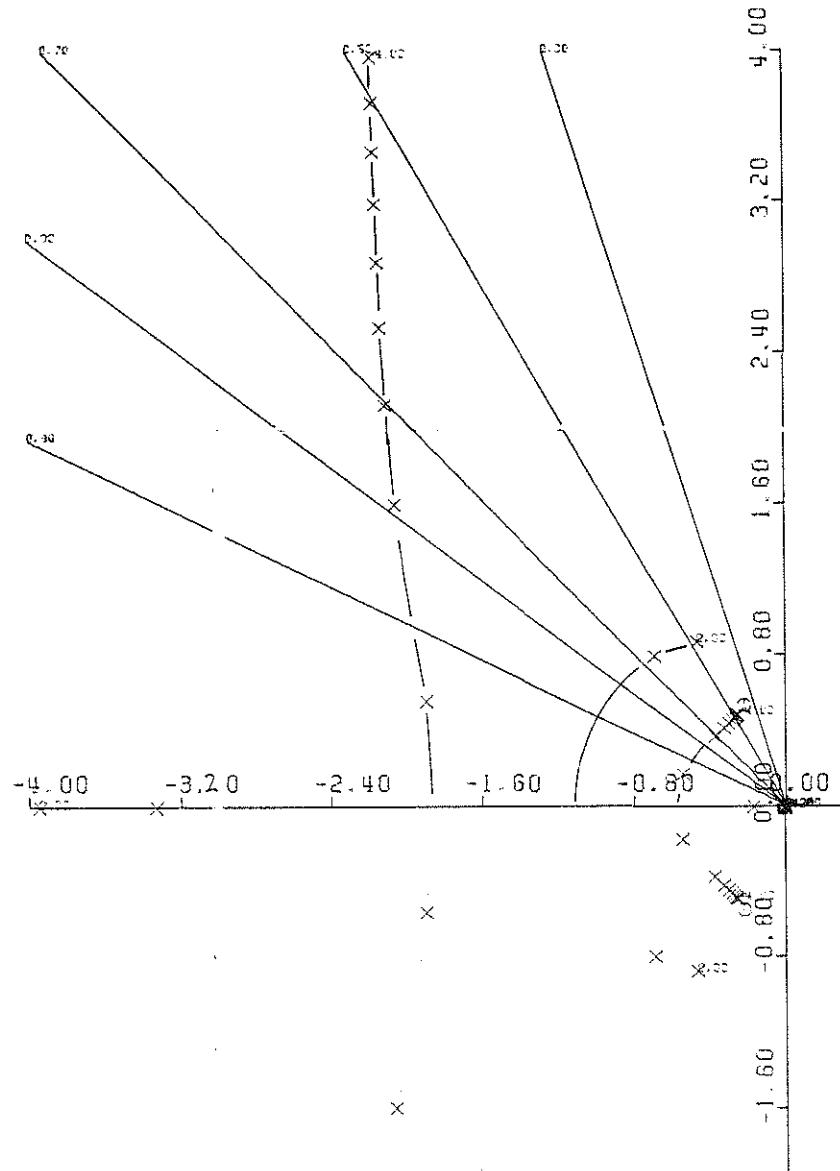
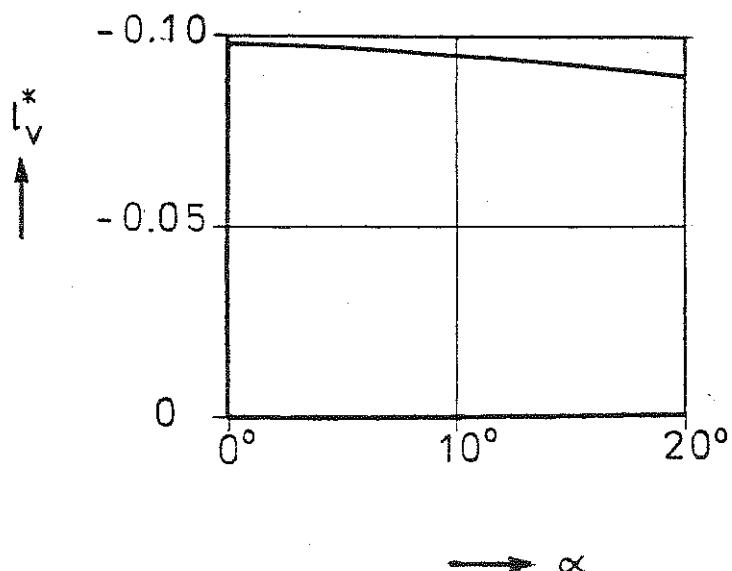


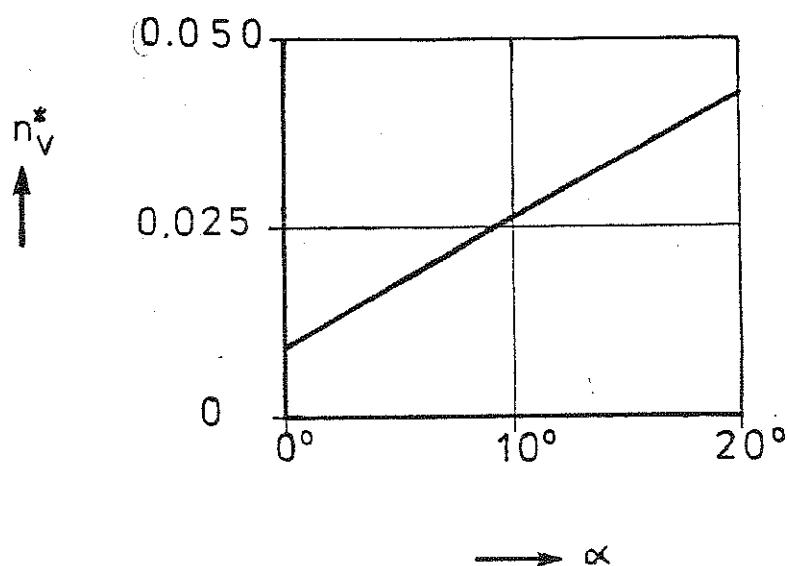
fig. 4.5: WORTELKROMME VOOR TERUGKOPPELING
VAN DE ROLHOEK φ OP HET ROLROER
BEAVER MODEL 1982 bij 35 m/s
 $K_\varphi = 0$ tot 4



- (a) het specifiek rolmoment ten gevolge van dwarssnelheid l_v^* in het stabiliteitsassenstelsel bij 50 m/s

fig. 4.6: ENIGE STABILITEITSAFGELEIDEN VOOR DE BEAVER
IN HET STABILITEITSASSENSTELSEL,
ALS FUNCTIE VAN DE INVALSHOEK α
VAN HET MEETASSENSTELSEL

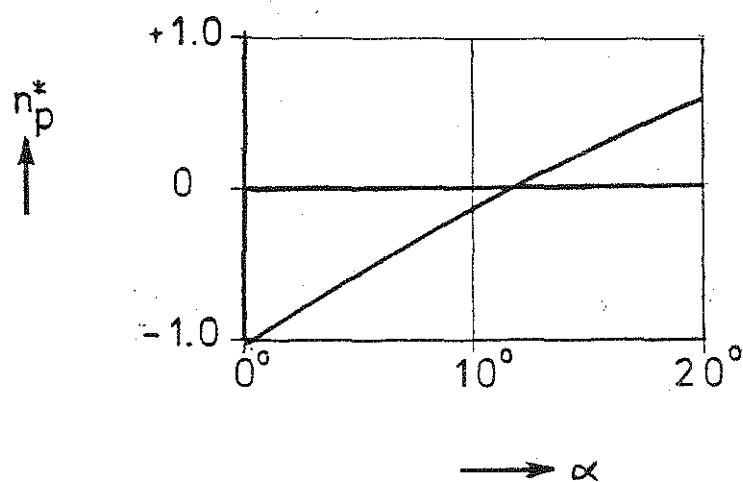
(zie ook volgend blad)



- (b) het specifieke giermoment ten gevolge van dwarssnelheid n_v in het stabiliteitsassenstelsel bij 50 m/s

fig.4.6: VERVOLG

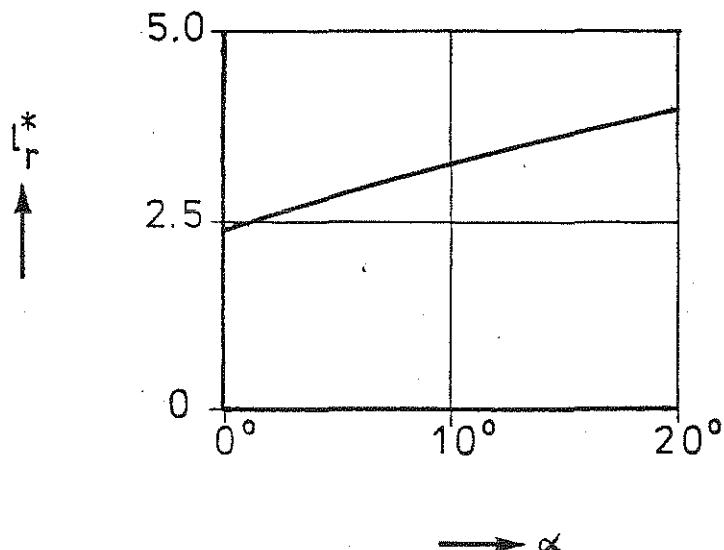
(zie ook volgend blad)



(c) het specifieke giermoment ten gevolge van rolsnelheid n_p^* in het stabiliteitsassenstelsel bij 50 m/s

fig. 4.6: VERVOLG

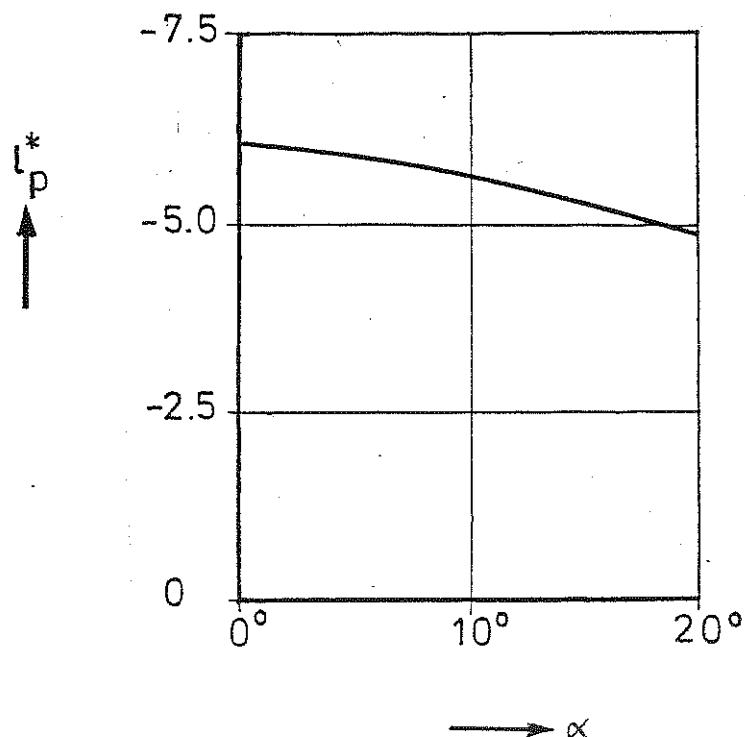
(zie ook volgend blad)



- (d) het specifieke rolmoment ten gevolge van giersnelheid l_r in het stabiliteitsassenstelsel bij 50 m/s

fig. 4.6: VERVOLG

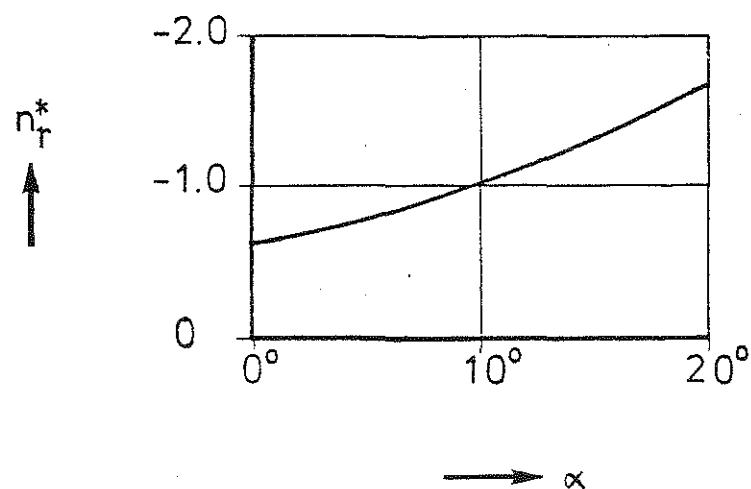
(zie ook volgend blad)



(e) de roldemping l_p^* in het stabiliteitsassenstelsel
bij 50 m/s

fig. 4.6: VERVOLG

(zie ook volgend blad)



(f) de gierdemping n_r in het stabiliteitsassenstelsel
bij 50 m/s

fig. 4.6: SLOT

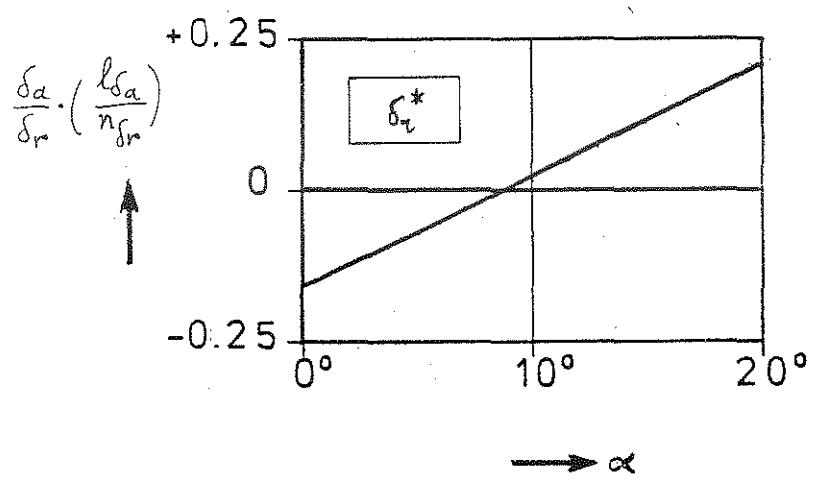
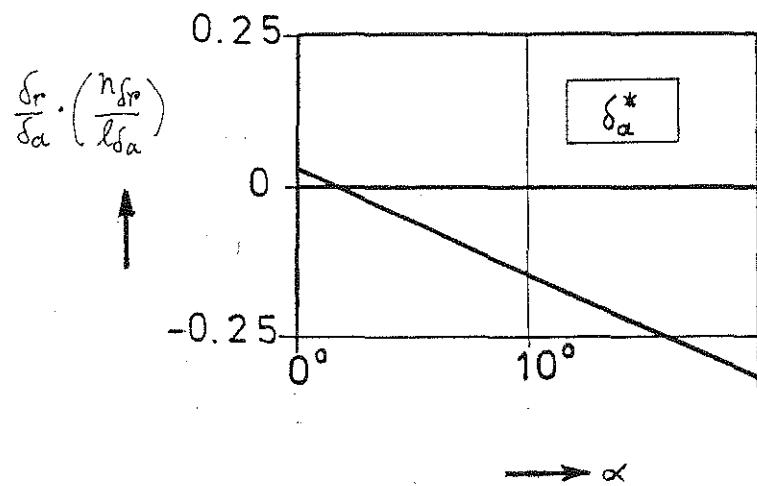
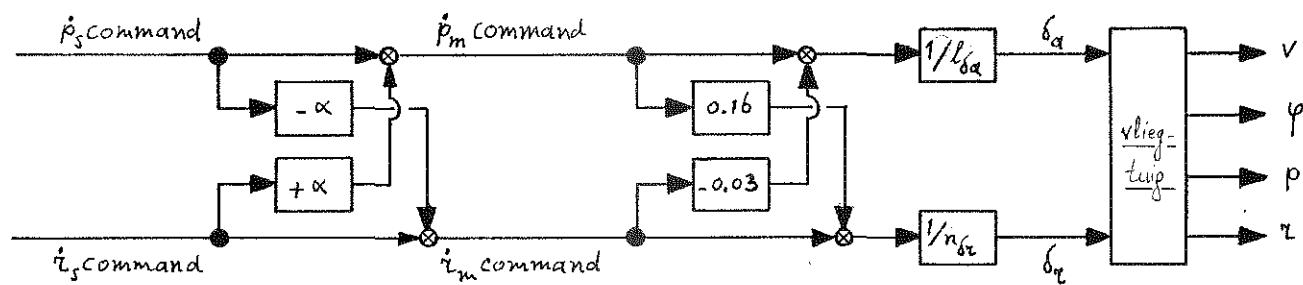


fig. 4.7: ROERKOPPELING BENODIGD VOOR EEN
SPECIFIEK ROERMOMENT,
BIJ δ_a^* : OM DE VLIEGSNELHEID ALS AS
BIJ δ_r^* : LOODRECHT OP DE VLIEGSNELHEID
ALS FUNCTIE VAN DE INVALSHOEK α VAN HET MEETASSENSTELSEL



s=stabiliteitsassenstelsel

m=meetassenstelsel

fig.4.8: BLOKSHEMA VAN DE INGANG VOLGENS FORMULE (4.16)

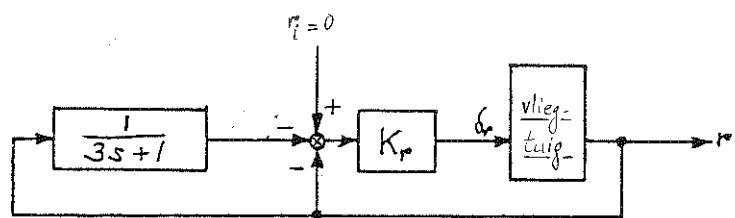
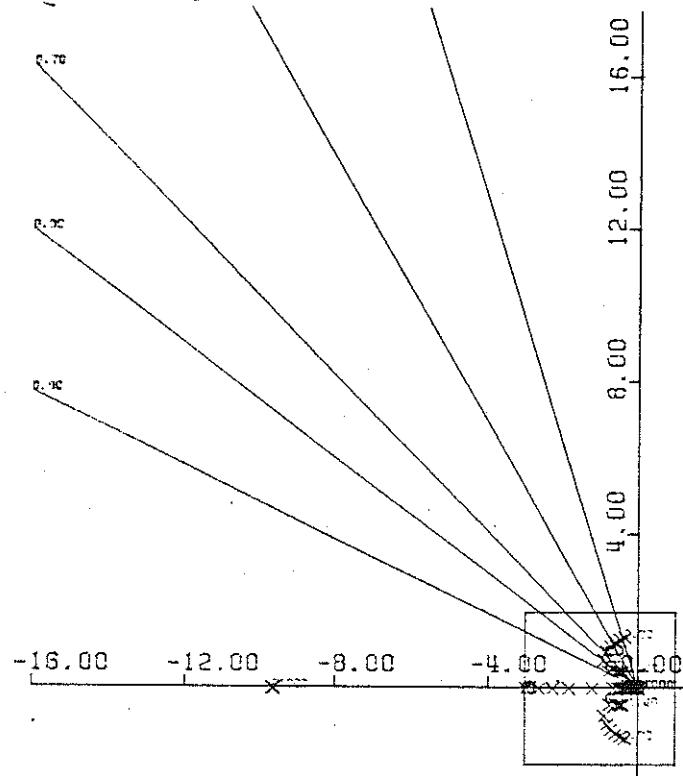


fig. 5.1: WORTELKROMME VOOR GIERDEMping MET WASHOUT

BEAVER MODEL 1968 bij 50 m/s

$K_r = 0$ tot 1

(zie ook volgend blad)

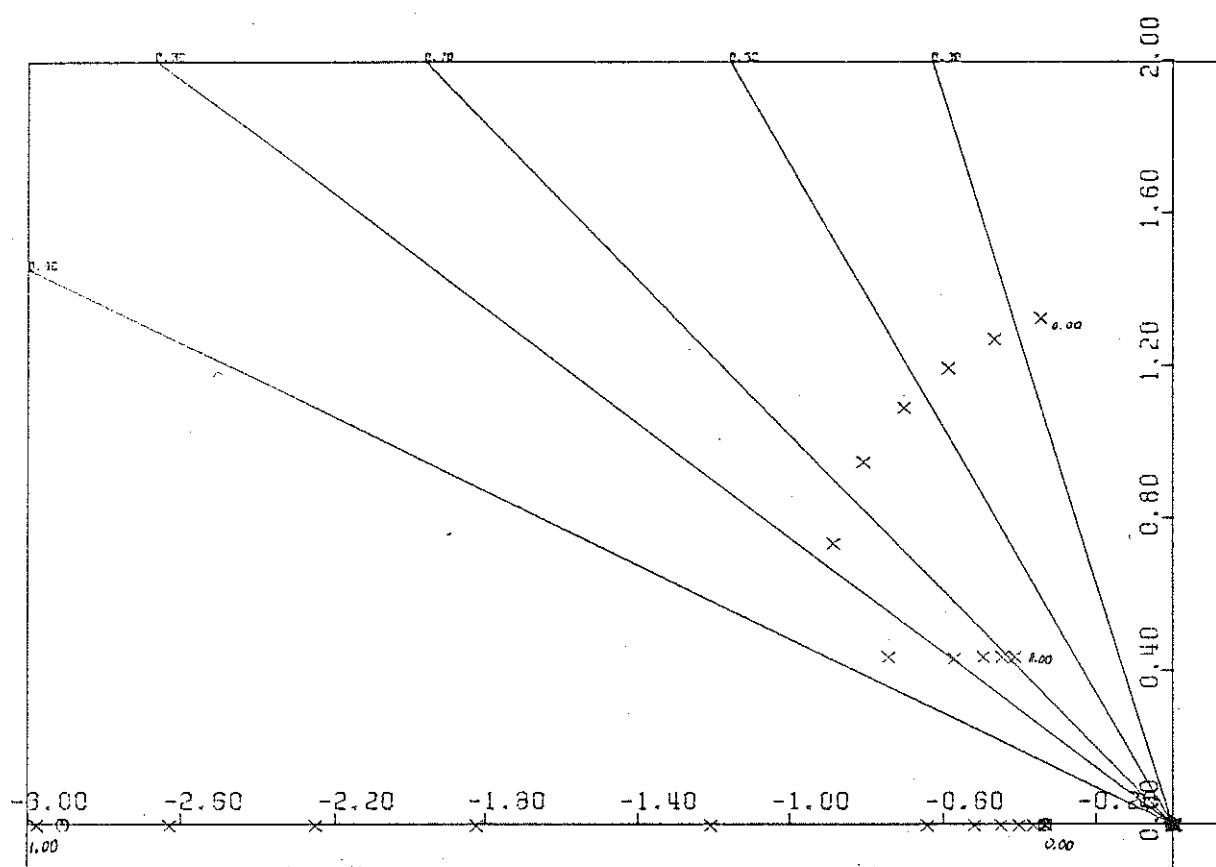


fig. 5.1: SLOT

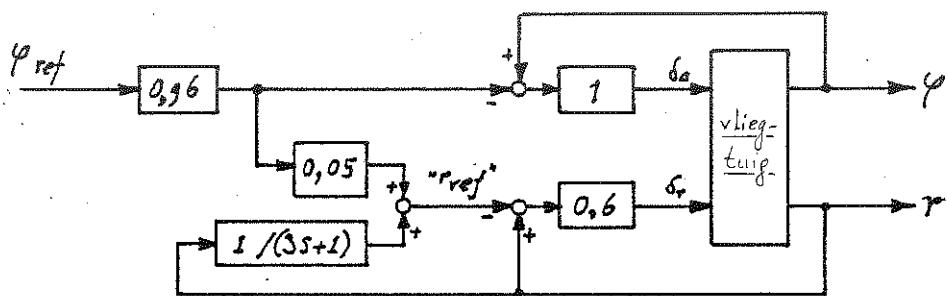
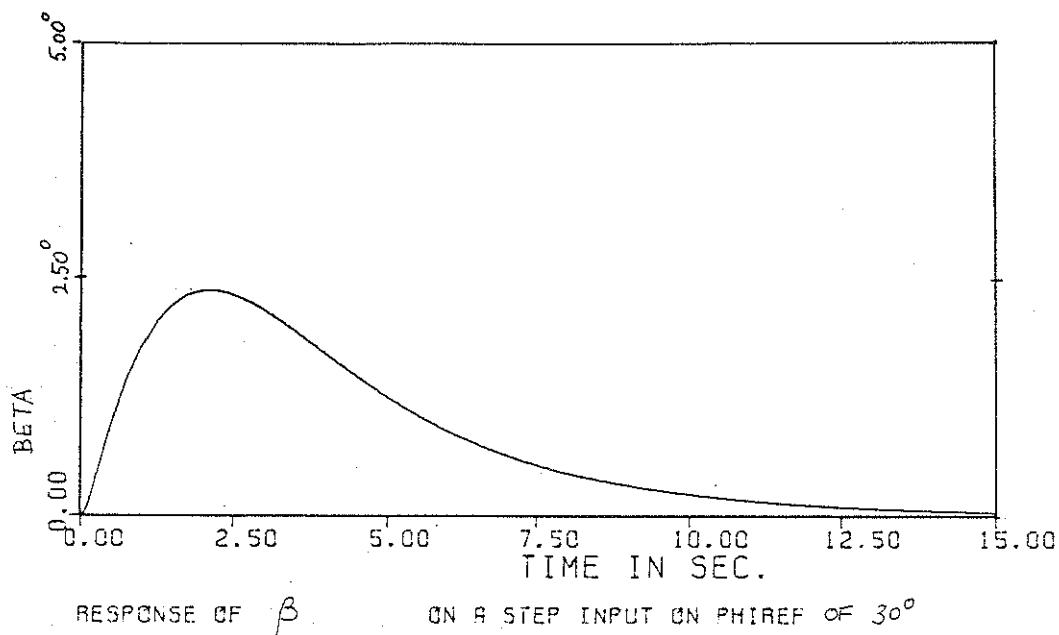


fig. 5.2: STAPRESPONSIE VAN DE BEAVER OP EEN
 φ_{REF} COMMANDO VAN 30° BIJ GIERDEMPER
MET WASHOUT
MODEL 1968 bij 50 m/s

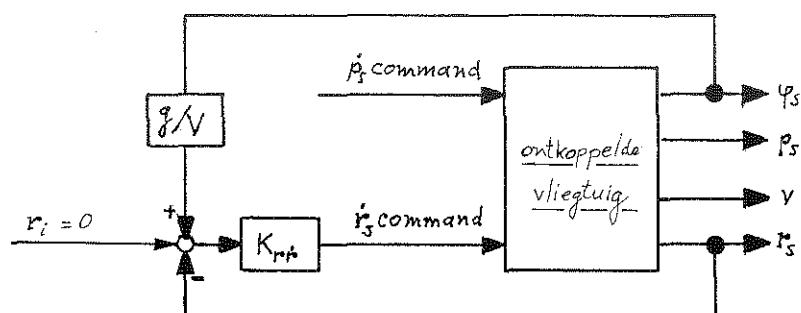
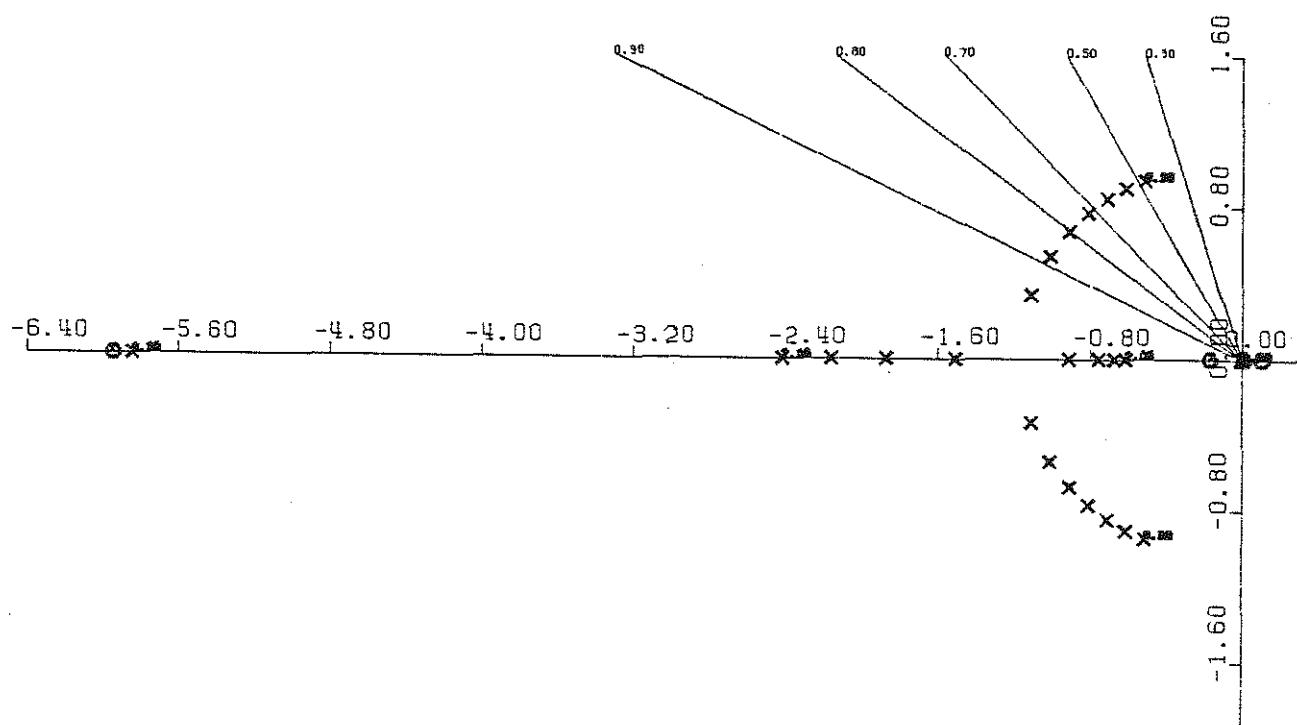


fig. 5.3: WORTELKROMME VOOR EEN GIERDEMPER
BEAVER MODEL 1982, DOOR TERUG-
KOPPELINGEN VOLLEDIG ONTKOPPELD
BIJ 50 m/s $K_{rr} = 0 \text{ tot } 2$

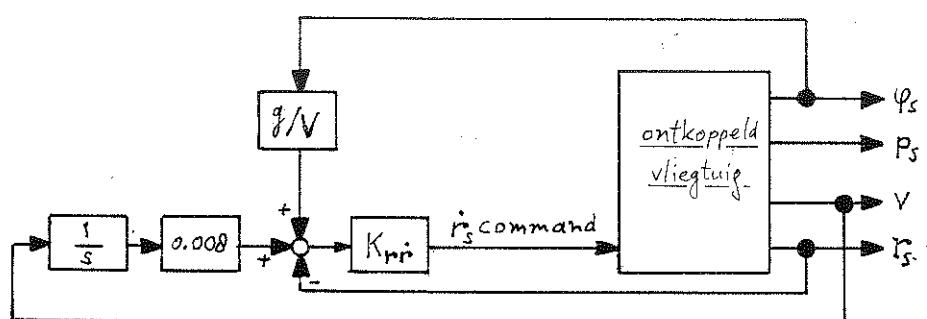
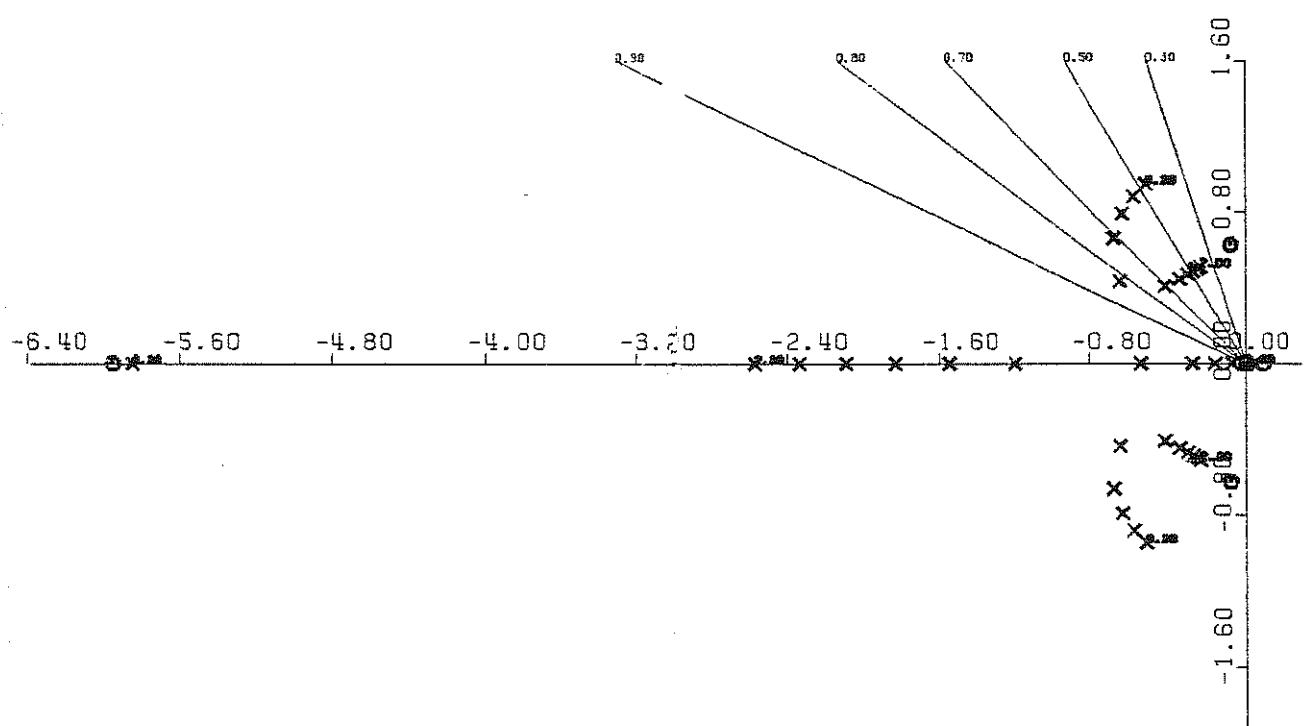


fig. 5.4: WORTELKROMME VOOR EEN GIERDEMPER MET INTEGRERENDE REGELING VAN DE SLIPHOEK.
BEAVER MODEL 1982, DOOR TERUGKOPPELING VOLLEDIG ONTKOPPELD.

BIJ 50 m/s $K_{rf} = 0 \text{ tot } 2$

(zie ook volgend blad)

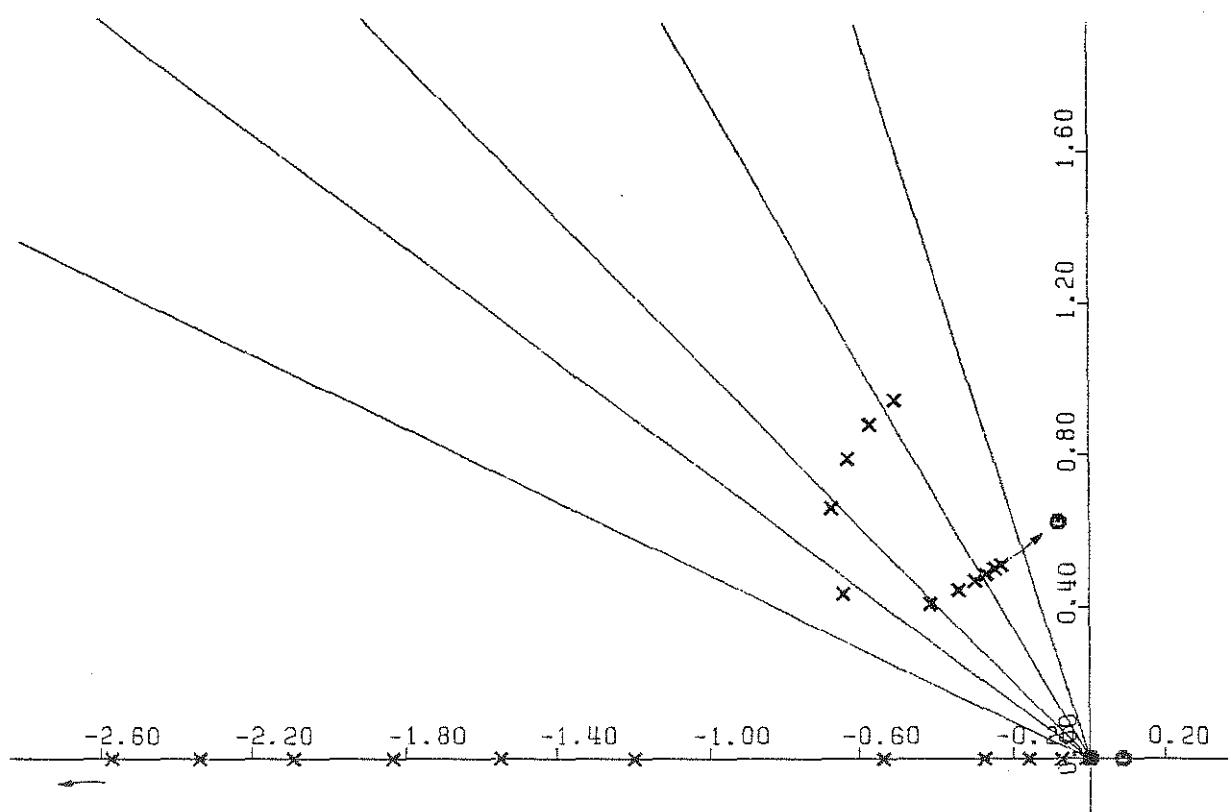


fig. 5.4: DETAIL

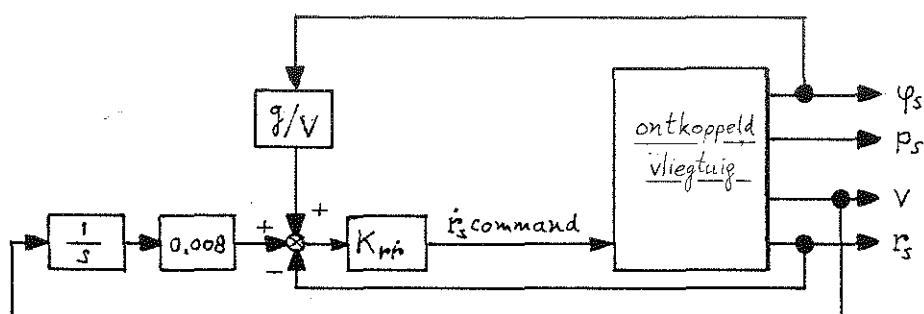
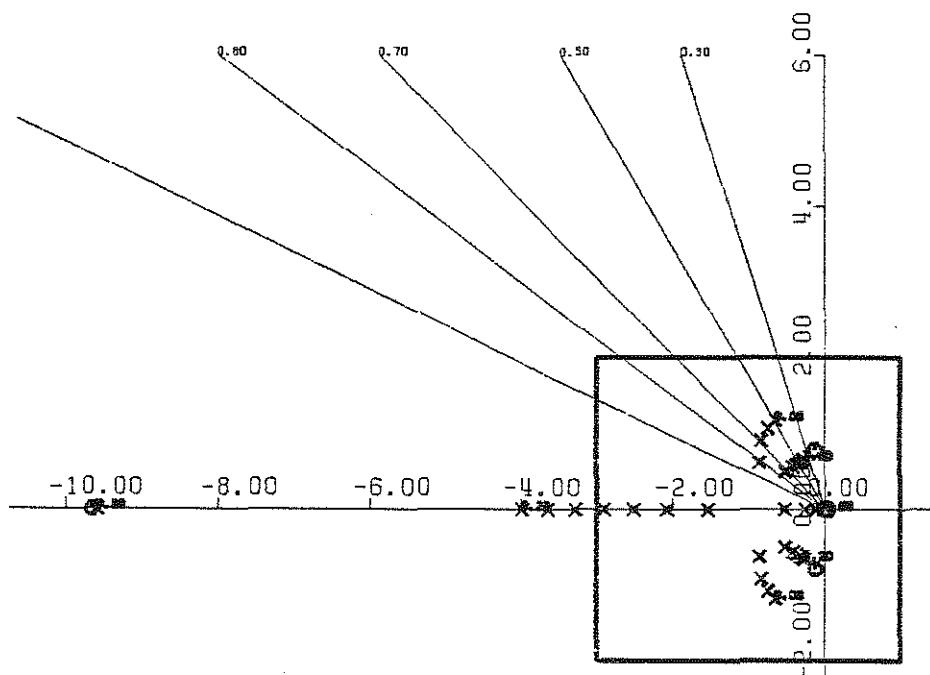


fig. 5.5: WORTELKROMME VOOR EEN GIERDEMPER
MET INTEGRERENDE REGELING VAN DE SLIPHOEK.
BEAVER MODEL 1982, DOOR TERUGKOPPELING
VOLLEDIG ONTKOPPELD.
BIJ 80 m/s $K_{rf} = 0 \text{ tot } 3,2$
(zie ook volgende blad)

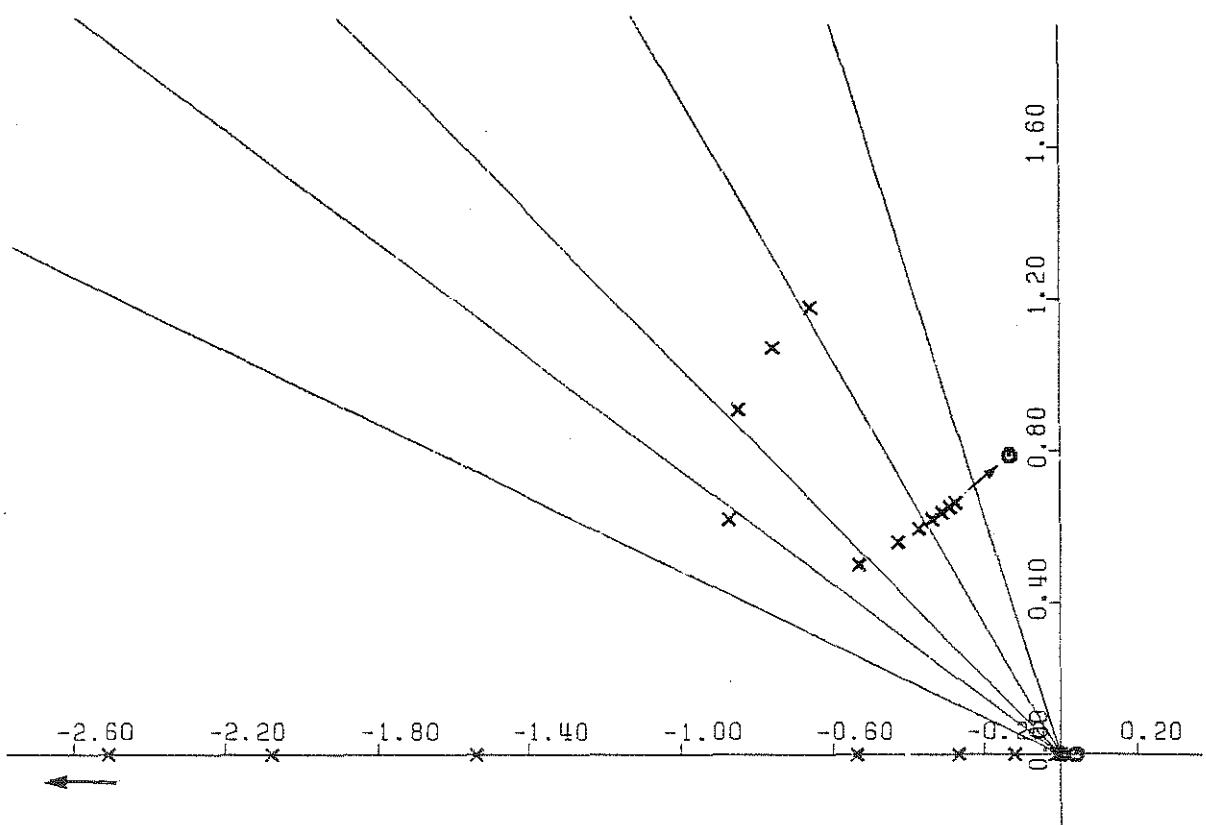


fig. 5.5: DETAIL

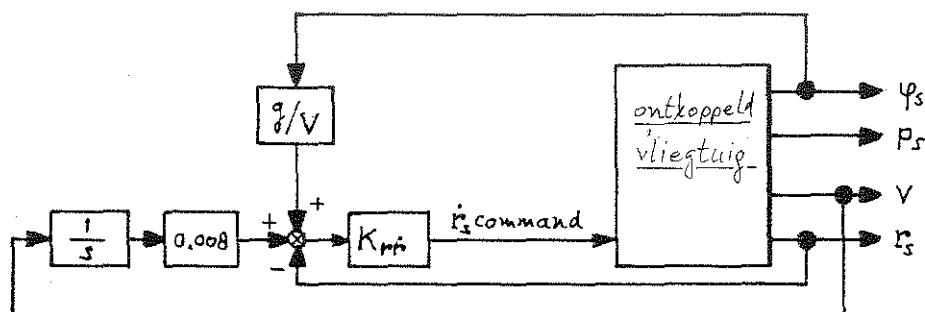
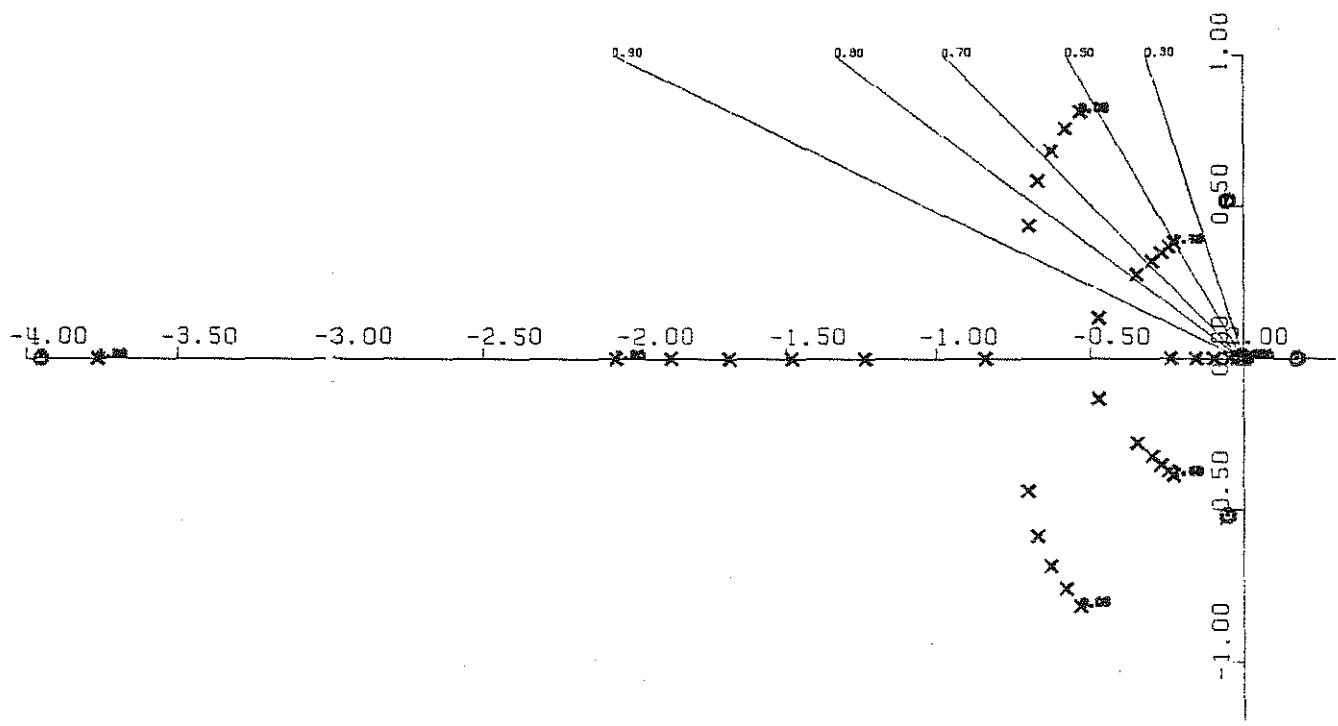
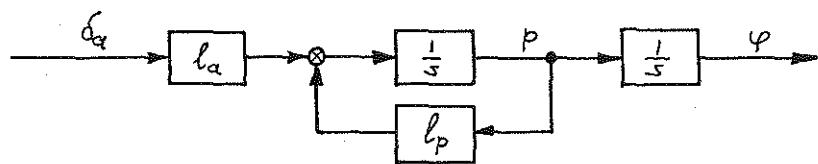


fig. 5.6: WORTELKROMME VOOR EEN GIERDEMPPER
MET INTEGRERENDE REGELING VAN DE SLIPHOEK.
BEAVER MODEL 1982, DOOR TERUGKOPPELING
VOLLEDIG ONTKOPPELD.
BIJ 35 m/s $K_{rf} = 0$ tot 1,4



$$p = \frac{l_a}{l_p} \frac{1}{1 - \tau s}$$

$\tau = 1/l_p$ ligt in de orde van 0.1 seconden

$$\left. \begin{array}{l} l_a \div \frac{1}{2} e^{V^2} \\ l_p \div e^V \end{array} \right\} \text{dus: tijdsconstante} \div 1/e^V, \text{statische versterking} \div V$$

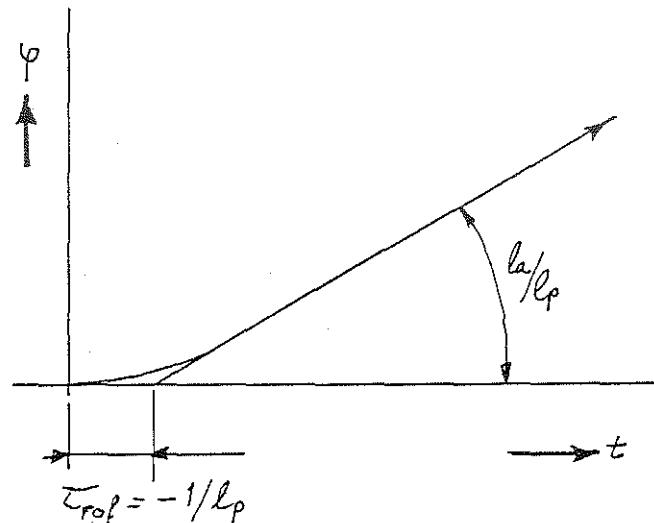
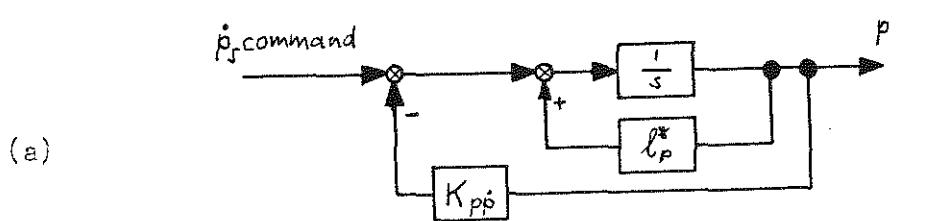
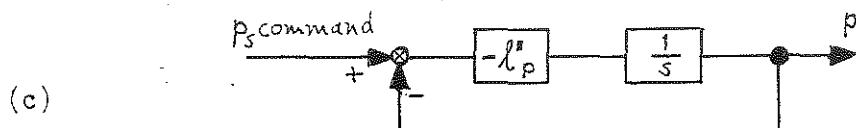
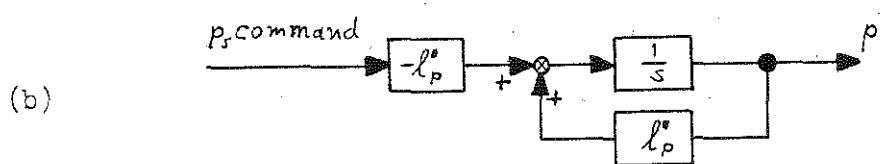


fig. 6.1: VEREENVOUDIGD MODEL VAN DE
ROLBESTURING VIA HET ROLROER



$$p = \frac{1}{s - l_p^* + K_{pp}} \cdot p_s \text{ command.} \quad \text{Noem } l_p^* - K_{pp} = l_p^*$$



$$p = \frac{1}{1 + \tau s} \cdot p_s \text{ command.} \quad \tau = 1 / -l_p^*$$

fig. 6.2: VEREENVOUDIGING VAN HET BLOKSCHEMA
VAN DE ROLBESTURING
VIA EEN GENORMALISEERDE INGANG

$\dot{\varphi}_{controlwheel}$

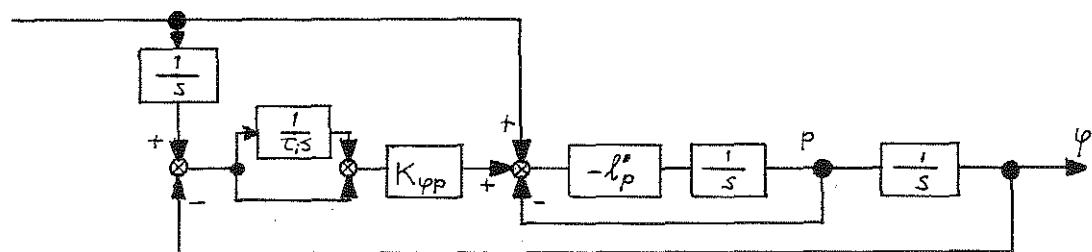


fig. 6.3: BLOKSCHHEMA VAN EEN VRIJWEL INSTANTAAN REAGERENDE
CONTROL WHEEL STEERING VOOR DE ROLBESTURING

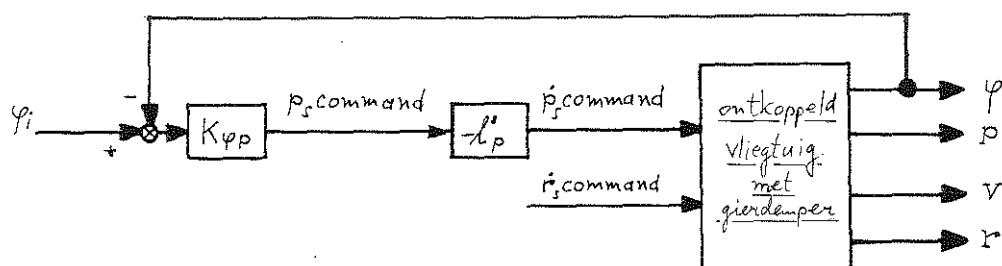
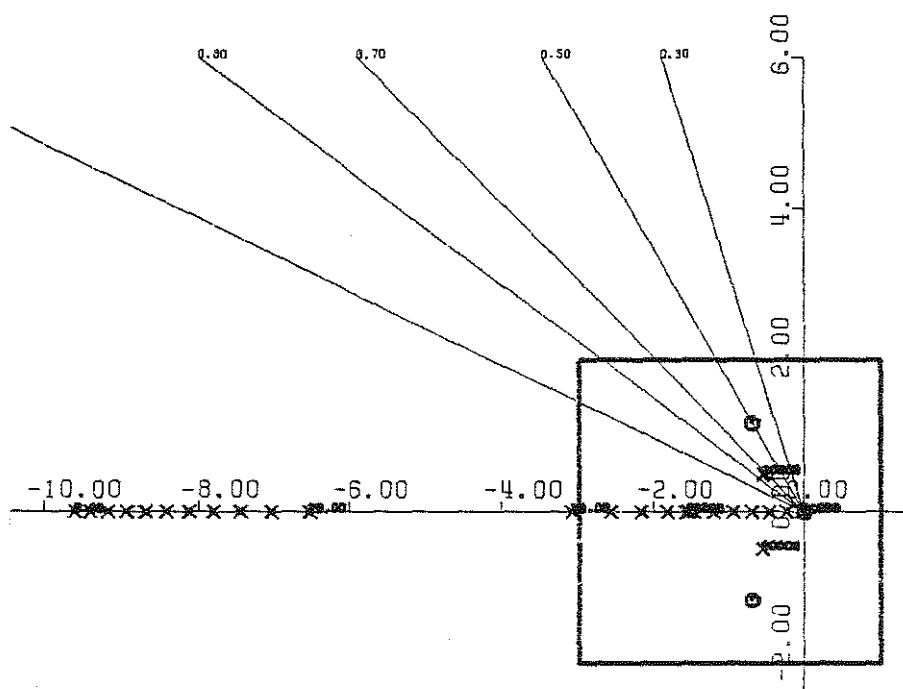


fig. 6.4: WORTELKROMME VOOR DE TERUGKOPPELING VAN DE ROLHOEK φ OP DE ROLINGANG VAN DE VOLLEDIG ONTKOPPELDE BEAVER MET GIERDEMPING.
MODEL 1982 bij 80 m/s

$$K_{\varphi p} \approx 0 \text{ tot } 2$$

$$l'_p \approx -10$$

(zie ook volgend blad)

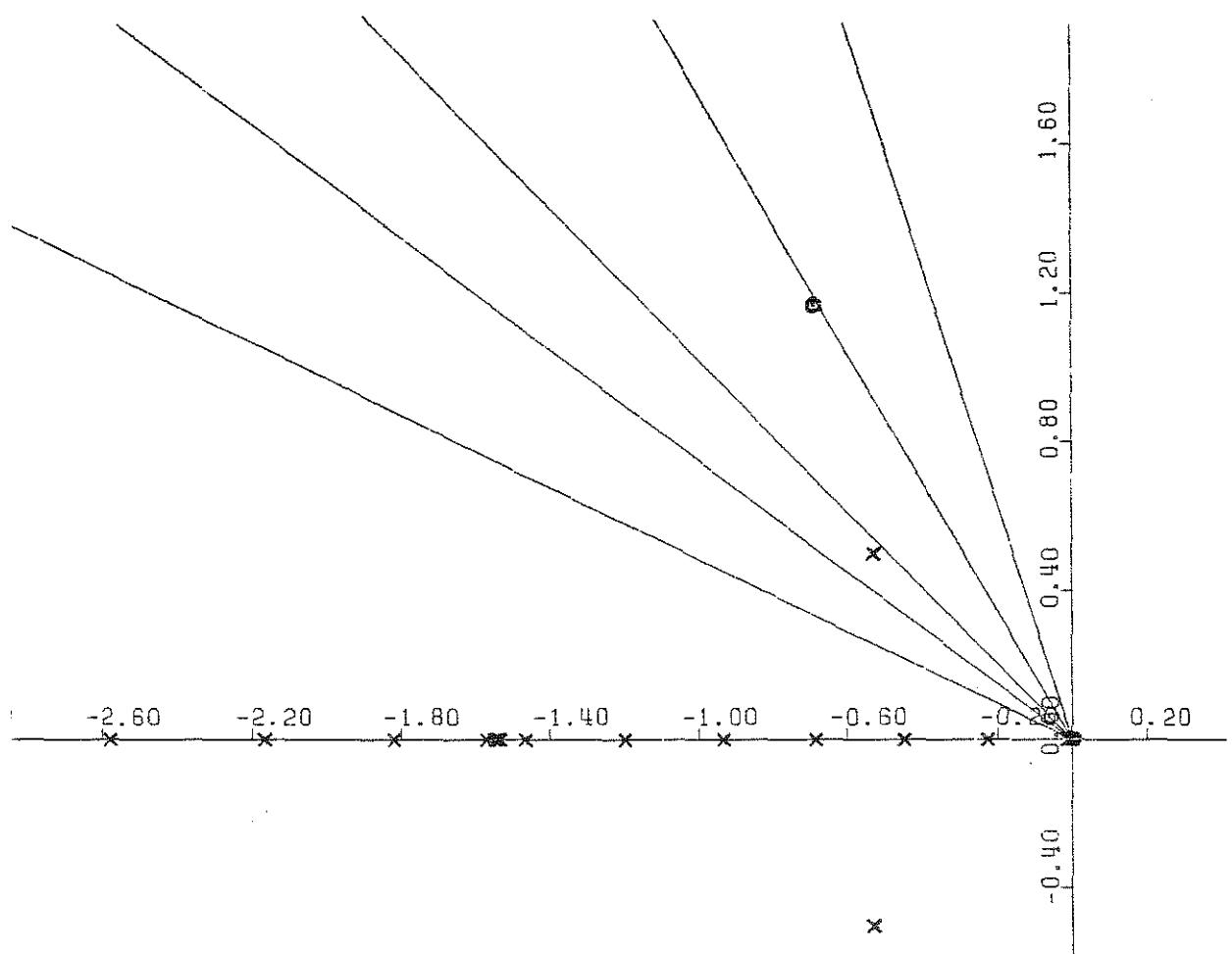


fig. 6.4: DETAIL

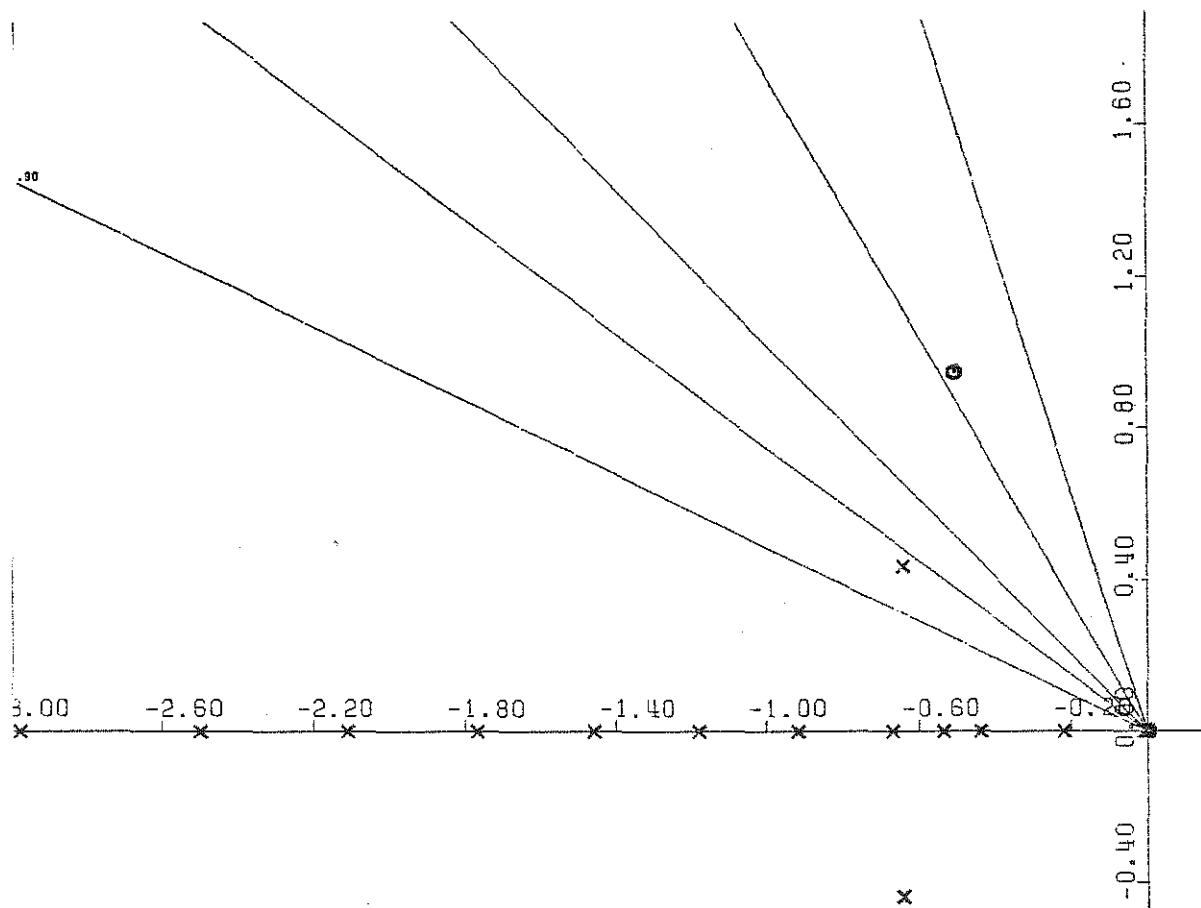


fig. 6.5: DETAIL

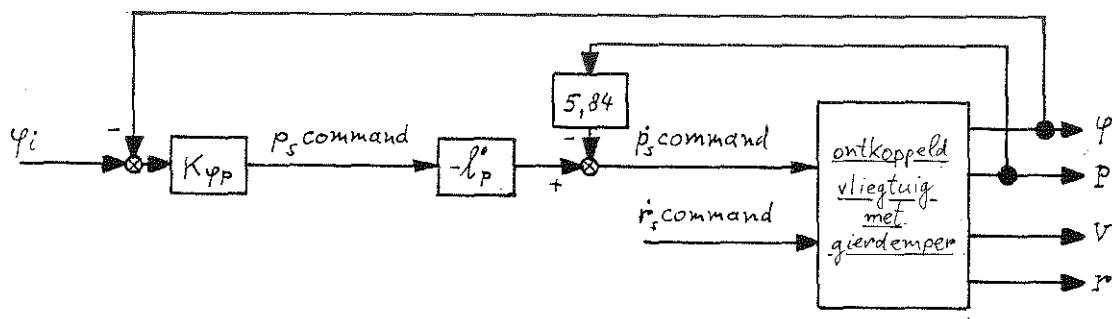
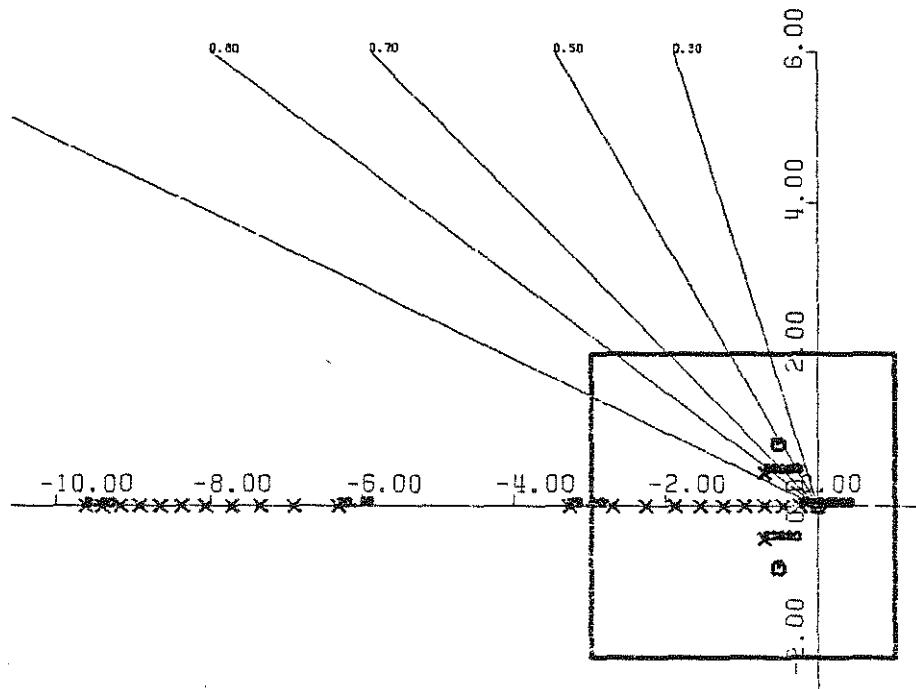


fig. 6.6: WORTELKROMME VOOR DE TERUGKOPPELING VAN DE ROLHOEK φ OP DE ROLINGANG VAN DE VOLLEDIG ONTKOPPELDE BEAVER MET GIERDEMping
MODEL 1982 bij 35 m/s

$K_{\varphi p} = 0$ tot 2

$l_p \approx -10$

(zie ook volgend blad)

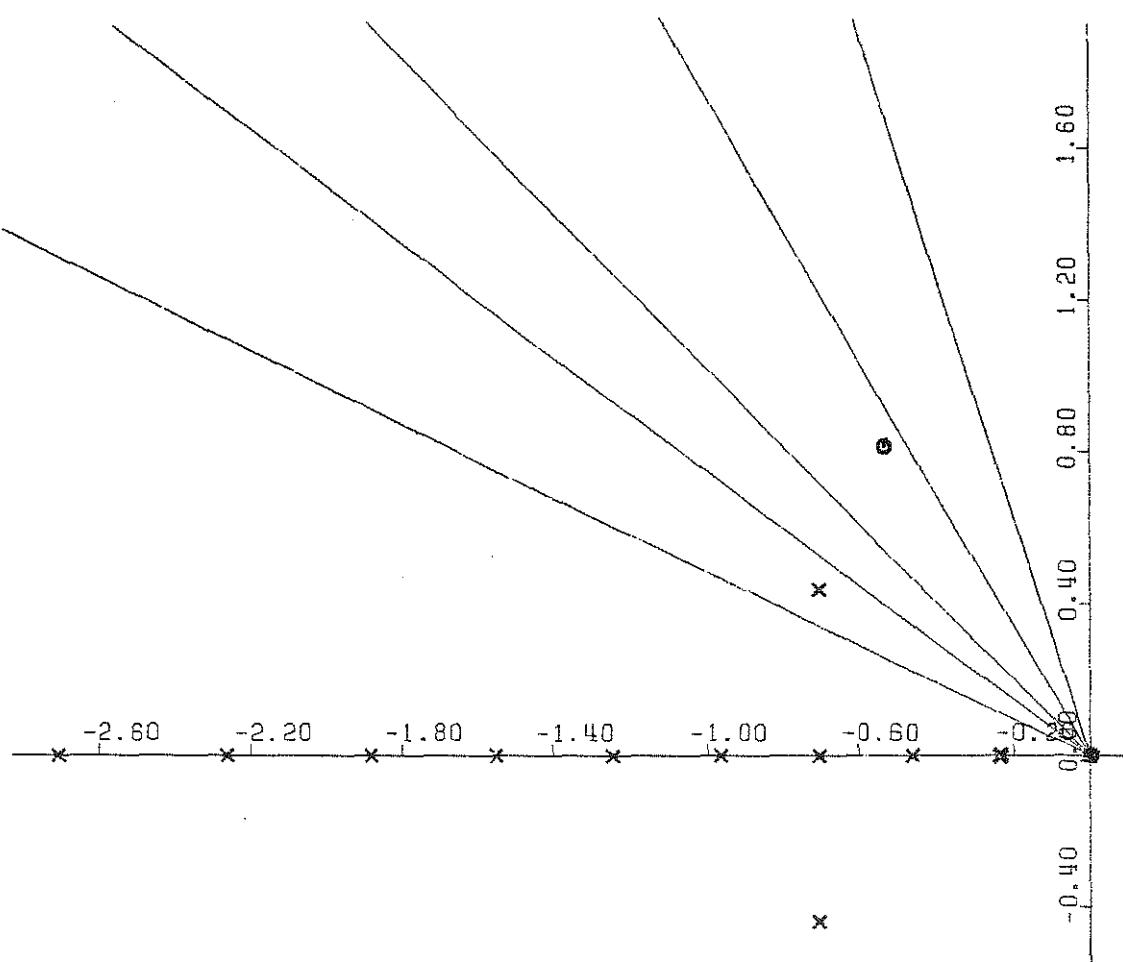


fig.6.6: DETAIL

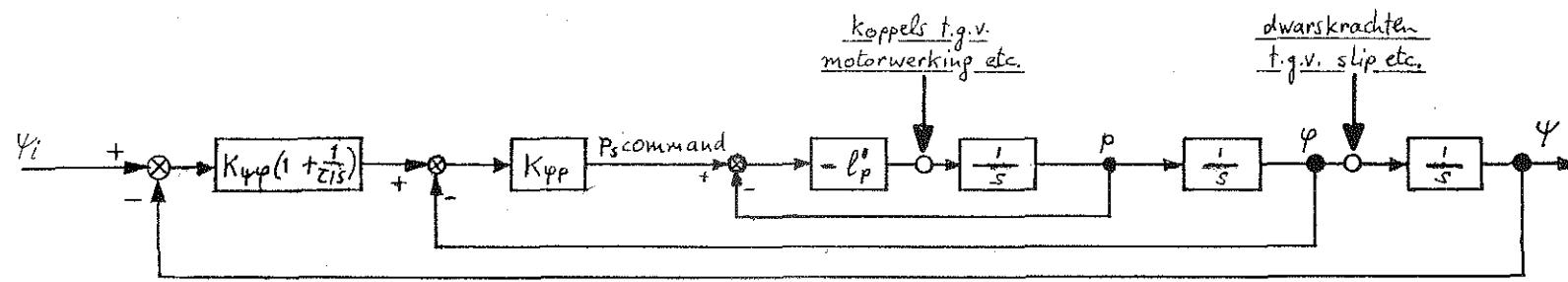


fig. 7.1: BLOKSCHEMA VOOR EEN KOERSREGELING MET PI-WERKING IN CASCADE OPBOUW

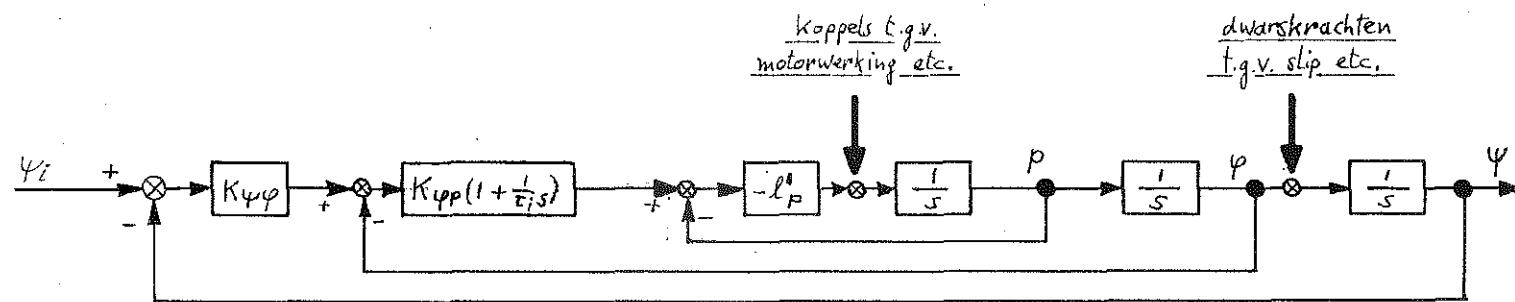


fig. 7.2: BLOKSCHHEMA VOOR EEN KOERSREGELING ZONDER EIGEN INTEGRERENDE WERKING,
ALS CASCADEREGELING OVER EEN ROLHOEK REGELING MET INTEGRATIE

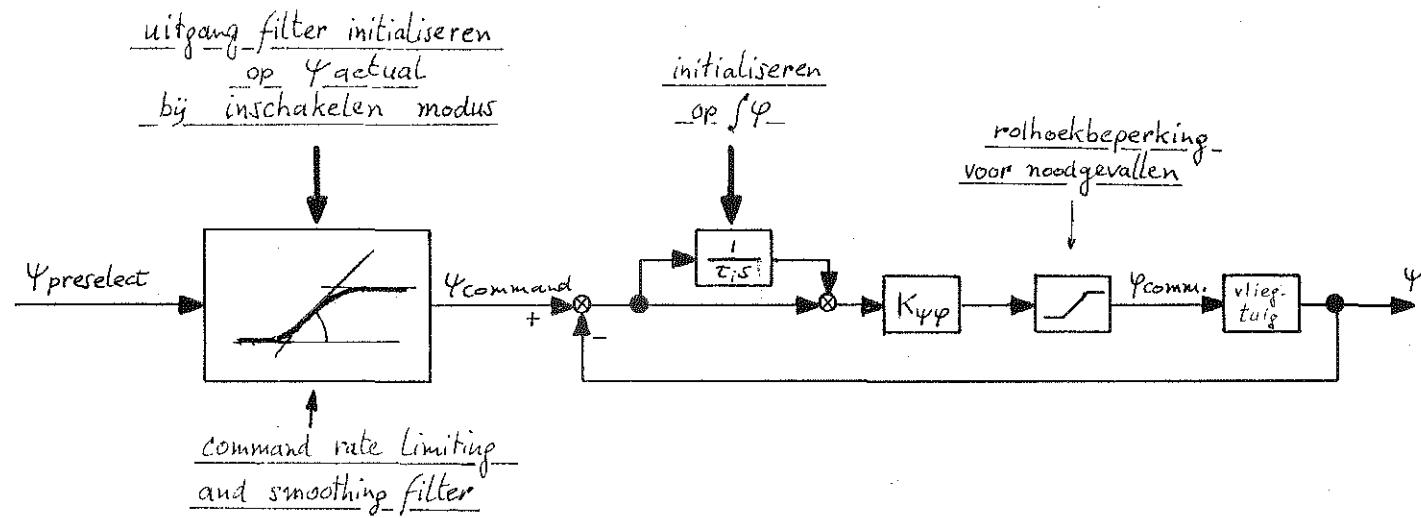


fig. 7.3: BLOKSCHHEMA VOOR EEN MODELVOLGEND KOERSREGELINGSSYSTEEM

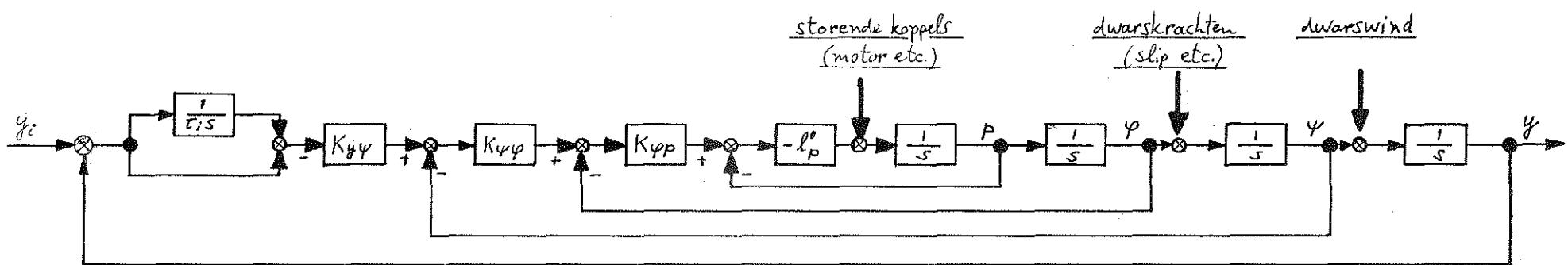
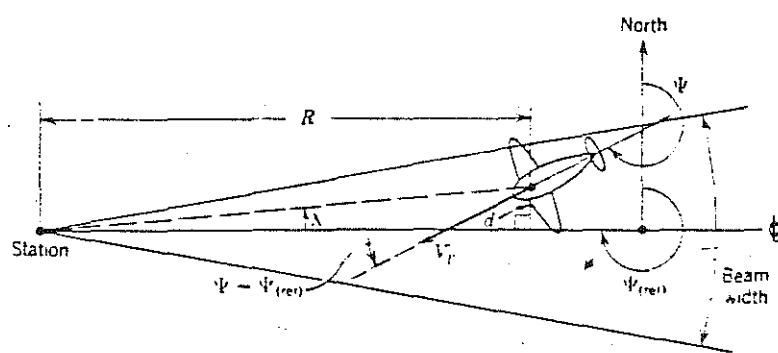
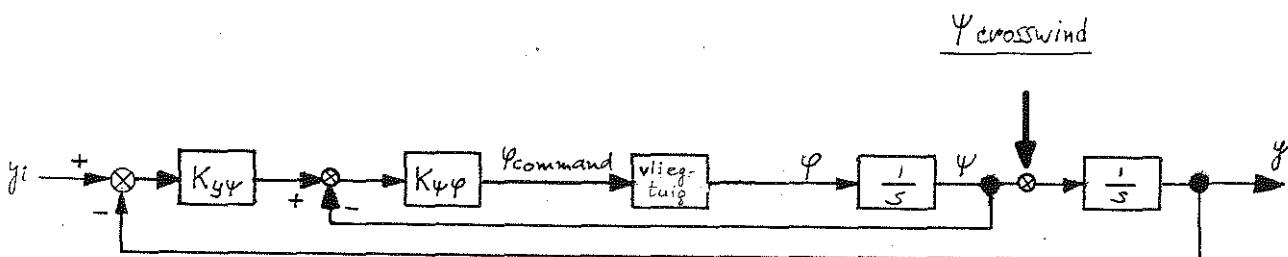


fig. 8.1: BLOKSCHHEMA VOOR EEN LOCALISER REGELING
MET INTEGRERENDE WERKING EN KOERSREFERENTIE

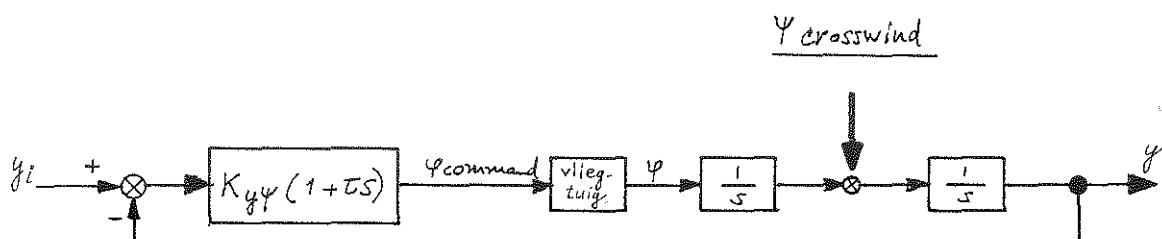


Geometry of lateral beam guidance. R = distance from the station to the aircraft; d = lateral distance of the aircraft off course; λ = angular error represented by d (λ and d are positive as shown); $\Psi - \Psi_{(ref)}$ = interception angle is negative when λ and d are positive.

fig. 8.2: ENIGE DEFINITIES EN TEKENAFSPREKEN
VOOR EEN LOCALISER NADERING



(a) demping via terugkoppeling van de koers



(b) demping via differentiërende regeling

fig. 8.3 TWEE BLOKSHEMA'S VOOR EEN LOCALISER REGELING

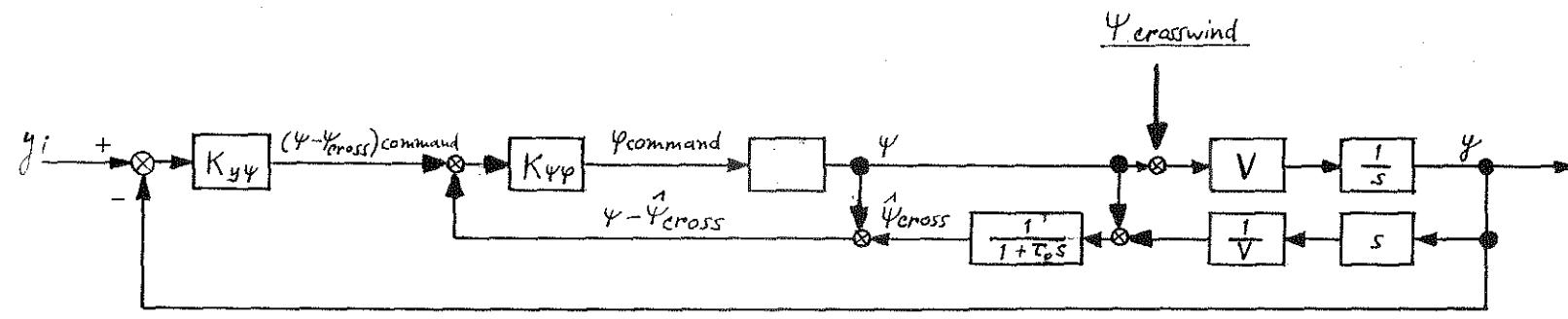


fig. 8.4: BLOKSCHHEMA VAN EEN LOCALISER REGELING
MET EXPLICIETE SCHATTING VAN DE DWARSWIND

Appendix A

Een dimensieloze parameter
voor de motorwerking in
het asymmetrische model

INHOUD

blz.:

A. 1	<u>INLEIDING</u>	A. 1
A. 2	<u>EEN NIEUWE PARAMETER VOOR DE MOTORWERKING</u>	A. 2
A. 3	<u>ONDERZOEK AAN DE NIEUWE PARAMETER</u>	A. 4
a.	metingen van de spiraalhoek van het zog	A. 4
b.	gebruik in het parameter identificatie programma	A. 4
	<u>REFERENTIES</u>	A. 5
	<u>TABELLEN EN FIGUREN</u>	A. 6 t/m A. 10

A.1 Bestaande modellen voor de motorwerking

Het is bekend, dat bij propellervliegtuigen belangrijke asymmetrische effecten optreden ten gevolge van de motorwerking.

Een asymmetrische regeling van hoge kwaliteit is niet compleet zonder een compensatie voor deze effecten. Het ligt voor de hand, om dit in de eerste plaats te bereiken door voorwaartskoppeling van de motorregeling met het rolroer ($c.q.p_s$ command) en het richtingsroer ($c.q.r_s$ command). Om hiertoe in staat te zijn moet er eerst een wiskundig model van de asymmetrische effecten van de motorwerking beschikbaar zijn.

Het model van de motorwerking dat aan de vakgroep in ontwikkeling is valt uiteen in drie stadia:

- ten eerste is er een model, waarmee het motorvermogen P volgt uit de ingestelde inlaatdruk p_z , het motortoerental n en de luchtdichtheid (zie bijvoorbeeld ref.A.1).
- ten tweede is er een model, waarmee uit het motorvermogen een gelijkheidsparameter kan worden bepaald die min of meer evenredig is met de dimensio-
loze stuwdruk. Deze parameter is de relatieve toename van de stuwdruk op een zeker punt in de schroefstraal, en kan ook tijdens de vlucht door meting bepaald worden (zie ref.A.2 en A.3).
- ten slotte wordt er gewerkt aan de identificatie van een dimensieloos wiskundig vliegtuigmodel, waarin de zojuist genoemde parameter als maat voor de motorwerking wordt gehanteerd (ref.A.4).

Uit de identificatie van de laatste trap van dit model blijkt, dat er inderdaad een belangrijke invloed van de motor is op de asymmetrische vergelijkingen, en wel voornamelijk een moment om de topas. De voornaamste compensatie voor de motorwerking zal dus de vorm aannemen van een voorwaartskoppeling naar het richtingsroer ($c.q.$ naar r_s command).

Bij het kiezen van de sterkte van deze voorwaartskoppeling blijkt nu echter, dat het tot op heden gevonden model hiervoor onvoldoende betrouwbare informatie biedt; men vergelijkt in ref.A.4 de figuren 2 en 10.

Een on bevredigend aspect van het tot nu toe beste model is boven dien, dat het asymmetrische effect om de topas het beste blijkt te correleren met de dimensieloze trekkracht tot de derde macht. Het valt niet mee, om daar voor een zinnige fysische verklaring te vinden. Men kan zich daarom de vraag stellen, of de gelijkheidsparameter voor de motorwerking wel zo gelukkig is gekozen.

A.2 Een nieuwe parameter voor de motorwerking

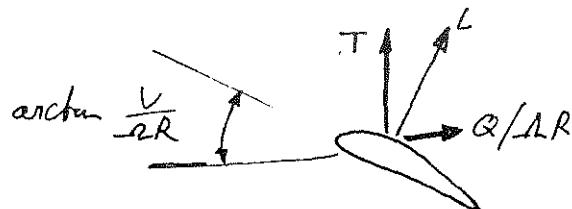
Bij het dimensieloos maken van de motorwerking ligt het voor de hand, om aan te nemen dat de symmetrische effecten van de motorwerking evenredig zullen zijn met de dimensieloze trekkracht en daarop is het gebruik van deze parameter ook gebaseerd.

Evenzeer ligt het echter voor de hand, om te veronderstellen dat de asymmetrische effecten evenredig zullen zijn met het dimensieloze motorkoppel. Dat geldt niet alleen voor de werking om de langssas, maar ook voor de werking om de topas. Dit kan als volgt toegelicht worden.

Het effect van de motorwerking om het moment om de topas is voornamelijk het gevolg van de spiraalvormige slipstroom van de propeller, die het kielvlak treft.

Achterwaartse versnelling van de schroefstraal daargelaten, is het effect in dimensieloze vorm dan evenredig met de hoek van de spiraal. Vergelijk $\rho b/2V$ etc. Het is ook te verwachten, dat de corrigerende richtingsroeruitslag hiermee evenredig is.

Nu is deze hoek in eerste benadering op diverse manieren te schatten. De eerste is rechtstreeks vanuit een bladelement van de schroef:



Bij een zekere dimensieloze trekkracht hoort meer zijdelingse kracht naarmate de spoed van de propeller groter is. Zeker voor een schroef met verstelbare spoed kan $C_{n_p t}$ dus alleen dimensieloos gemaakt worden voor een vaste waarde van de voortgangscoëfficiënt van de schroef, dus voor toerental evenredig vliegsnelheid.

Een iets nettere eerste orde afleiding van de spiraalhoek van het zog wordt geleverd door een impulsbeschouwing voor de propeller op een representatieve doorsnede, bijvoorbeeld $0.75R$.

Neem een ring dr , noem de in langs- en tangentiaal richting geïnduceerde snelheden respectievelijk u en w .

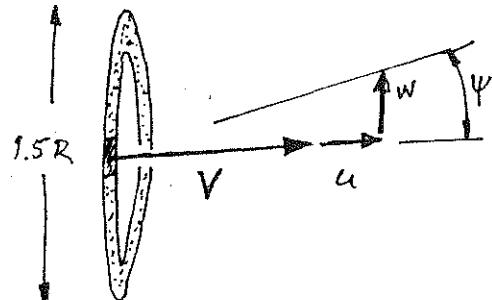
Door de geïnduceerde snelheden van de twee bladen uit te smeren over de hele ring volgt:

$$\text{massa per seconde} = \rho (V+u) \cdot 1,5 \pi R \cdot dr$$

$$\text{trekkkracht } T = \rho (V+u) \cdot 1,5 \pi R \cdot u \cdot dr$$

$$\text{koppel } Q = \rho (V+u) \cdot 1,5 \pi R \cdot w \cdot 0,75 R dr$$

$$TV = \eta \cdot \Omega \cdot Q$$



Nemen wij nu aan, dat u verwaarloosbaar is, of dat u/V constant is voor de te vergelijken condities, dan is de spiraalhoek van het zog evenredig met w/V .

Inspectie van de formules leert, dat $Q/\rho V^2$ een goede parameter zou zijn.

Uit de rendementsformule volgt dan, dat ook de parameter $(V/\Omega R) \cdot (T/\rho V^2)$ een beter verband zou moeten tonen met $C_{n\delta p_t}$ dan $T/\rho V^2$ alleen.

Dat is dus hetzelfde resultaat dat uit het bladelement volgde. Het is natuurlijk maar een principe idee; er zijn nogal dingen verwaarloosd, zoals u , het verschil tussen hoek en tangens, de verdeling van de trekkkracht over de radius van de schroef etcetera.

A.3 Onderzoek aan de nieuwe parameter

(a) metingen van de spiraalhoek van het zog

Alvorens de nieuwe parameter voor te leggen aan de mensen die zich met de modelidentificatie bezig houden, is enige bevestiging gezocht. In ref.A.3 worden metingen gerapporteerd van de spiraalhoek in de slipstroom van de propeller. Door aflezing van bij elkaar behorende waarden in de diverse figuren in dit verslag kunnen enige verbanden gelegd worden, die in ref.A.3 zelf niet besproken worden. De resultaten zijn samengevat in tabel A.1 en figuren A.1 t/m A.4.

De veronderstelling, dat het dimensieloze koppel Q_c een veel beter parameter is voor de spiraalhoek in het zog dan T_c wordt volledig bevestigd. Een iets minder goede parameter (maar nog altijd veel beter dan T_c) wordt verkregen door T_c te vermenigvuldigen met de voortgangscoëfficiënt J . Een bijkomend voordeel is, dat Q_c en $T_c J$ in de vlucht over een kleiner bereik variëren dan T_c .

(b) gebruik in het parameter identificatie programma

Naar aanleiding van de bovenstaande argumenten is door A.J. Blok een run gedraaid van het parameter identificatie programma van de vakgroep, waarin naast de steeds gebruikte parameters:

$$\left(\frac{\delta_{pt}}{\frac{1}{2} \rho V^2} \right) \quad \text{en} \quad \left(\frac{\delta_{pt}}{\frac{1}{2} \rho V^2} \right)^3$$

ook de parameter:

$$\left(\frac{\delta_{pt}}{\frac{1}{2} \rho V^2} \right) \cdot J \qquad \text{waarin } J = \frac{V}{nD}$$

als keuzemogelijkheid werd opgenomen. Het programma bleek deze nieuwe parameter, bij de bepaling van C_n , inderdaad te verkiezen boven de oude, en met een zichtbaar betere correlatie.

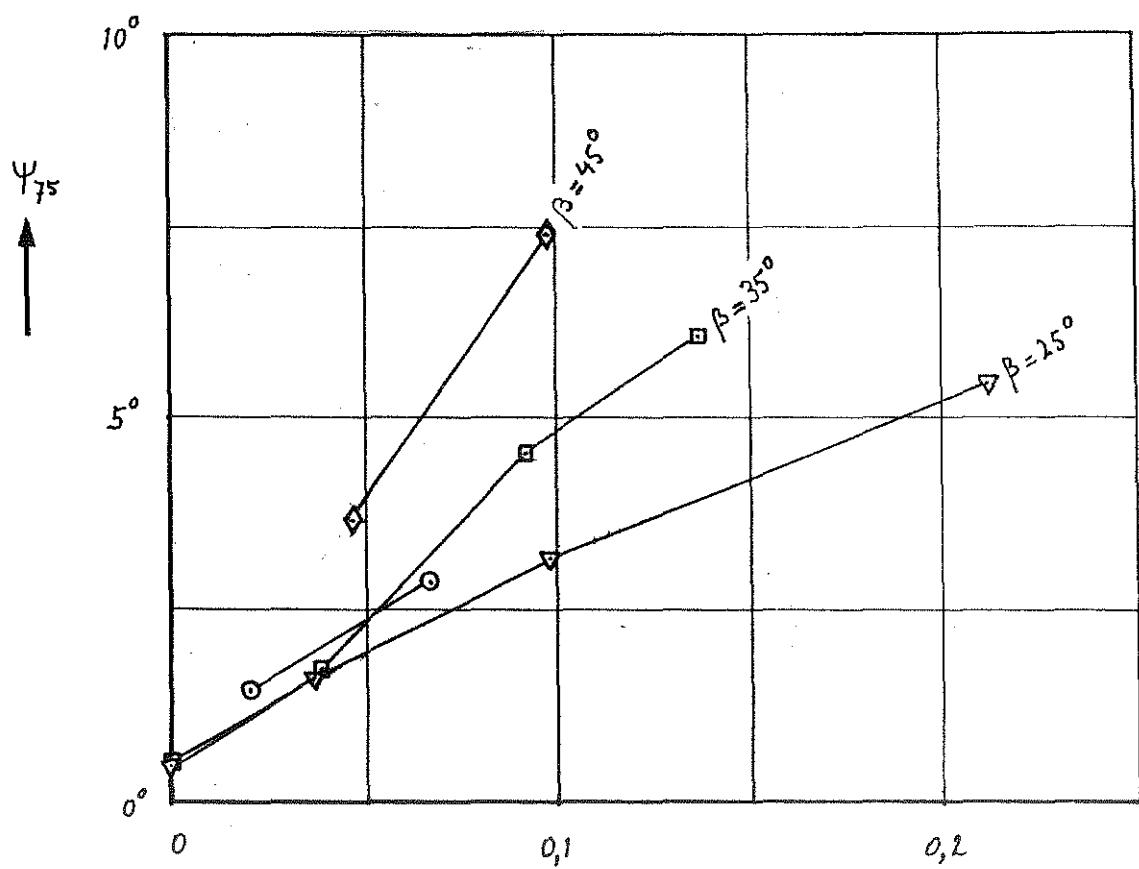
Nader onderzoek naar deze nieuwe parameter (en naar zijn kruistermen en hogere machten) lijkt dus zeker zinvol.

Referenties

- ref. A.1 Jonkers, H.L.
Application of the Kalman filter to flight path reconstruction
from flight test data including estimation of instrumental bias
error corrections
- ref. A.2 Gerlach, O.H.
The determination of stability derivatives and performance
characteristics from dynamic manoeuvres.
Delft, 1971, Report VTH-163
- ref. A.3 Broek, J.J.
The use of the total-head rise across the propeller of the
De Havilland Canada DHC-2 Beaver as a similarity parameter
to simulate power-on flight in the wind tunnel.
Delft, 1976, Report VTH-190
- ref. A.4 Mulder, J.A., Hollander, J.G. den, Brinkorst, H.
Aerodynamic model identification from dynamic flight test
data and wind tunnel experiments.
Delft, 1982, Report LR-361

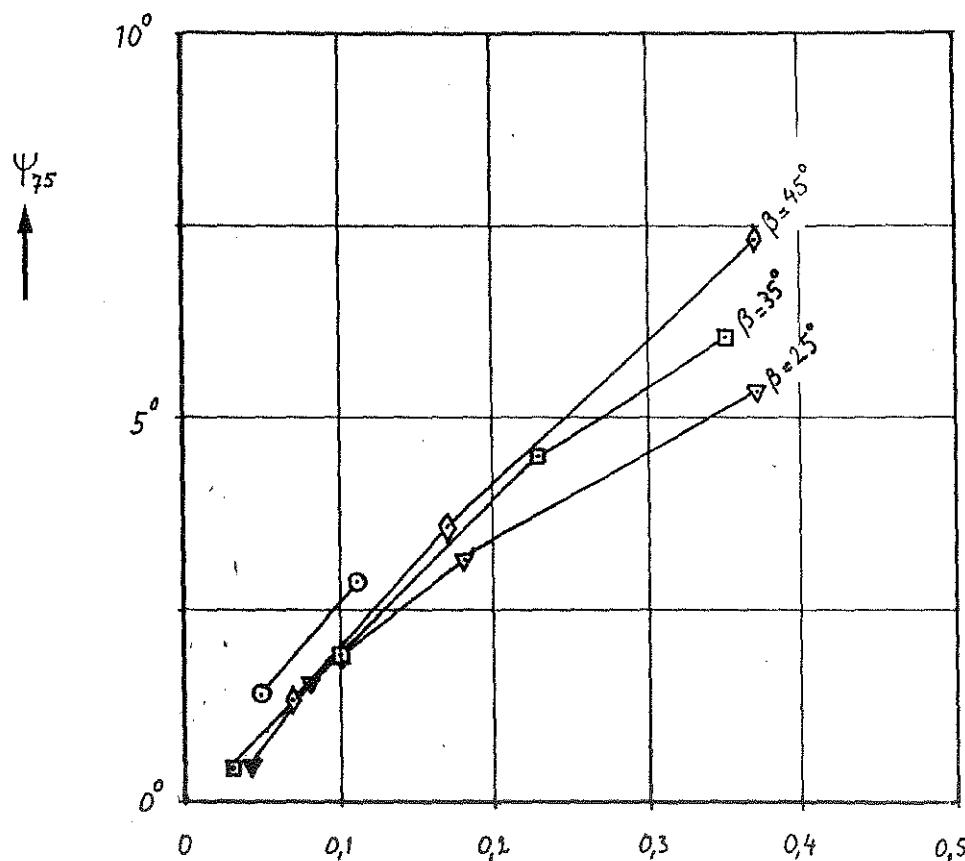
	Q_c	T_c	J	ψ_{75}	$T_c \cdot J$
$\beta = 15^\circ$	0.011	0.067	0.64	2.86	.0429
	0.005	0.020	0.72	1.43	.0145
$\beta = 25^\circ$	0.037	0.223	0.64	5.36	.1434
	0.018	0.098	0.83	3.17	.0813
	0.008	0.037	1.04	1.57	.0386
	0.004	0.000	1.28	0.43	.000
$\beta = 35^\circ$	0.035	0.137	0.87	6.00	.1190
	0.023	0.092	1.03	4.49	.0946
	0.010	0.034	1.38	1.93	.0469
	0.003	0.000	1.82	0.43	.000
$\beta = 45^\circ$	0.037	0.098	1.08	7.29	.1057
	0.017	0.043	1.51	3.61	.0651
	0.007	-		1.31	~0

tabel A.1 ENIGE VERBANDE, SAMENGESTELD UIT DE
FIGUREN 6, 7 EN 11 IN REF. A.3



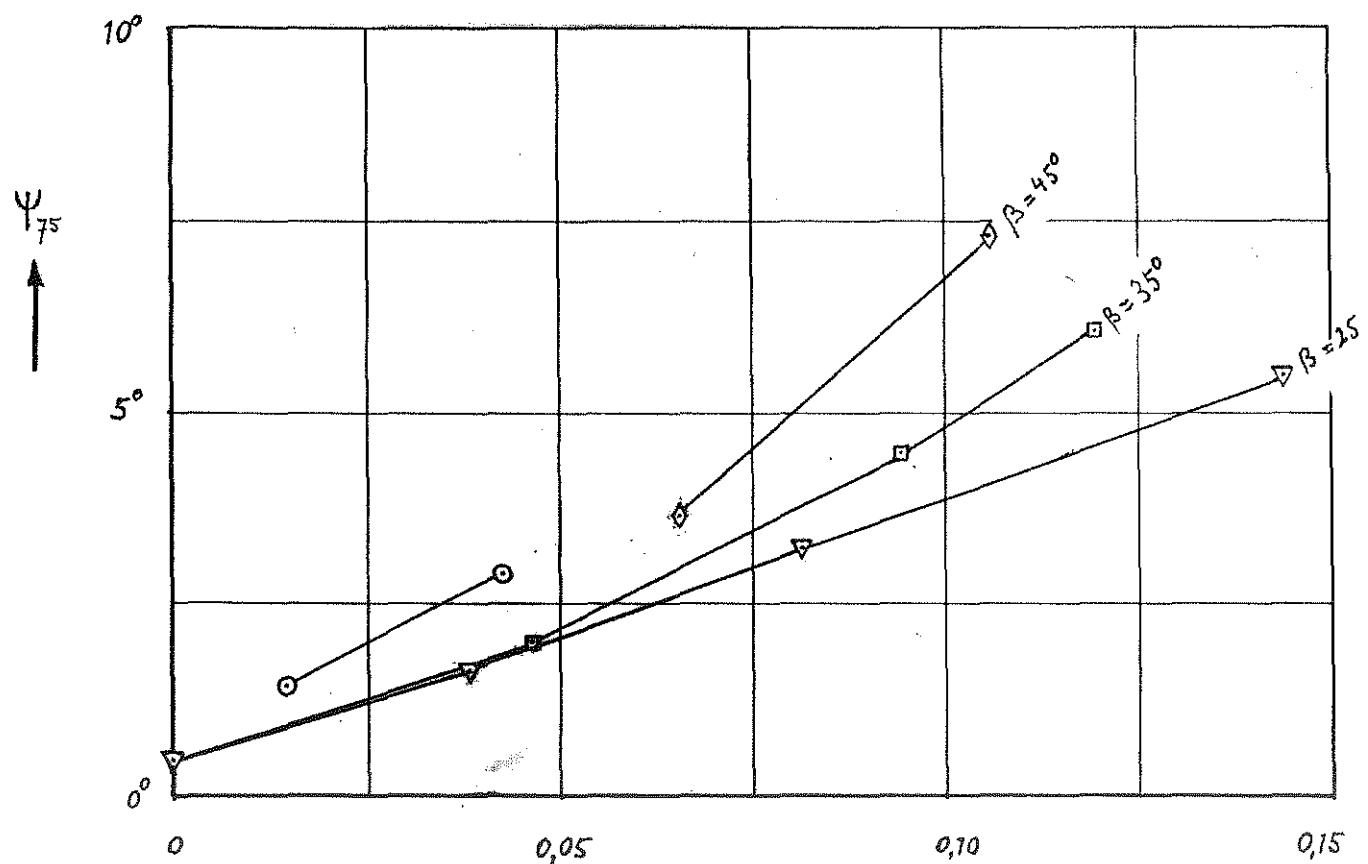
$$\rightarrow T_c = \frac{T}{\rho V^2 D^2}$$

figuur A.1: DE SPIRAALHOEK IN HET ZOG VAN DE
PROPELLEER ALS FUNCTIE VAN DE
DIMENSIELOZE TREKKRACHT



$$\longrightarrow Q_C = \frac{Q}{\rho V^2 D^3}$$

fig. A.2: DE SPIRAALHOEK IN HET ZOG VAN DE PROPELLEER
ALS FUNCTIE VAN HET DIMENSIELOZE KOPPEL



$$\longrightarrow T_C \cdot J = T_C \cdot \frac{V}{n D}$$

fig. A.3: DE SPIRAALHOEK IN HET ZOG VAN DE PROPELLER ALS
FUNCTIE VAN EEN MOGELIJKE BENADERING VAN HET
DIMENSIELOZE KOPPEL

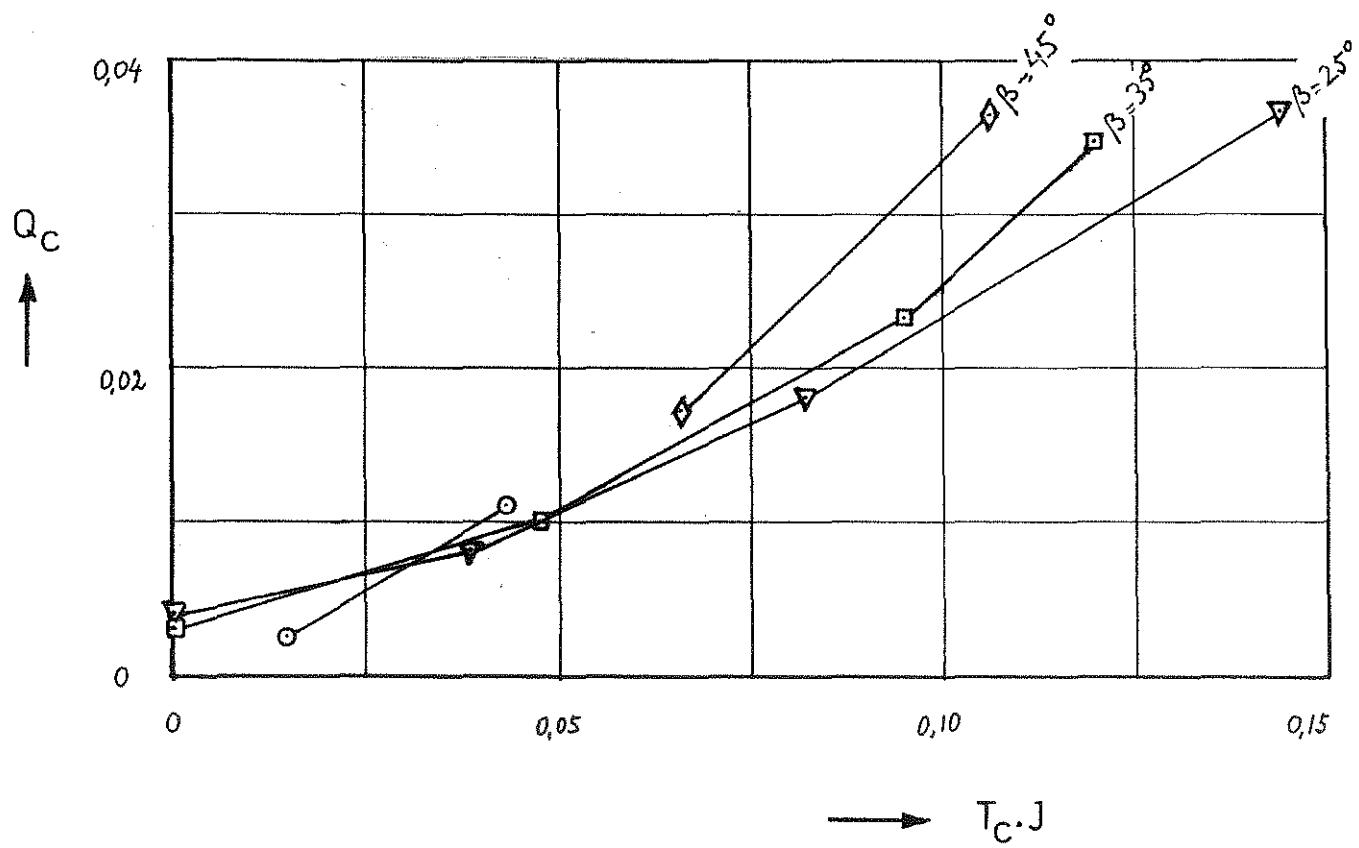


fig. A.4: HET DIMENSIELOZE KOPPEL ALS FUNCTIE
VAN EEN MOGELIJKE BENADERING