

KONINKLIJKE MILITAIRE SCHOOL
139e Polytechnische Promotie
Luitenant-Generaal Jean LIAGRE

Akademiejaar 1988-1989
5e studiejaar

DEELNEMING AAN DE REALISATIE VAN EEN DIDACTISCHE VLUCHTSIMULATOR : THEORETISCHE STUDIE EN SIMULATIE VAN C.C.V.

door
Onderluitenant-leerling
Patrick VAN HOESERLANDE

*Afstudeerwerk voorgelegd tot het
bekomen van de titel van
burgerlijk ingenieur*

Deelname aan de didactische vluchtsimulator : studie en simulatie van een C.C.V. (samenvatting)

De strenge kwaliteitseisen waaraan vliegtuigen moeten voldoen maken dat de constructeurs nieuwe ontwerpmethodes zijn gaan gebruiken. Het aanwenden van moderne elektronische regelsystemen neemt daarbij een belangrijke plaats in. Dit werk dat een overzicht van de mogelijkheden probeert te geven, bestaat uit drie delen.

Het eerste deel, een inleidend hoofdstuk, schetst de evolutie van de besturingssystemen in de luchtvaart. Het toont aan hoe het 'Controls Configured Vehicle'-concept gegroeid is.

Het tweede deel bevat de theorie die dient als basis voor de studie en de simulatie van enkele C.C.V.-voorbeelden. Deze basis wordt gevormd door de aerodynamica, de vluchtmechanica en de regeltechniek.

Het derde en laatste deel vormt de eigenlijke studie en simulatie. Het gaat dieper in op de drie groepen van actieve systemen : de veiligheidssystemen, de structuurbeveiligers en de systemen voor de verbetering van de vliegkwaliteiten.

De bedoeling van dit werk is het aantonen van de technische toepassingen van de regeltechniek in een C.C.V. Het laat duidelijk blijken dat een modern vliegtuig het resultaat is van een interdisciplinaire samenwerking.

Hierbij wil ik mijn dank betuigen aan diegenen die mij bij dit afstudeerwerk geholpen hebben.

In de eerste plaats de Luitenant ir. F. Gielen voor zijn steun en zijn hulp tijdens de maanden die aan het schrijven van dit afstudeerwerk voorafgingen.

Tevens wil ik de Heer Doc. Dr. ir. M. Timmerman bedanken voor zijn hulp en het ter beschikking stellen van het materiaal, alsmede zijn groep medewerkers van het SDC.

Ook bedank ik de Heer Doc. Dr. ir. Vloeberghs voor het uitlenen van de nodige software en voor de bijstand bij het oplossen van de talrijke regeltechnische problemen.

Tenslotte dank ik al mijn medewerkers aan het thuisfront want alhoewel hier anoniem werd dank zij hen dit werk een bereikbare opgave.

INHOUDSTAFEL

Lijst der figuren
Lijst der afkortingen
Lijst der symbolen

i. INLEIDEND DEEL: De evolutie van de vluchtcontrole-systemen

- i.1. Inleiding 2
- i.2. Bondige technische woordverklaring 2
- i.3. De volledig manuele besturing 5
- i.4. De mechanische, hydraulische besturingen 7
- i.5. De volledig elektrische besturing 10
- i.6. Mijlpaal in de evolutie : CCV 13
- i.7. Besluit 13

I. DEEL I: Begrippen uit de aërodynamica, de vluchtmechanica en de regeltechniek

- I.1. Inleiding 16
- I.2. Begrippen uit de aërodynamica
 - I.2.1. Inleiding 17
 - I.2.2. De vleugel 17
 - I.2.3. Enkele conventies en definities 20
 - I.2.4. De kleppen en roeren 21
 - I.2.5. De neusvleugels of 'Canards' 23
 - I.2.6. Besluit 26
- I.3. Begrippen uit de vluchtmechanica
 - I.3.1. Inleiding 27
 - I.3.2. De assenstelsels 27
 - I.3.3. Conventies en definities 29
 - I.3.4. De vluchtvergelijkingen 31

I.3.5. Stabiliteit van vliegtuigen	33
I.3.6. Besluit	39
I.4. De regeltechniek	
I.4.1. Inleiding	40
I.4.2. De continue systemen	40
I.4.3. Het bemonsteren	42
I.4.4. De z-transformatie	43
I.4.5. Matriciële voorstelling van een bemonsterd systeem	45
I.4.6. De z-transmittantie van een discreet systeem	46
I.4.7. Bestuur- en observeerbaarheid	47
I.4.8. De optimalisatiemethode	48
I.4.9. De modale regeling	50
I.4.10. De voorwaartse regeling	55
I.4.11. De waarnemer van Lüenberger	59
I.4.12. De gemiddelde waarden	60
I.4.13. Besluit	61
I.5. Begrippen uit andere wetenschappelijke disciplines	
I.5.1. Inleiding	62
I.5.2. De exploitatie van vliegtuigen	62
I.5.3. Begrippen uit de metaalconstructie	69
I.5.4. De studie der trillingen van stelsels	72
I.5.5. Besluit	78
I.6. Slotbeschouwing	79

DEEL II: Studie en simulatie van een 'Controls Configured Vehicle'

II.1. Inleiding	81
II.2. Het CCV-concept en ACT	
II.2.1. Inleiding	82
II.2.2. Definities	82
II.2.3. Situering van ACT	82

II.2.4.	Gebruik van ACT	83
II.2.5.	De CCV ontwerplus	84
II.2.6.	Slot	87
II.3.	De 'Fly By Wire'	
II.3.1.	Inleiding	88
II.3.2.	Het FBW-idee	88
II.3.3.	Ontdubbeling van het FBW-systeem	89
II.3.4.	Opmerking	91
II.3.5.	Besluit	91
II.3.6.	Numeriek voorbeeld	92
II.4.	De veiligheids- en comfortgroep	
II.4.1.	Inleiding	108
II.4.2.	Passieve beperkers	108
II.4.3.	De actieve beperkers	113
II.4.4.	Het 'Anti-Gust' systeem	117
II.4.5.	Het 'Ride Control System'	125
II.4.6.	Besluit	128
II.5.	Groep voor de beveiliging van de structuur	
II.5.1.	Inleiding	130
II.5.2.	De manoeuvrebelastingsbeperker	130
II.5.3.	Het anti-flutter systeem	137
II.5.4.	Besluit	147
II.6.	Groep voor de verbetering van de vliegkwaliteiten	
II.6.1.	Inleiding	148
II.6.2.	De automatische 'Flap' controle	148
II.6.3.	De 'Swing Wing'	151
II.6.4.	Het 'Gun Compensation System'	155
II.6.5.	De 'Relaxed Static Stability'	157
II.6.6.	Bijzondere bewegingsmogelijkheden	166
II.6.7.	De besturing met zes vrijheidsgraden	171
II.6.8.	Besluit	196
II.7.	Slotbeschouwingen	
II.7.1.	Toepassingsproblemen	197
II.7.2.	Toekomstmogelijkheden	197
II.7.3.	Belangrijke opmerking	198

II.7.4. Eindconclusie 199

Bijlage A : Opstelling van de longitudinale transmittantie

- A.1. Inleiding i
- A.2. De vergelijking i
- A.3. Hypothesen iii
- A.4. Uitwerking van de formules iii
- A.5. Transmittantie van de F-16 v
- A.6. Opmerking vi
- A.7. Besluit vi

Bijlage B : De lijst der programma's

- B.1. De gebruikte omgeving vii
- B.2. De lijst der programma's vii

Bibliografie

LIJST DER FIGUREN

- i.1 : De vliegtuigassen
- i.2 : De longitudinale en laterale bewegingen
- i.3 : Het vluchtdomein
- i.4 : Besturing door verplaatsing van het
zwaartepunt
- i.5 : De manuele besturing
- i.6 : Werkingsprincipe van een trim
- i.7 : De besturing met een AFD
- i.8 : De Cauchy-Nyquist krommen
- i.9 : De complexe mechanische besturing
- i.10 : De eenvoudige elektronische sturing
- i.11 : De 'Electrical Signalling'
- i.12 : De 'Fly By Wire'

- I.1 : De limietlaag
- I.2 : De draagkracht i.f.v. de aanvalshoek
- I.3 : Het verschijnsel 'Buffeting'
- I.4 : De poolkromme
- I.5 : 'Thrust Vectoring'
- I.6 : De klepwerking
- I.7 : Horizontale en verticale 'Canards'
- I.8 : Het effect van een horizontale 'Canard' op de
draagkracht
- I.9 : De stuureffecten van de horizontale 'Canard'
- I.10 : De vliegtuigassen
- I.11 : De assenstelsels
- I.12 : Het oplossingsstramien voor de vluchtvergelijking
- I.13 : De stabiliteitstoestanden
- I.14 : De dynamische stabiliteit
- I.15 : De stabiliteit bij vliegtuigen
- I.16 : De stabiliteitstest
- I.17 : De incidentieoscillatie bij een F-4

- I.18 : De laterale expansie van een F-8
- I.19 : Het stelsel met één in- en uitgang
- I.20 : De grootste frequentie van de signalen
- I.21 : Voorstelling in het complex vlak
- I.22 : De modale regelaar
- I.23 : De voorwaartse regeling
- I.24 : De waarnemer
- I.25 : Het vluchtdomein
- I.26 : Het maneuvardomein
- I.27 : Waarden voor het diagram
- I.28 : Het maneuvardomein van een F-104
- I.29 : De 'Head Up Display'
- I.30 : Ingrijpen van de FC op de SEP
- I.31 : Het trekdiagram
- I.32 : De buigingsbelasting
- I.33 : De belastingsgevallen bij buiging
- I.34 : De veer
- I.35 : De dempingsgevallen
- I.36 : Een voorbeeld

- II.1 : Het CCV-vendiagram
- II.2 : De klassieke ontwerpmethode
- II.3 : De CCV-ontwerplus
- II.4 : De invloed van BIT
- II.5 : Resultaten van een FBW-simulatie
- II.6 : FBW met regeling op de
belasting in de cockpit
- II.7 : FBW zonder kleppen
- II.8 : De tweestaps FBW regelaar
- II.9 : De cockpitbelasting bij een tweestapsregelaar
- II.10 : De gedwongen regelaar 1g
- II.11 : De gedwongen regelaar 8g
- II.12 : De gedwongen regelaar zonder kleppen
- II.13 : Variatie van de toegestane belasting
- II.14 : Variatie van de aanvalshoek

- II.15 : Testvlucht YF-16
- II.16 : Variatie van de richtingsstabiliteit
- II.17 : De invloed van de LEF
- II.18 : Tolgevaar bij de F-4
- II.19 : Het gustdiagram
- II.20 : Belastingsvermeerdering door faseverschil
- II.21 : AGS simulatie
- II.22 : 'Canards' als RCS stuurelementen
- II.23 : De combinatie van een RCS met een AGS
- II.24 : De IBF en de OBF
- II.25 : De principewerking van een MLC
- II.26 : De elliptische verdeling
- II.27 : Resultaten met 'mom'
- II.28 : Resultaten met 'mlc'
- II.29 : De 'flutter' in eigenwaarde
- II.30 : Het verschijnsel 'flutter'
- II.31 : De eigenmodes van een vleugel
- II.32 : De eigendemping
- II.33 : TEF en LEF
- II.34 : De 'ideale' poolkromme
- II.35 : Een ALC-systeem
- II.36 : Een AVWC-systeem
- II.37 : Supersone effecten
- II.38 : Weerstandverhoging
- II.39 : De F-111
- II.40 : Twee boordwapens in de vleugels
- II.41 : Variatie van het terugstootmoment
- II.42 : Stabiel en onstabiel vliegtuig
- II.43 : Verkleind vleugeloppervlak
- II.44 : Oorzaak minimaal startoppervlak
- II.45 : De dimensioneringsdiagrammen
- II.46 : Stabiliteitsvariatie
- II.47 : Beperkingen op de onstabieliteit
- II.48 : Prestatieverbetering door RSS
- II.49 : Experimentele vliegtuigen

II.50	: Voorontwerp B-2
II.51	: Vermindering lawaaihinder door toepassing DLC
II.52	: De vrijheidsgraden
II.53	: De longitudinale modes
II.54	: De laterale modes
II.55	: Voorstelling op het diagram
II.56	: De supplementaire stuurorganen
II.57	: Krachtenontwikkeling door een HC
II.58	: Invloed op de richtingsstabiliteit
II.59	: Samenvattende tabel
II.60	: Gecombineerd gebruik
II.61	: Simulatie 1 tegen 1
II.62	: De vuurzone
II.63	: Simulatie 1 tegen 2
II.64	: ER voor gevecht met SRM
II.65	: Bevindingen met de F-16/CCV
II.66	: Ontwerp 1 'pitch pointing'
II.67	: Ontwerp 1 verticale translatie
II.68	: Tweede ontwerp 'pitch pointing'
II.69	: Verticale translatie
II.70	: Derde mode
II.71	: Gesloten lus 'pitch pointing'
II.72	: Gesloten lus verticale translatie
II.73	: De belastingen
II.74	: Andere regelparameters
A.1	: De longitudinale beweging
B.1	: De gebruikte omgeving

LIJST DER AFKORTINGEN

6DOF : Six Degrees Of Freedom

ACT : Active Control Technology

ADS : Air Data System

AFD : Artificial Feel Device

ALC : Active Lift Control

AoA : Angle of Attack

AVWC : Automatic Variable Wing Camber

BFB : Belastingsfactorbeperker

BIT : Build In Tests

CCV : Controls Configured Vehicle

CG : Centre of Gravity

CSAS : Command and Stability Augmented System

DLC : Direct Lift Control

DSFC : Direct SideForce Control

ES : Electrical Signalling

FBW : Fly By Wire

FC : FlightComputer

HC : Horizontale 'Canards'

LEF : Leading Edge Flaps

MLC : Maneuver Load Control

MTBF : Mean Time Between Failure

RCS : Ride Control System

rms : root mean square

RSS : Relaxed Static Stability

SAS : Stability Augmented System

SW : Swing Wing

TEF : Trailing Edge Flaps

VC : Vertical 'Canard'

LIJST DER SYMBOLEN

	: Aanvalshoek
C	: Dempingsmatrix
CG	: Zwaartepunt ('Centre of Gravity')
C_{mxi}	: Aërodynamische afgeleide naar i van het moment rond de x-as
f_s	: Bemonsteringsfrequentie
K	: Stijfheidsmatrix
m	: Massa
M	: Massamatrix
M_{Fp}	: Moment van de kracht F t.o.v. het punt p
S	: Oppervlakte
t	: Tijd
T_s	: Bemonsteringstijd
p	: Laplacesymbool
u	: Ingangsvector of regelvector
V	: Snelheid
x	: Toestandsvector
y	: Uitgangsvector

indices

T	: Staart ('Tail')
W	: Vleugel ('Wing')
x	: De langsas
y	: De dwarsas
z	: De topas

INLEIDEND DEEL: #

DE EVOLUTIE VAN DE VLUCHTCONTROLESYSTEMEN #

#####

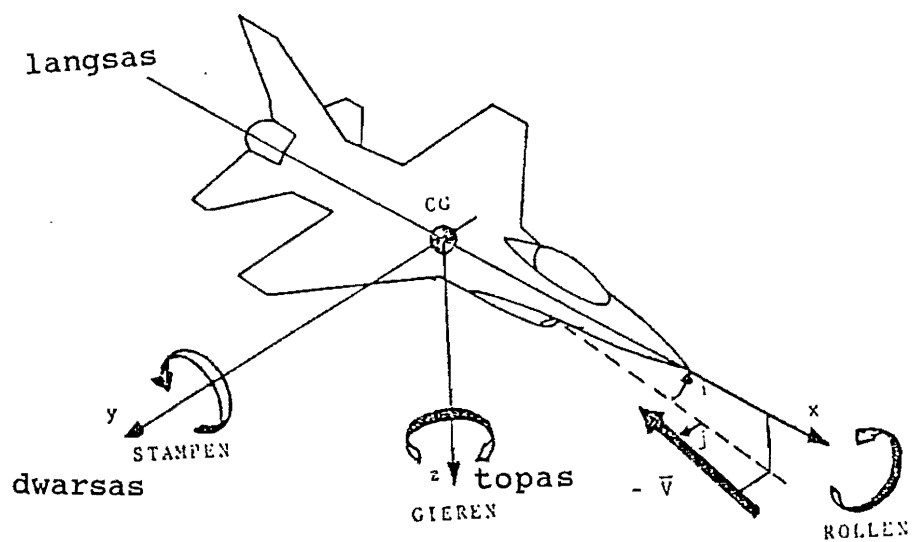
i.1. Inleiding

Alhoewel het besturen van een vliegtuig en het controleren van de vliegeigenschappen m.b.v. computers, het zogenaamde 'Controls Configured Vehicle', revolutionair lijkt, is het een logische stap die voortvloeit uit de evolutie van de vluchtcontrolesystemen. Door een betere kennis van de regeltechniek, de evolutie in de informatica en de wil tot perfektioneren van de performanties van het vliegtuig is het CCV-concept gegroeid.

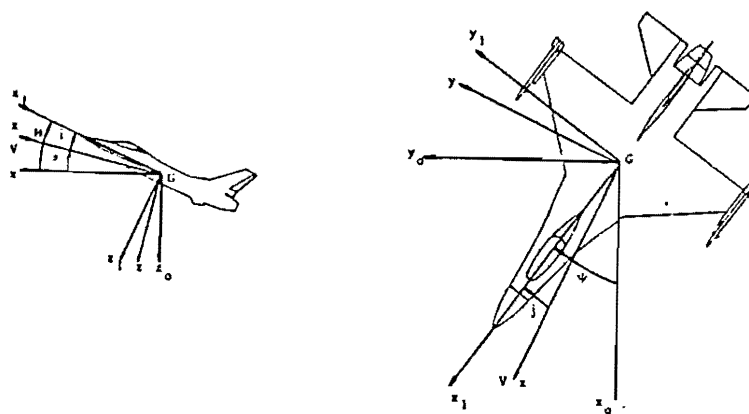
Ten einde dit beter te begrijpen geeft dit hoofdstuk een kort overzicht van de als maar complexer wordende vluchtcontrolesystemen. Eerst worden enkele technische termen die in dit inleidend hoofdstuk voorkomen bondig uitgelegd. Deze terminologie wordt in de volgende delen van dit boek grondiger behandeld.

i.2. Bondige technische woordverklaring

De beweging van een vliegtuig kan, zoals voor ieder punt, beschreven worden met drie assen. In de vluchtmechanica worden deze assen de topas, de dwarsas en de langsas genoemd (figuur i.1). De draaibewegingen rond deze assen zijn respectievelijk het gieren, het stampen en het rollen. Via de vergelijkingen, die deze bewegingen wiskundig vertalen, kan er aangetoond worden, mits aan bepaalde voorwaarden voldaan wordt, dat de studie van de beweging van het vliegtuig ingedeeld mag worden in een longitudinale, in het vlak van de langs- en topas, en een laterale, in het vlak van de langs- en dwarsas, beweging (figuur i.2).



Figuur i.1: De vliegtuigassen



Figuur i.2: De longitudinale en laterale bewegingen

Om bepaalde ideeën principieel weer te geven wordt soms gebruik gemaakt van het begrip drukcentrum. Het drukcentrum is het snijpunt van de resultante der aërodynamische krachten met de koorde van het draagvlak. Dit punt heeft het voordeel dat het gemakkelijk te omvatten is.

[illegible]

Figuur i.3: Het vluchtdomein

voor een bepaald vliegtuig theoretisch mogelijk zijn. De beperkingen kunnen opgelegd worden door bijvoorbeeld de overtreksnelheid, de maximale dynamische druk en de maximale snelheid die een vliegtuig verdragen kan. Voor gevechtsvliegtuigen wordt er geprobeerd het vluchtdomein zo groot mogelijk te maken maar er moet tevens gezorgd worden dat de besturing in ieder punt van het domein

mogelijk is.

Met de stabiliteit wordt verwezen naar het gedrag van een vliegtuig na een storing. Een stabiel toestel keert binnen een bepaalde tijd naar zijn evenwichtspositie terug. Asymptotisch stabiel betekent dat het evenwichtspunt pas na een oneindige tijdspanne bereikt wordt. Onstabiele toestellen verwijderen zich, na een storing, voortdurend van het evenwichtspunt.

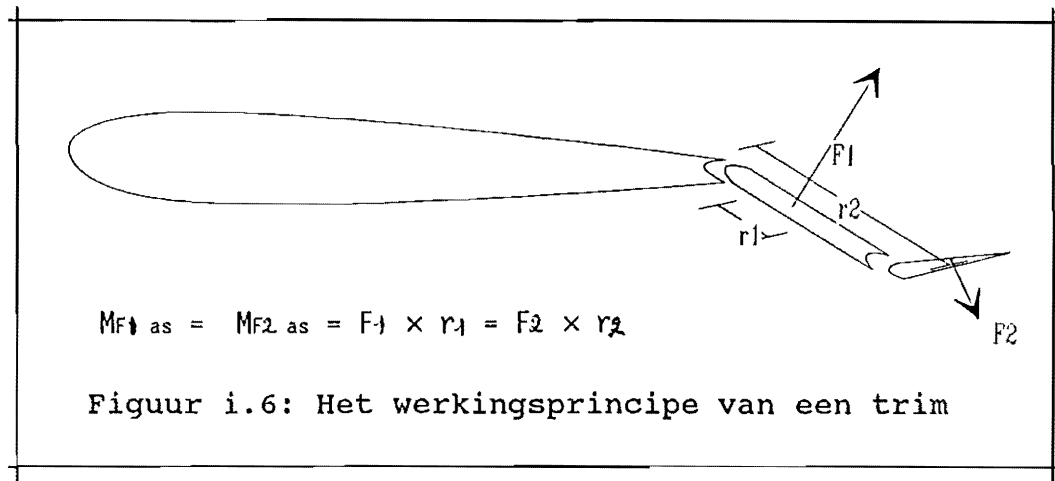
Al deze termen worden grondiger besproken in de volgende delen van dit boek.

i.3. De volledig manuele besturing

Otto Lietenthal (*1848,+1896), een Duitse luchtvaartpionier op het vlak van zweefvliegtuigen, gebruikte zijn eigen gewicht om de relatieve ligging van het zwaartepunt t.o.v. het drukcentrum te wijzigen om zo zijn zweefstoestellen te besturen (figuur i.4). Dit kon omdat door de verplaatsing van het zwaartepunt de hefboomsarm verandert en daardoor kon zowel de grootte als de zin van het stampmoment gecontroleerd worden. Omdat het gewicht van de eerste motorvliegtuigen dit soort besturing onmogelijk maakte en om redenen van comfort werd snel uitgezien naar een systeem met centrale besturingsmogelijkheden.

Deze eerste besturingssystemen bestonden uit eenvoudige mechanische elementen zoals kabels, katrollen en scharnieren (figuur i.5). De kracht die nodig was om de roeren te verplaatsen diende volledig door de piloot geleverd te worden. Wel was het mogelijk om via een trimkabel de trimvlakken zo af te stellen dat de piloot tijdens de kruisvlucht geen stuurkracht moest uitoefenen. Doordat het trimvlak zich op het einde van het stuurvlak

(figuur i.6). Daar de afstanden sterk verschillend waren,



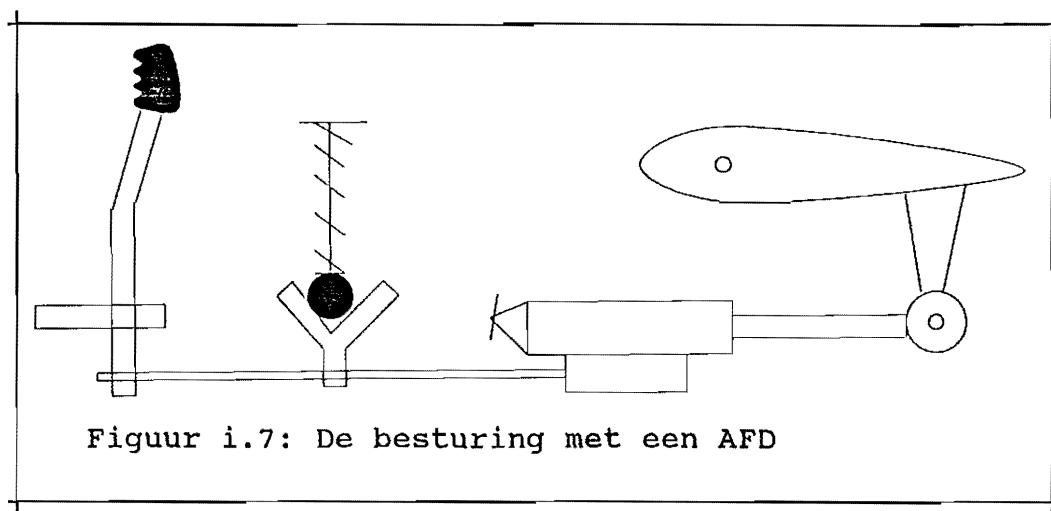
was de invloed van het roervlak op de sturing groter dan dat van het trimvlak.

Naast deze aërodynamische trimmen bestonden er ook mechanische trimmethodes d.m.v. het blokkeren van de stuurstang of het creëren van een tegengesteld moment m.b.v. een gewicht of een veer.

i4. De mechanische, hydraulische besturingen

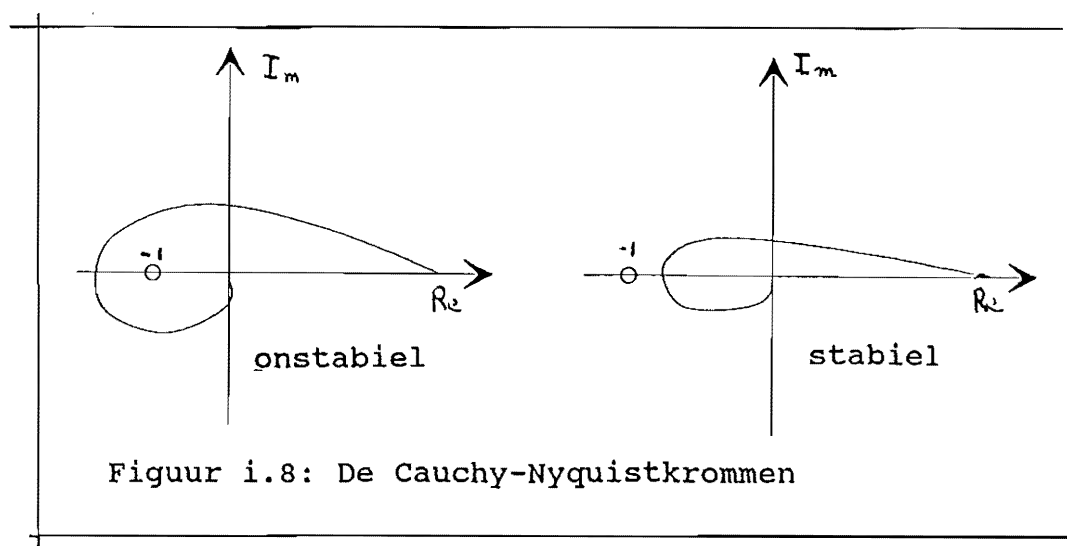
Dank zij de ervaring opgedaan met de eerste vliegtuigen en door de steeds krachtiger wordende motoren verhoogde de bereikte snelheid. Deze werd zo groot dat de piloot de nodige kracht om de roeren te bewegen niet meer kon leveren. Om toch voldoende kracht te leveren werden in de stuurkring hydraulische vijzels opgenomen.

Het grote nadeel van die wijziging was dat de piloot zich geen enkel idee meer kon vormen van de aërodynamische krachten die op de roeren werden uitgeoefend. Het gebruik van een 'Artificial Feel Device' (AFD) kon hiervoor een oplossing bieden (figuur i.7). Deze kunstmatige



terugkoppeling werkte echter bij hoge snelheden en lage hoogtes de door de piloot geïnduceerde oscillaties in de hand. In deze vluchtsituatie bevond de natuurlijke frequentie van de stampbeweging zich rond de 1 Hertz. De piloot die in dit geval het vliegtuig probeerde te stabiliseren reageerde door het AFD in tegenfase met beweging, wat de oscillatie nog vergrootte. Het systeem piloot en AFD vormde in dit geval een onstabiel geheel.

In bepaalde gebieden van het groter wordende vluchtdomein was de aërodynamische demping zo klein dat nauwkeurig vliegen moeilijk werd. Om de performanties van het vliegtuig in deze omstandigheden te verbeteren werd een kunstmatige dempingslus gecreeerd. Deze dempingslus, 'Stability Augmented System' (SAS) genoemd, werd in een gesloten lus opgenomen en kon zo de stabiliteit verhogen zoals te zien is op de Cauchy-Nyquistkrommen van figuur i.8 . In de vliegtuigen namen deze SAS m.b.v. gyrometers snelle veranderingen van de hoeken waar en bevelen een roeruitslag die die wijzigingen tegengaan. Deze stuurbevelen werden opgeteld bij de bevelen van de piloot en de uiteindelijke som bepaalde de roeruitslag. Een verhoogde stabiliteit die onmogelijk te bekomen was door een aërodynamische verbetering werd aldus bereikt met een



elektronische terugkoppeling.

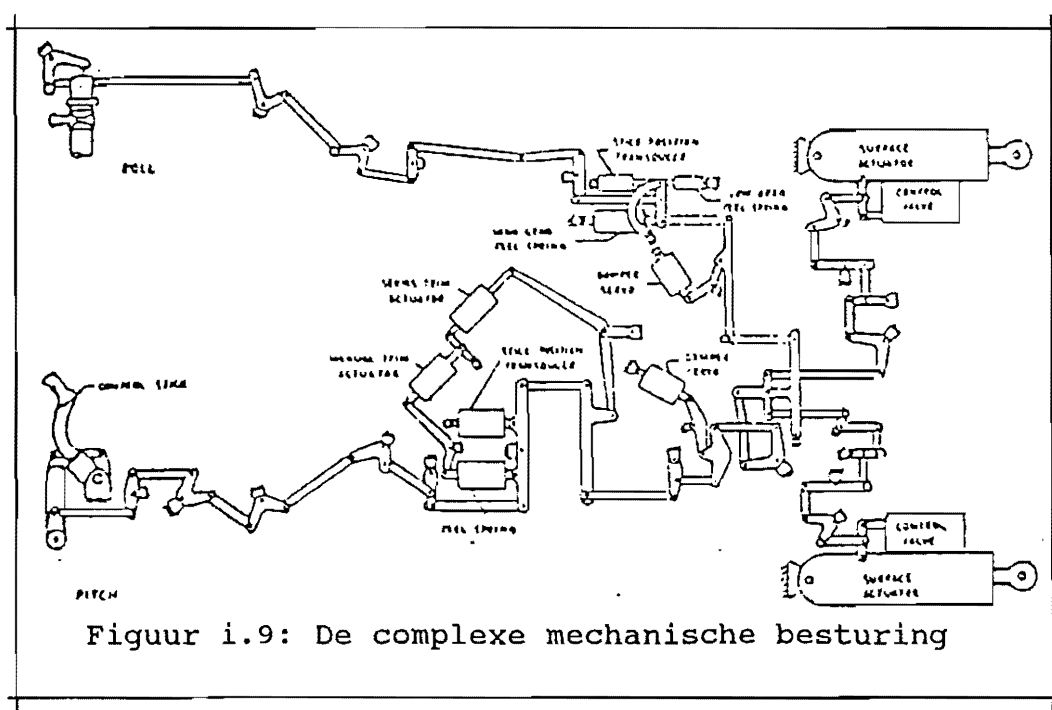
Deze stabilisatiesystemen hadden wel enkele grote nadelen. Om veiligheidsredenen moest het vliegtuig nog voldoende stabiliteit bezitten voor het geval dat het SAS in gebreke blijft. Ze mochten niet aangewend worden op lage hoogtes omdat het uitvallen van het systeem de piloot tijdelijk in de war bracht en zo een ongeval kon veroorzaken. Ze voldeden niet aan de gestelde stabiliteitseisen over het ganse vluchtdomein daar ze met vaste winstmarges werkten, vooral de overgang van sub-naar supersoon bracht veel problemen met zich mee omdat deze overgang gepaard ging met een sterke verandering van de karakteristieken van de luchtstroming.

Om over het ganse vluchtdomein dezelfde vliegeigenschappen te bezitten, was het noodzakelijk de stuurbevelen te wijzigen in functie van de vluchtomstandigheden. Voor deze taak werd er een supplementaire module, het 'Command System' (CS), geplaatst die tot taak had de winstmarge te veranderen i.f.v. de vluchtomstandigheden. Deze module was in feite een soort geheugen met de regelparameters voor ieder punt van het vluchtdomein. Een ontubbeling van het 'Command

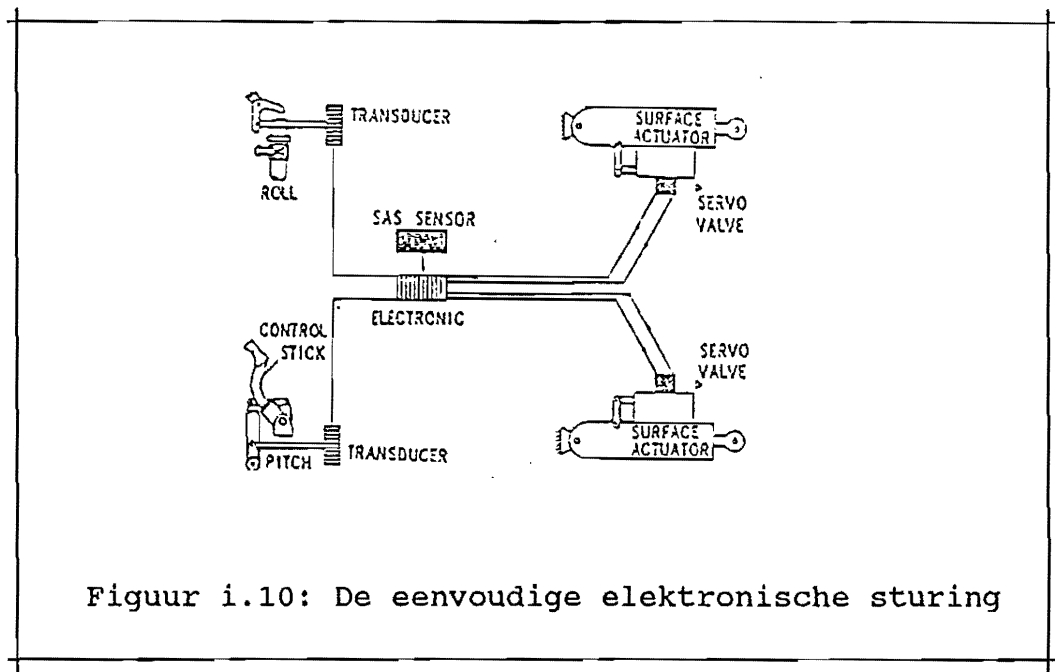
and Stability Augmented System' (CSAS) bleek noodzakelijk, want de praktijk had aangetoond dat bij het falen van het systeem de vliegeigenschappen zo sterk veranderden dat de piloot niet korrekt reageerde en het vliegtuig in gevaar bracht. De ontubbeling zorgde voor een detectie- en overnamemogelijkheid bij eventueel defect.

i.5. De volledig elektrische besturing

Het groot aantal gewenste parameters nodig voor een optimale CSAS maakte de volledige mechanische uitvoering ervan tot een zwaar, volumineus en kwetsbaar geheel. De overgang naar een volledig elektrisch systeem, 'Fly By Wire' (FBW), was logisch als er een vergelijking gemaakt werd tussen de complexiteit van figuur i.9 en de eenvoud



van installatie van figuur i.10 . De lange duur die nodig

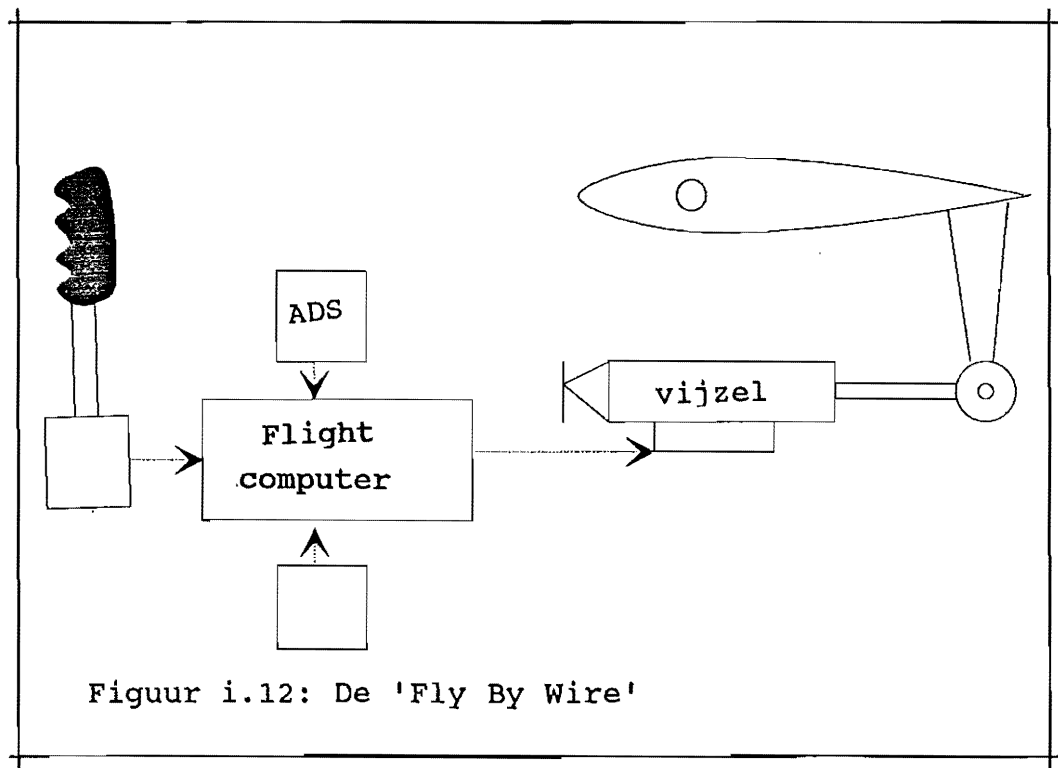
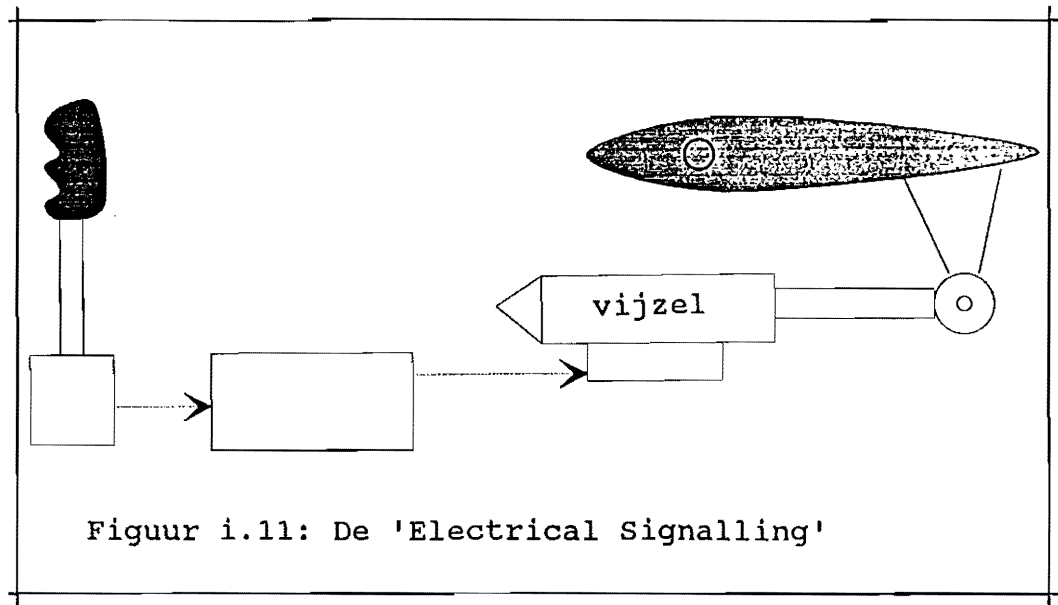


was om deze verandering door te voeren kan verklaard worden door het vertrouwen die constructeurs stelden in beproefde en in de praktijk geteste systemen.

Naast gewichtsbesparing elimineerde de invoering van elektrische systemen ook de nadelen inherent aan mechanische sturingen nl. de traagheid en de spelingen. Ook werd het onderhoud mede door het gebruik van modules en de afstelling eenvoudiger. De integratie in het vliegtuig werd sterk vereenvoudigd doordat elektronische verbindingen zich beter later manipuleren en installeren.

In de eerste fase van de overgang beperkte de constructeurs er hun toe de overbrengingsorganen te vervangen door elektrische leidingen. Dit systeem werd het 'Electrical Signalling' (ES) genoemd (figuur i.11). De terugkoppelingsmogelijkheid die dit systeem bood, gaf snel aanleiding tot een elektrisch systeem in gesloten lus (figuur i.12). Bij deze besturing vraagt de piloot een baan aan i.p.v. een roeruitslag. Tegenwoordig wordt dit 'Fly By Wire'-systeem veel toegepast in geavanceerde

vliegtuigen.



Het gebruik van elektrische motoren i.p.v. hydraulische vijzels werd overwogen omdat dit de integratie nog zou verbeteren. Dit voorstel werd van de

hand gewezen vanwege de soms grote startkoppels die nodig zijn voor het bewegen van de roeren en die niet door elektromotoren geleverd kunnen worden.

In de toekomst zal de invoering van digitale, programmeerbare vluchtcomputers de optimalisatie van de vliegeigenschappen naargelang de opdracht mogelijk maken en het gebruik van optische vezels, 'Fly By Fibre', de gevoeligheid aan elektromagnetische overbelastingen, bv. blikseminslag, 'Electro Magnetic Pulse' en magnetische velden, van de elektrische sturingen sterk verminderen.

i.6. Mijlpaal in de evolutie : CCV

De grote mogelijkheden van de electronica en de verruimde kennis van de regeltechniek bieden interessante uitbreidingsmogelijkheden. Het is mogelijk om met meer veranderlijken rekening te houden en om multiparametrische regelwetten te gebruiken zonder noemenswaardige bijkomende installatieproblemen.

Meer en meer beginnen de constructeurs het vluchtcontrolesysteem te zien als een werktuig om het volledig ontwerp te optimaliseren. Tijdens de ontwerpcyclus van een vliegtuig wordt thans rekening gehouden met de mogelijkheden van de controlesystemen om de configuratie van het vliegtuig te bepalen. Het concept van het 'Controls Configured Vehicle' aanschouwt het daglicht.

i.7. Besluit

In dit inleidend hoofdstuk werd een overzicht gegeven van de evolutie van de vluchtcontrolesystemen en

toonde zo aan dat het CCV-concept een gegroeid idee is. De verklaring van de specifieke terminologie voor een beter begrip van de rest van dit werk, dat principieel twee delen heeft, wordt gevonden in het eerste deel. Dit deel handelt over de begrippen van de vluchtmechanica, aërodynamica en de regeltechniek. Het tweede deel is een bespreking over CCV en enkele toepassingen met numerieke voorbeelden.

```
# # # # #
#                                     #
#                                     #
# DEEL I:                           #
#                                     #
# BEGRIPPEN UIT DE AERODYNAMICA, DE VLUCHTMECHANICA EN #
#                                     #
# DE REGELTECHNIEK                  #
#                                     #
# # # # #
```

I.1. Inleiding

In dit eerste deel worden begrippen uit de aërodynamica, de vluchtmechanica en de regeltechniek uitgediept. De bedoeling is een omschrijving van de termen die in het tweede deel gebruikt worden zodat dit deel, dat handelt over het CCV-concept, beter te begrijpen is.

Dit eerste deel is ingedeeld in vier hoofdstukken. De eerste twee hoofdstukken bevatten alles met betrekking tot de aërodynamica en de vluchtmechanica. Het derde hoofdstuk behandelt de methodes die gebruikt worden om regelsystemen voor de besturing van een CCV te ontwerpen. Het vierde en laatste hoofdstuk verzamelt alle items die niet onder te brengen zijn in de drie vorige, maar die niettemin onontbeerlijk zijn voor een goed begrip van deel twee.

I.2. Begrippen uit de aërodynamica

I.2.1. Inleiding

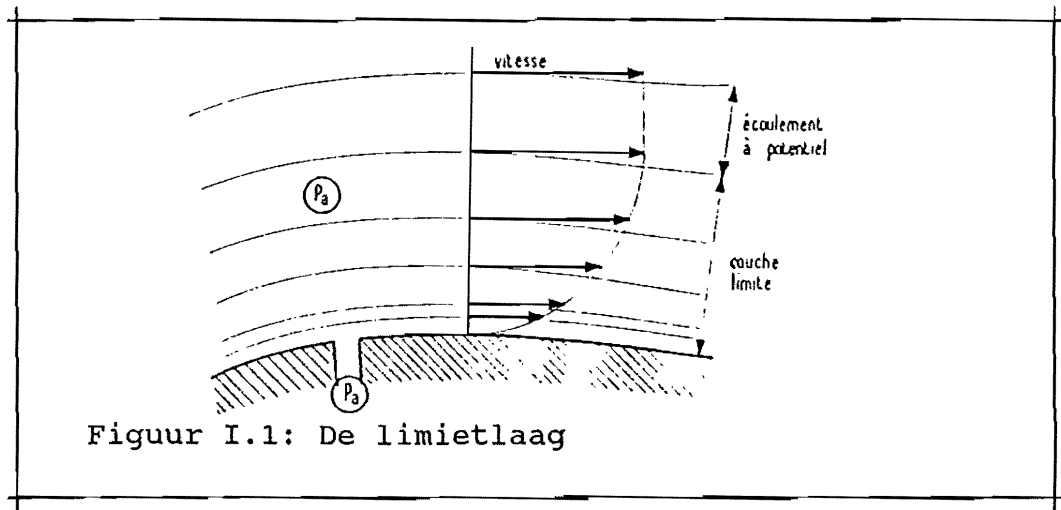
Het bestuderen van een systeem zonder de volledige werking er van te kennen, is tijdverspilling. Omdat een vliegtuig in de lucht blijft door zijn vleugel die de nodige draagkracht levert en gestuurd wordt door roeren die op aërodynamische verschijnselen steunen, is het nuttig enkele belangrijke beschouwingen uit de aërodynamica onder de loep te nemen.

Daarom worden in dit hoofdstuk eerst de vleugel en zijn werking van dichtbij bekeken. Daarna bespreekt het de gebruikte conventies, om vervolgens te eindigen met de stuurorganen, en in het bijzonder de neusvleugeltjes.

I.2.2. De vleugel

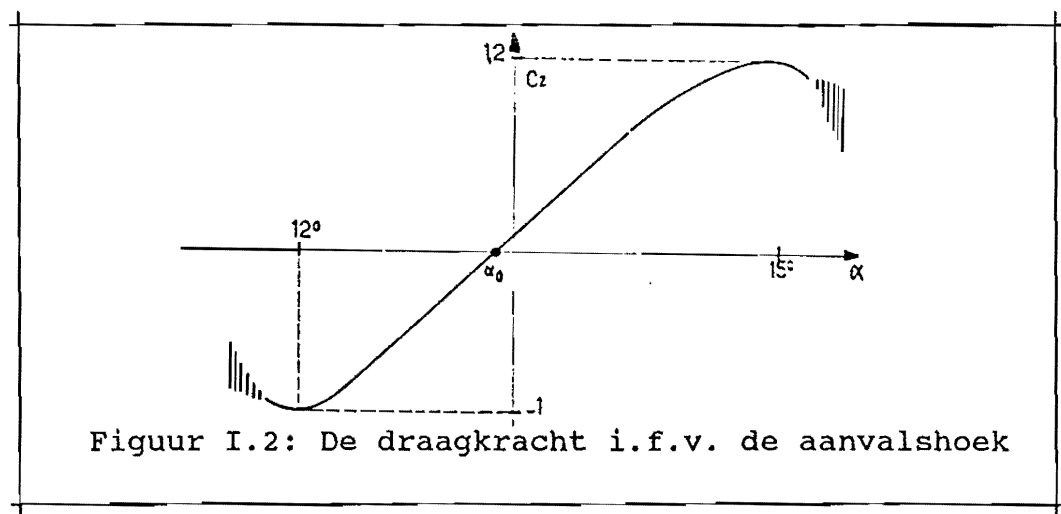
Als een vleugel in een luchtstroming geplaatst wordt dan ontstaan er rond de vleugel twee zones : een zone, de grootste, waarin de luchtdeeltjes bijna onverstoord hun weg kunnen vervolgen en een tweede dicht bij de vleugel. In die tweede zone, de limietlaag genoemd, bestaat er een snelheidsgradiënt doordat de luchtmoleculen aan het vleugeloppervlak geen snelheid bezitten en tegen de naburige moleculen wrijven (figuur I.1). Deze snelheidsverandering varieert i.f.v. de afstand tot de vleugel van nul tot de snelheid in de ongestoorde lucht.

De weg die de moleculen bovenaan volgen is langer dan de afstand onderaan. Omdat op grote afstand achter de vleugel de storing onmerkbaar is, moet de bovenste luchtstroom sneller gaan dan de onderste. Daar in de



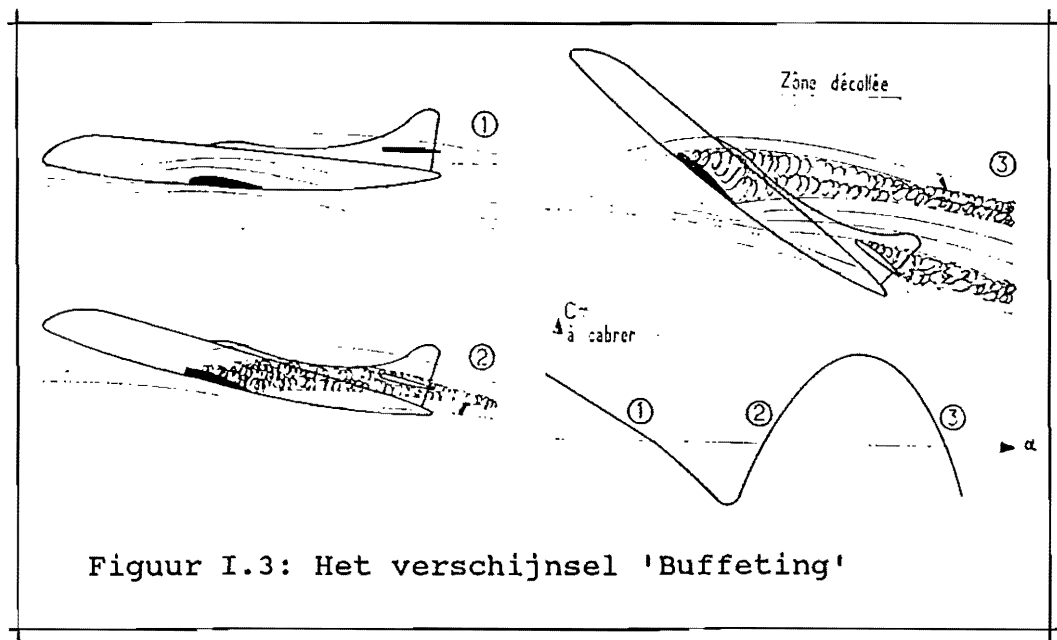
omringende lucht noch wrijving noch warmteverlies is, blijft de totale druk constant. Door de verhoogde snelheid stijgt de dynamische druk, dus moet de statische druk afnemen. De limietlaag, waarin wel wrijving is, bewaart echter de statische druk terwijl de dynamische nul wordt op het vleugeloppervlak. Hierdoor ontstaat een relatieve onderdruk aan de bovenkant t.o.v. een overdruk aan de onderkant. Het ontstane drukverschil op het vleugel oppervlak levert de draagkracht of de 'Lift' op.

Op figuur I.2 is te zien dat bij een vergroting van



de aanvalshoek de draagkracht toeneemt. Die aanvalshoek is de in wijzerzin gemeten hoek tussen de richting van de luchtstroming, de relatieve wind genoemd, en de koorde, de verbindingslijn tussen voor- en achterraand van de vleugel. Deze toename in draagkracht is echter niet onbeperkt, want er bestaat, zoals op figuur I.2 te zien is, een hoek waarbij een verdere vergroting van de aanvalshoek de draagkracht vermindert of zelfs volledig wegvalt. Oorzaak hiervan is het losshaken van de limietlaag. Deze situatie, het overtrekken van de vleugel genoemd, is zeer gevaarlijk bij het vliegen op lage hoogte.

Een rechtstreeks gevolg van het loslaten van de limietlaag is het verschijnsel van de 'Buffeting'. Indien de limietlaag van de vleugel gedeeltelijk loslaat, wordt er een turbulente zone gecreëerd. Als het staartvlak zich in deze zone bevindt, vermindert zijn efficiëntie (figuur I.3). De piloot voelt dit fenomeen aan als een schokkende



beweging die hem verwittigt dat de vleugel bijna overtrokken is.

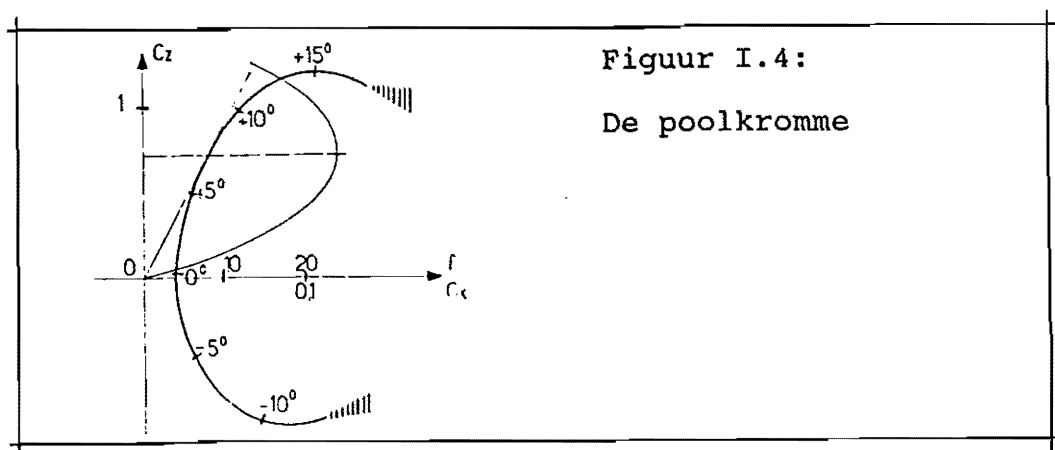
I.2.3. Enkele conventies en definities

Voor de verklaring van sommige principes wordt het gebruik van het drukcentrum verkozen boven dat van het brandpunt. Met het drukcentrum wordt het aangrijpingspunt op de koorde van de resultante der drukkrachten bedoeld, terwijl het brandpunt het punt op de koorde is waarvoor het moment onafhankelijk van de aanvalshoek is. Het drukcentrum heeft het grote voordeel dat het gemakkelijker voorstelbaar en de invloed ervan sneller te vatten is.

De spanwijdte is de afstand van de vleugel van top naar top. De breedte van een vleugel is de gemiddelde lengte van de koorden. Het is deze afstand die gebruikt wordt om de karakteristieke lengte van het vliegtuig aan te duiden. De slankheid is het quotient van het kwadraat van de breedte op de oppervlakte van de vleugel. De weerstandskracht van een vleugel staat in functie van zijn slankheid : hoe groter de slankheid, hoe lager de luchtweerstand. De wortel van een vleugel is zijn inplantingsplaats op de romp.

Een vleugel levert enerzijds wel draagkracht, maar heeft anderzijds ook enkele neveneffecten. Hij creert namelijk een moment en, nog nadeliger, een weerstandskracht. Omdat er voor het overwinnen van deze weerstand of 'Drag' een stuwkracht nodig is, moet er wel degelijk rekening gehouden worden met dit neveneffect.

Een diagram dat veel gebruikt wordt in de luchtvaart is de poolkromme. Deze kromme is de voorstelling van de koppels draagkracht en weerstand (figuur I.4).

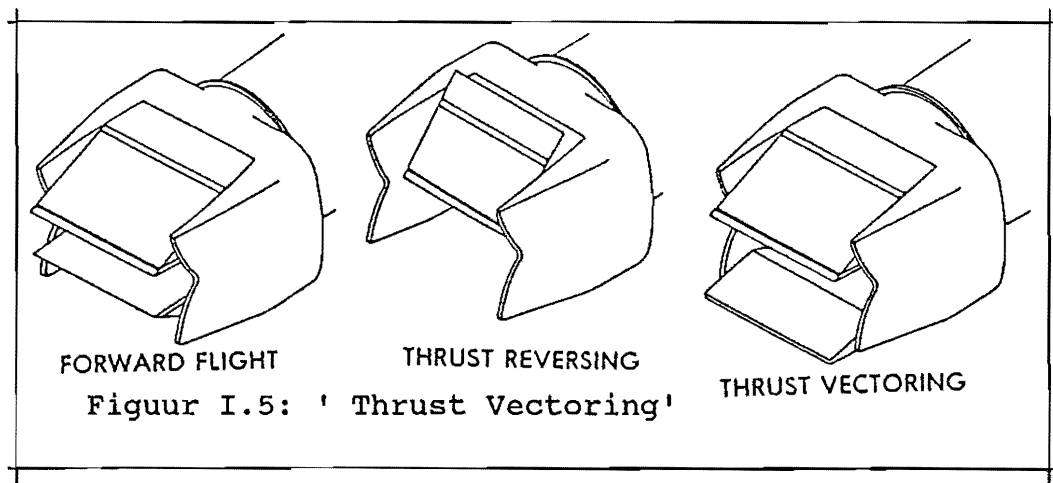


Figuur I.4:

De poolkromme

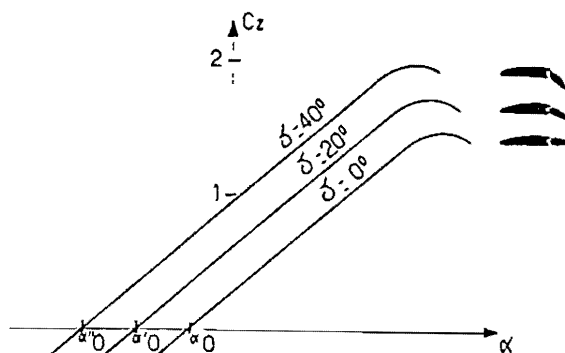
I.2.4. De kleppen en roeren

Om een optimaal gebruik van een vliegtuig mogelijk te maken, zijn er sturelementen nodig. De grootste en meest voorkomende groep wordt gevormd door de sturelementen die steunen op het aërodynamisch principe dat hierboven werd uitgelegd. In dit boek wordt alleen gebruik gemaakt van deze sturelementen; andere, zoals raketsturing bij de X-15 of 'thrust vectoring' (figuur I.5) worden niet behandeld.



De indeling van deze groep zou eventueel kunnen berusten op de methode van sturing : het is namelijk mogelijk een volledig oppervlak te kantelen, maar er kan even goed slechts een deel, meestal het achterste, bewogen worden. Een interessantere indeling echter is volgens de manier waarop de sturelementen het vliegtuig beïnvloeden. In deze indeling onderscheiden we twee klassen : de kleppen en de roeren.

De kleppen hebben als voornaamste taak de krachten die op het vliegtuig werken te beïnvloeden. De bekendste klep is de 'Flap' die de draagkracht vergroot d.m.v. een inwerking op de profielwelling (figuur I.6). Het belangrijkste neveneffect van deze klep is dat ze de



Figuur I.6: De klepwerking

weerstand verhoogt, maar dat ze hierbij ook een belangrijk moment creëert. Een ander gekend voorbeeld is de remklep, de 'Airbrake', die tot doel heeft de weerstand te vergroten om zo de snelheid binnen de gewenste limieten te houden.

De roeren dienen om de momenten op het vliegtuig te controleren. Daar de roeren stuuropervlakken zijn die zich op een zekere afstand van het zwaartepunt bevinden, veroorzaken ze bij een wijziging van draagkracht een verandering van moment. Hoe groter de hefboomarm, hoe kleiner de nodige draagkracht en hoe kleiner de verhoging van weerstand om een gewenst koppel te creëren. De hefboomarm is echter om constructieredenen beperkt in lengte. De bekendste roeren zijn het richtingsroer, het stuuurelement voor de richting, en het hoogteroer, het stuuurelement voor klimmen of dalen.

Om de positie van een stuurvlak te kenmerken wordt de stuurhoek gebruikt. Bij roeren waarbij het volledige stuurvlak beweegt, is de stuurhoek de hoek tussen de langsas van het vliegtuig en de koorde van het stuurvlak.

Bij roeren met bewegend deel en bij kleppen is de stuurhoek de hoek tussen de koorde van het vast oppervlak en de koorde van het bewegend deel. De stuurhoek wordt altijd in wijzerzin gemeten als de neus van het vliegtuig naar links gericht is.

I.2.5. De neusvleugels of 'Canards'

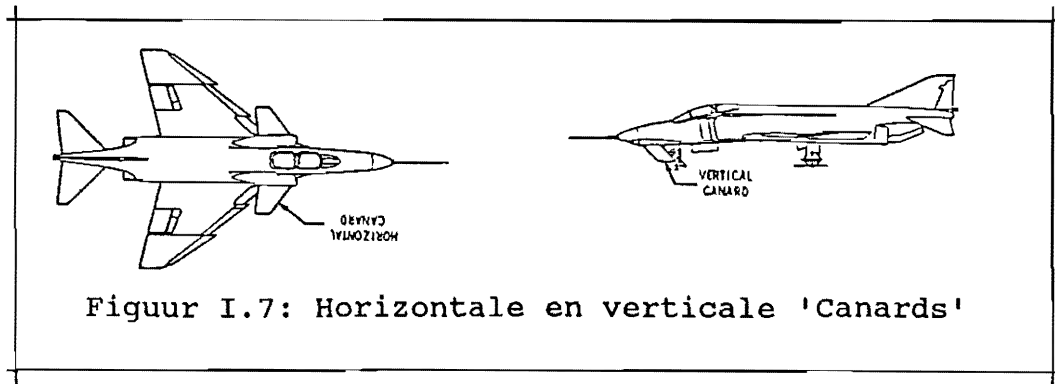
I.2.5.1. Inleiding

Een bijzondere vorm van stuurelementen zijn de kleine hulpvleugels die aan de neus van het vliegtuig gemonteerd zijn. Doordat de eerste vliegtuigen met neusvleugeltjes vleugels hadden die ver naar achteren geplaatst waren, deden ze in de vlucht denken aan vliegende eenden, 'Canards'.

Door hun voorwaartse positie bezitten deze stuurvlakken enkele bijzondere eigenschappen die hierna besproken worden. De installatieproblemen van de neusvleugels worden behandeld in deel twee van dit boek.

I.2.5.2. Soorten 'Canards'

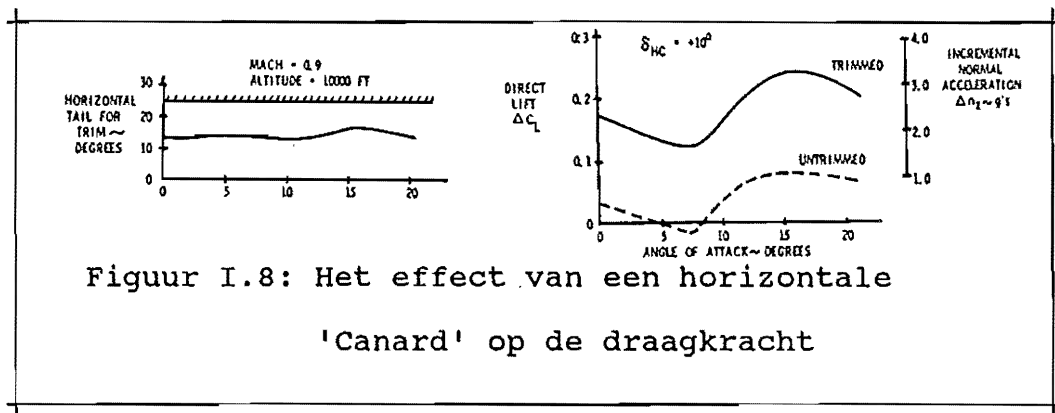
De neusvleugeltjes kunnen in twee soorten ingedeeld worden : de verticale en de horizontale 'Canards'. De eerste groep is verticaal op het vliegtuig aangebracht en heeft alleen een effect rond de topas en volgens de dwarsas. De andere groep, de horizontale 'Canards', is effectief rond en volgens alle assen en wordt in de volgende paragrafen besproken (figuur I.7).



Figuur I.7: Horizontale en verticale 'Canards'

I.2.5.3. De aërodynamische eigenschappen

De meest voor de hand liggende beweging is die van de vleugels rond de dwarsas. De grafiek op figuur I.8 heeft



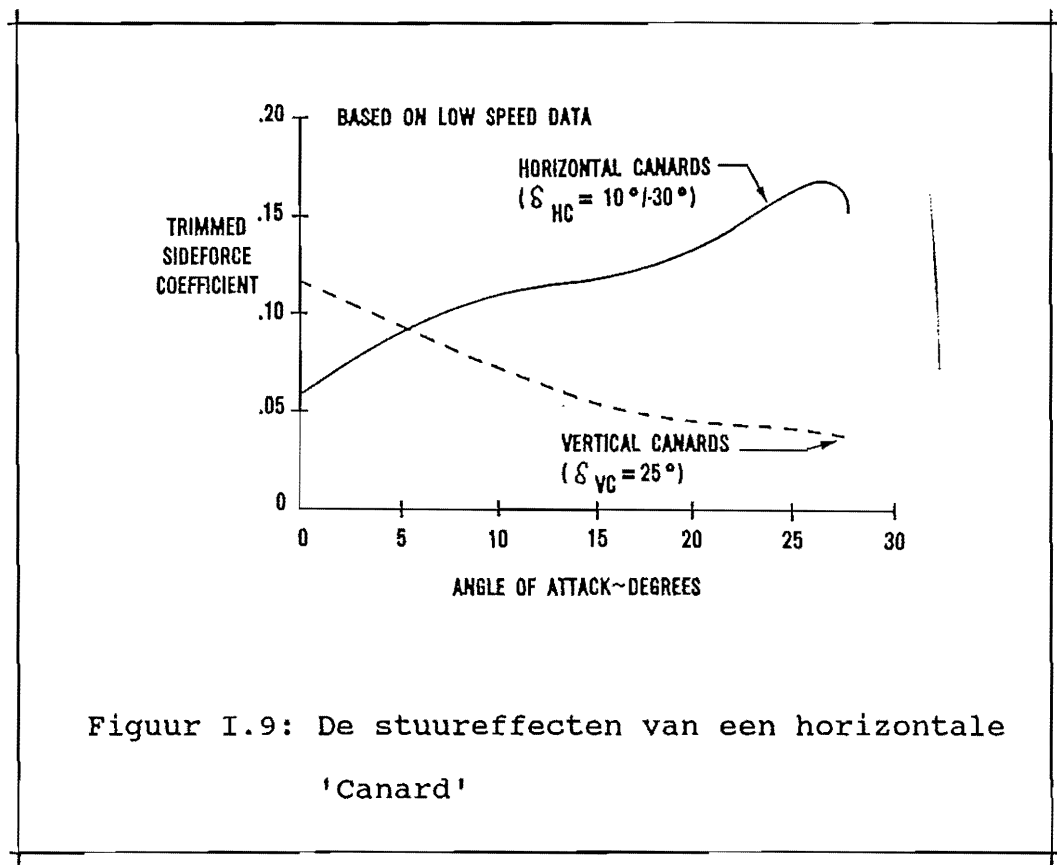
Figuur I.8: Het effect van een horizontale 'Canard' op de draagkracht

aan in welke mate de horizontale neusstuurvlakken extra draagkracht kunnen leveren, een belangrijk gegeven voor de besturing in zes vrijheidsgraden. Merk op dat er een optimale bijdrage aan draagkracht is indien de 'Canards' getrimd of uitgebalanceerd worden m.b.v. het hoogteroer.

Een verandering van de romp rond de langsas is mogelijk door de twee vlakken van de 'Canard' een verschillende uitslag te geven. Dit brengt op identieke wijze een moment tot stand als het rolmoment veroorzaakt door de rolroeren. Deze invloed op het vliegtuig wordt weinig aangewend, daar ze efficiënter te bekomen is d.m.v.

rolroeren, maar is wel een belangrijk neveneffect bij de besturing rond de topas.

Voor een beweging rond de verticale as van het vliegtuig moeten aan de twee stuurvlakken verschillende roeruitslagen gegeven worden. Indien de horizontale neusvleugeltjes met een kleine hoek t.o.v. de dwarsas aangebracht zijn, bestaan er twee effecten. Het eerste effect wordt veroorzaakt door een geïnduceerd drukverschil op de romp. Het tweede is een gevolg van de ontbinding van de aërodynamische krachten op de stuurvlakken. Op de grafiek in figuur I.9 wordt het effect op de



zijdelingse kracht getoond, alsook de verbeterde performanties indien de 'Canards' getrimd worden met het richtingsroer en de rolroeren. De vergelijking met het verticale stuurvlak toont de grotere onafhankelijkheid aan

t.o.v. de aanvalshoek voor de sturing volgens de dwarsas.

I.2.5.4. Slot

De besturingsmogelijkheden worden door de neusvleugeltjes sterk vergroot. De horizontale 'Canards' bieden de beste vooruitzichten, maar hebben wel neveneffecten op de draagkracht van de vleugels door opgewekte vortexen. Bovendien zijn met de combinatie 'Flaps'-verticale 'Canard' alle bewegingen uit te voeren die mogelijk zijn met horizontale neusvleugels.

I.2.6. Besluit

Het is nu duidelijk hoe een vliegtuig in de lucht blijft en welke middelen er bestaan om het te besturen. Elk toestel is onderhevig aan een hele reeks krachten en momenten waarvan de oorzaken in dit hoofdstuk uitgelegd werden. De vraag hoe een vliegtuig zich gedraagt onder invloed van deze factoren blijft onopgelost. In het volgende hoofdstuk, dat de vluchtmechanica onder de loep neemt, wordt hierop een antwoord gegeven.

I.3. Begrippen uit de vluchtmechanica

I.3.1. Inleiding

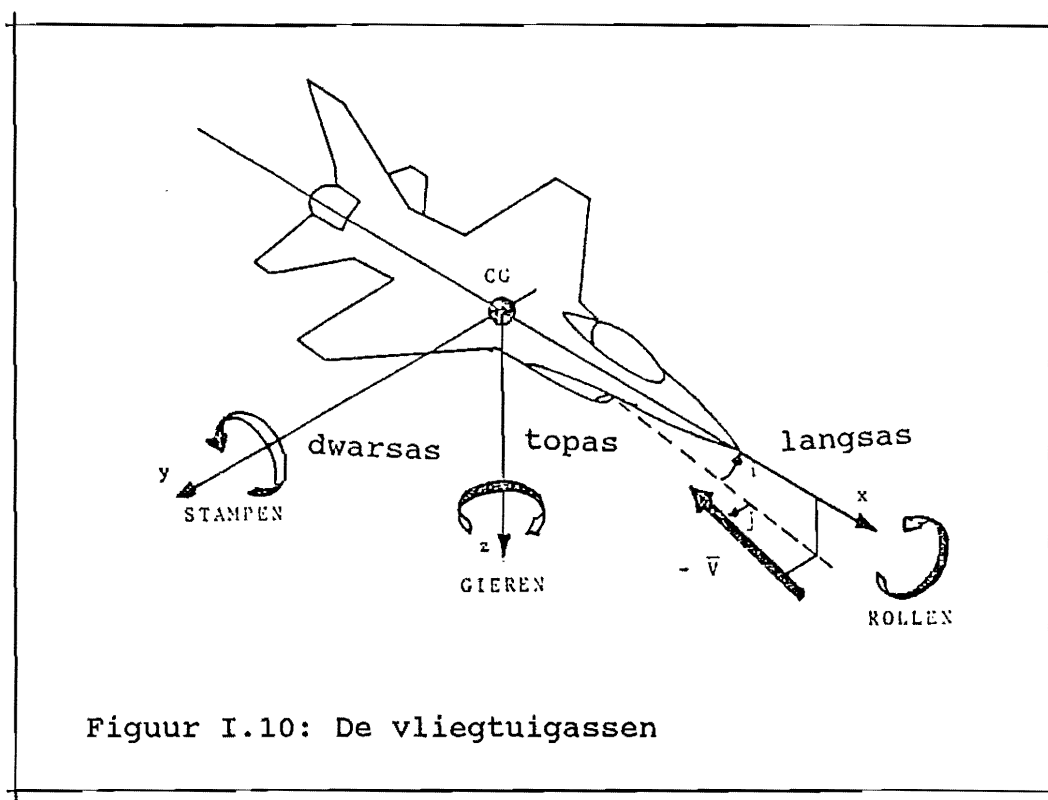
De beweging van een vliegtuig is, zoals ieder lichaam, onderworpen aan krachten en momenten. De aërodynamica, besproken in het vorig hoofdstuk, is de wetenschap die de oorzaak van deze krachten en momenten probeert te achterhalen. De vluchtmechanica bestudeert de gedragingen van een vliegtuig onder invloed van deze krachten en momenten. Deze wetenschap ligt aan de basis van een studie over de besturing van een vliegtuig.

In dit hoofdstuk worden eerst de assenstelsels en enkele definities behandeld. Deze zijn noodzakelijk om later de bewegingsvergelijkingen, die de wiskundige vertalingen zijn van de gedragingen van een vliegend toestel, te kunnen opstellen. Daarna zijn de aërodynamische coëfficiënten en afgeleiden die het rekenwerk vereenvoudigen aan de beurt. Tenslotte wordt de stabiliteit van het systeem vliegtuig besproken.

I.3.2. De assenstelsels

Om de bewegingsvergelijkingen van een vliegtuig op te stellen moeten er referentiestelsels bepaald worden. Deze stelsels zijn verbonden met de drie elementen : het vliegtuig, de aarde en de luchtstroming.

De eerste van de drie is een assenstelsel verbonden met het vliegtuig, de vliegtuigassen ($G \ x_1 \ y_1 \ z_1$) (figuur I.10) genoemd. Het zwaartepunt van het vliegtuig dient hier als oorsprong. Conventionele ontwerpen bezitten een symmetrievlak, terwijl bij andere, niet-symmetrische, bijv.



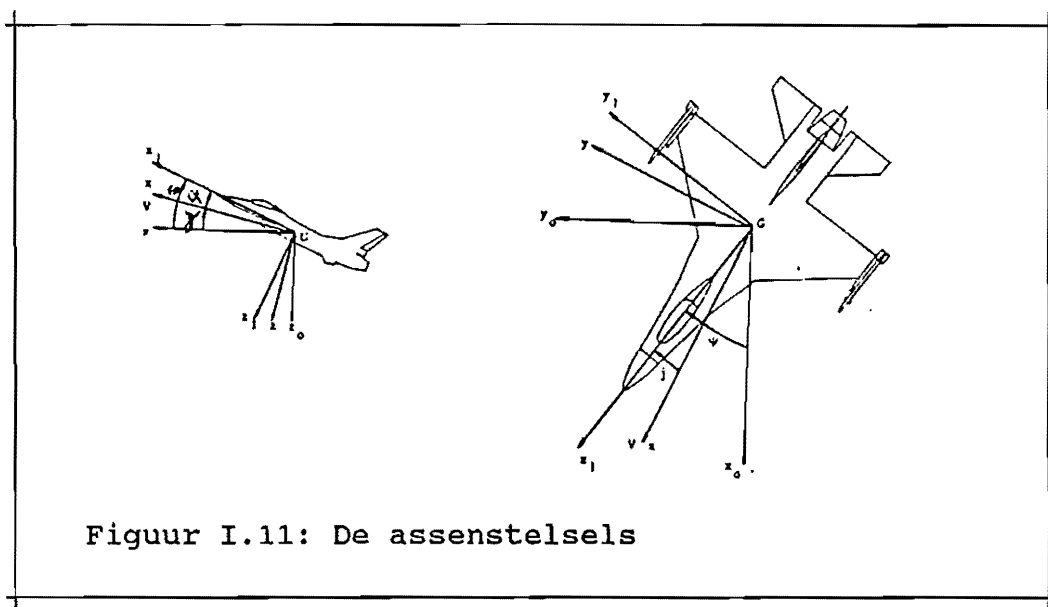
de Blohm-und-Voss verkenner, een arbitraire keuze noodzakelijk is. De as loodrecht op dit symmetrievlak en gericht naar rechts t.o.v. de neus van het toestel is de y_1 -as, de dwarsas. De x_1 -as, ook wel langsas genoemd, is de as in het symmetrievlak volgens de romp en gericht naar voren. De topas, de z_1 -as, staat loodrecht op de x_1 -as en loopt door het zwaartepunt richting staart naar het landingsgestel.

Het tweede assenstelsel bestaat uit de referentieassen ($O x_0 y_0 z_0$) t.o.v. de aarde. De oorsprong is eveneens het zwaartepunt, maar de x_0 en y_0 assen zijn verbonden met een geografisch assenstelsel. Zo kan de x_0 -as naar het magnetische of geografische noorden wijzen. De z_0 -as is altijd vertikaal naar beneden gericht.

De luchtstroming definieert samen met het CG een derde assenstelsel, de aërodynamische assen ($G x y z$). De x-as heeft dezelfde richting als de snelheidsvector, maar

een tegenstelde zin. De z-as staat loodrecht op de x-as, is in het symmetrievlak gelegen en naar beneden gericht. De y-as is de derde as van dit assenstelsel.

Een voorstelling van deze assenstelsels alsook de benaming der hoeken wordt in figuur I.11 gegeven. De aangeduide richtingen van de hoeken zijn de positieve.



Figuur I.11: De assenstelsels

I.3.3. Conventies en definities

In de vluchtmechanica is het herleiden van de krachten en de koppels naar adimensionele grootheden, de aërodynamische coëfficiënten, een gebruik dat de berekeningen sterk vereenvoudigt.

Op deze manier wordt de draagkracht herleid tot de draagkrachtcoëfficiënt C_z

$$C_z = \frac{L}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}$$

met ρ de soortelijke massa van omringende lucht
 S het referentieoppervlak
 V de snelheid van het zwaartepunt t.o.v. de
 lucht

Eveneens kunnen zo C_x en C_y bepaald worden.

Om een koppel te herleiden tot een adimensionele coëfficiënt moet er gedeeld worden door een referentielengte l , zodat het stampkoppel herleid is tot

$$C_m = \frac{M}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot l \cdot V^2}$$

Eveneens kunnen zo C_n en C_l bepaald worden.

In de meeste gevallen zijn deze coëfficiënten niet voldoende, want hun waarde wordt beïnvloed door de vluchtomstandigheden. De grootte van deze invloed wordt weergegeven door de aërodynamische afgeleiden. Deze afgeleiden zijn niet meer adimensioneel maar hebben als eenheid rad^{-1} of $^\circ^{-1}$.

$$C_{z\alpha} = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$$

Om de invloed van een rotatiesnelheid op een kracht of een koppel weer te geven dient er een correctie uitgevoerd te worden. Deze correctie is een deling door de tijd dat een luchtdeeltje nodig heeft om de karakteristieke lengte af te leggen, l/V .

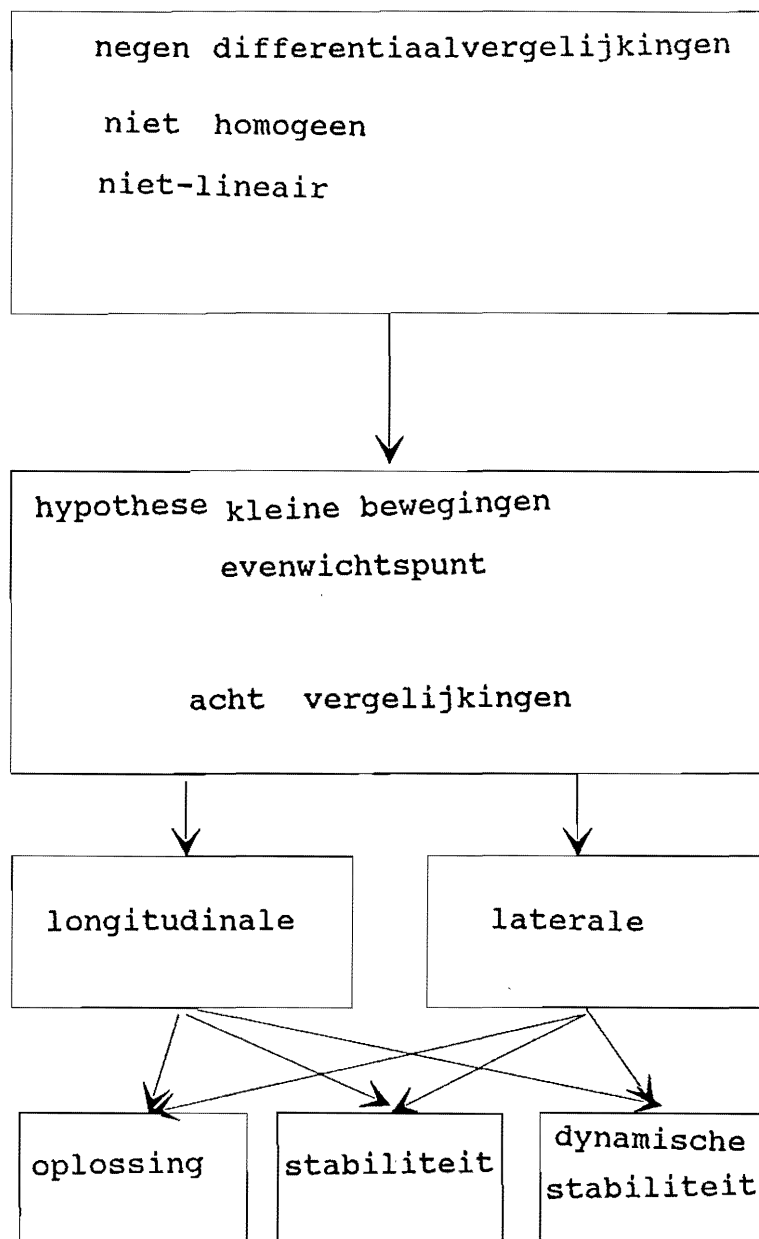
$$C_{mq} = \frac{V}{1} \times \frac{\partial C_z}{\partial q}$$

I.3.4. De vluchtvergelijkingen

De beschrijving van de beweging van een vliegtuig in de ruimte wordt uitgedrukt m.b.v. wiskundige vergelijkingen, de vluchtvergelijkingen. Deze vluchtvergelijkingen, negen in het totaal, worden teruggevonden door het krachtenevenwicht t.o.v. het zwaartepunt (3), het momentenevenwicht rond het zwaartepunt (3) en het verband tussen de verschillende hoeken (3) door de Eulerse betrekkingen uit te drukken.

Om van enig nut te zijn moeten deze vergelijkingen opgelost worden. De negen differentiaalvergelijkingen zijn niet-lineair en niet homogeen, wat het vinden van een oplossing bemoeilijkt. Om toch snel tot een oplossing te komen wordt het werkschema op figuur I.12 gevolgd.

De eerste vereenvoudiging is de hypothese van de kleine bewegingen. Er wordt verondersteld dat het vliegtuig rond een gekozen evenwichtspunt geen grote afwijkingen vertoont zodat deze bewegingen gelineariseerd kunnen worden. Hierdoor vermindert het aantal vergelijkingen tot acht. Deze acht vergelijkingen vallen uiteen in twee blokken, een longitudinale en een laterale, die apart van elkaar te bestuderen zijn. De verdere studie gebeurt voor ofwel de longitudinale ofwel de laterale verschijnselen, zonder de wederzijdse invloed te vergeten.

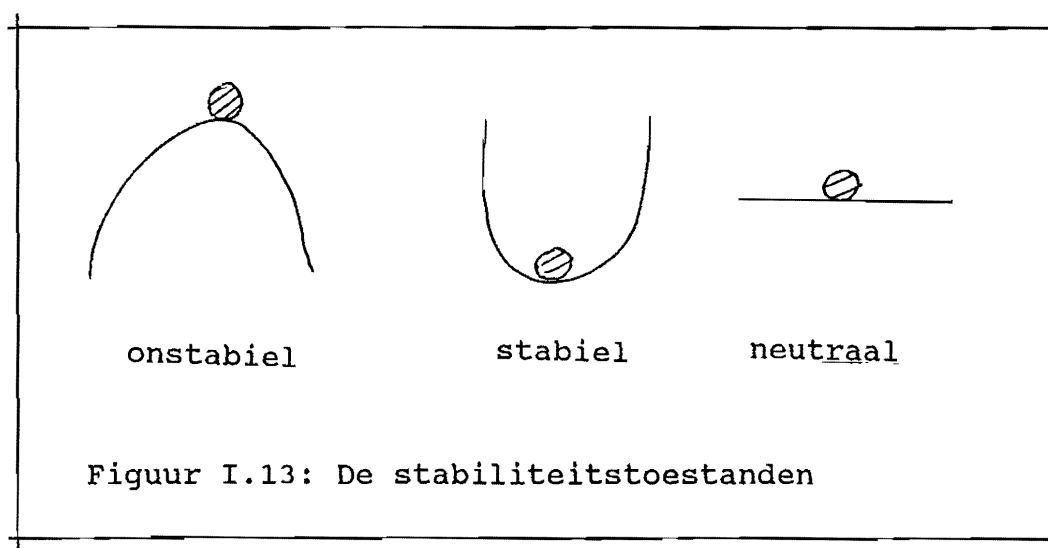


Figuur I.12: Het oplossingsstramien voor de vluchtvergelijkingen

I.3.5. Stabiliteit van vliegtuigen

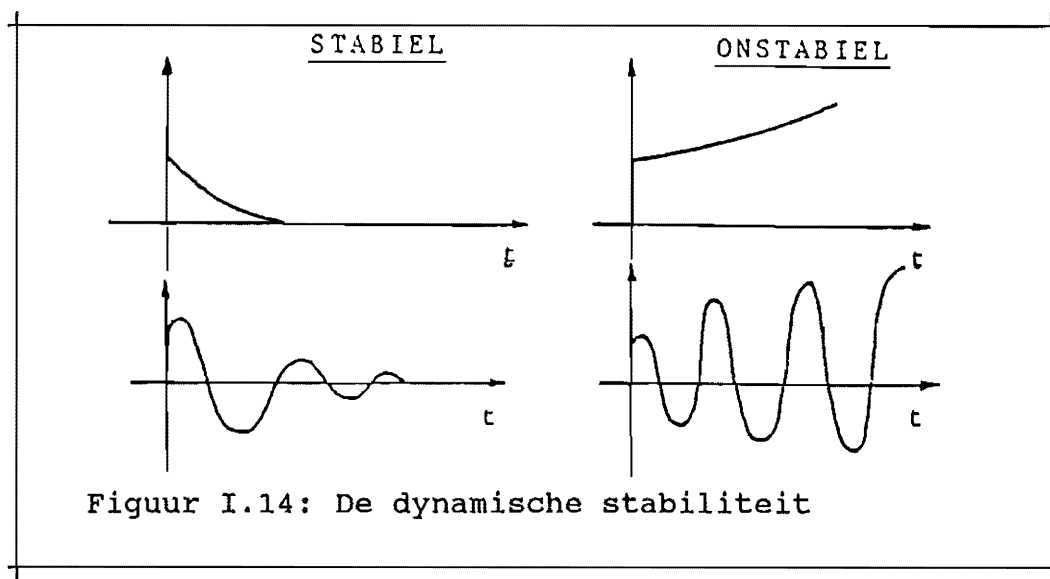
I.3.5.1. Inleidende begrippen

Om de stabiliteit van een stelsel te bestuderen wordt er van een evenwichtstoestand vertrokken. Een stelsel wordt stabiel genoemd als het na een storing binnen een bepaalde tijdspanne terugkeert naar zijn oorspronkelijke evenwichtstoestand. Voor een asymptotische stabiel stelsel is deze tijdspanne oneindig lang. Een onstabiel stelsel verwijdt zich na een kleine storing van de evenwichtstoestand, terwijl een stelsel met een neutraal evenwicht na de storing in de nieuwe toestand blijft. Deze begrippen zijn beter te vatten met behulp van figuur I.13 .



De overgangsverschijnselen na het verstoren van het evenwicht worden gevat onder de term dynamische stabiliteit. Er bestaan twee soorten : de oscillerende en de niet-oscillerende overgang (figuur I.14).

Daar deze begrippen op ieder stelsel, dus ook op een vliegtuig, toepasbaar zijn, zal de rest van deze paragraaf uit de studie van de longitudinale stabiliteit van het vliegtuig bestaan.



Figuur I.14: De dynamische stabiliteit

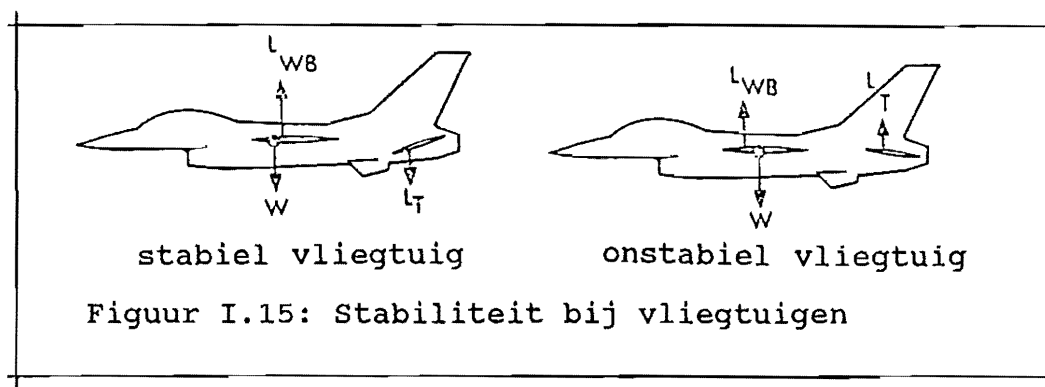
I.3.5.2. De longitudinale stabiliteit

Bij vliegtuigen wordt als evenwichtstoestand de horizontale niet-versnellende vlucht genomen. Na het verstoren van het evenwicht worden er twee bewegingen geïnitieerd. De eerste is een beweging van de neus van het vliegtuig, de korte-periodebeweging genoemd. De tweede is een beweging van het zwaartepunt in de ruimte, de phugoïde. Deze laatste beweging heeft een lage frequentie zodat ze in de verdere studie niet meer beschouwd wordt, echter zonder te vergeten dat ze bestaat.

Vroeger was het bezitten van een natuurlijke stabiliteit een van de ontwerpregels voor vliegtuigen. Een vliegtuig dat een toename van de aanvalshoek als storing ondervond, moest na verloop van tijd naar zijn evenwichtspositie terugkeren. De stabiliteit van een vliegtuig wordt bepaald door de relatieve ligging van het zwaartepunt t.o.v. het drukpunt.

Bij een asymptotisch stabiel vliegtuig (figuur I.15) ligt het drukpunt achter het zwaartepunt (CG). Een vergroting van de aanvalshoek veroorzaakt een toename van

de draagkracht. Dit creëert rond het CG een koppel dat de aanvalshoek terug doet afnemen.



Een onstabiel vliegtuig (figuur I.15) heeft een drukpunt dat zich voor het zwaartepunt bevindt. Een vergroting van de aanvalshoek creëert door een toename van de draagkracht een koppel dat de aanvalshoek nog vergroot. Als het vliegtuig gestoord wordt, versterkt het dus deze storing en keert het niet naar de evenwichtstoestand terug.

Het vliegen met een onstabiel vliegtuig is mogelijk, maar eist van de piloot zijn voortdurende aandacht. Om de werklast van de piloot te verlichten wordt een stabiliteitsverhogend systeem ingebouwd. De bekomen stabiliteit wordt kunstmatig asymptotisch stabiel genoemd.

Het grote voordeel van een onstabiel vliegtuig is de positieve bijdrage van het getrimd hoogteroer aan de draagkracht (figuur I.15). Bij een stabiel vliegtuig daarentegen is er een vermindering. De verbeterde performanties van een aërodynamisch onstabiel vliegtuig zijn voornamelijk het gevolg van deze positieve bijdrage van het staartvlak aan de 'Lift'.

I.3.5.3. De uitdrukking van de stabiliteit

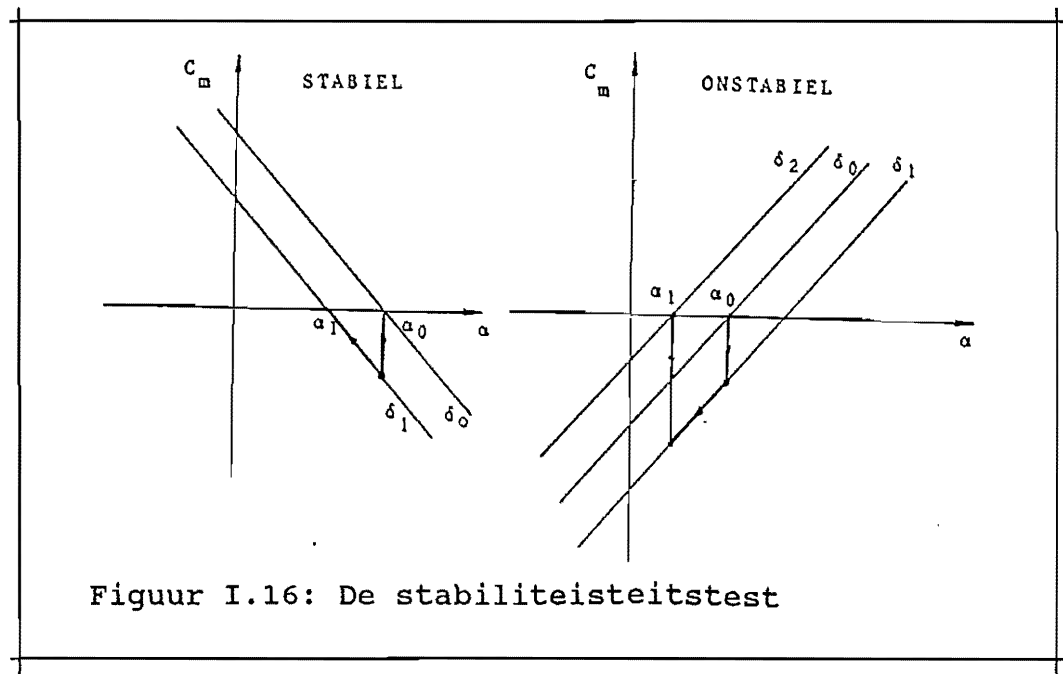
Eerder hebben we gezien dat een vliegtuig stabiel is als er bij een toename van de aanvalshoek een koppel

onstaat dat de storing teniet doet. Het criterium voor een stabiel vliegtuig is dan ook

$$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0$$

Tijdens de vlucht is dit criterium niet toe te passen.

Worden de lijnen van gelijke roeruitslag uitgezet i.f.v. de bekomen aanvalshoek en het bekomen moment bij statisch evenwicht, dan kan hieruit een methode voor stabiliteitstests in vlucht worden afgeleid (figuur I.16).



Om met een stabiel vliegtuig naar een kleinere aanvalshoek te evolueren dient gewoon de kleinere roeruitslag die overeenstemt met de gewenste hoek te worden ingesteld. Het vliegtuig zich zal door het afgenomen koppel naar de gewenste hoek schikken.

Om een onstabiel vliegtuig naar een kleinere aanvalshoek te sturen, moet eerst een kleinere roeruitslag gegeven worden om de beweging te initiëren. Op het gepaste

ogenblik dient de overeenkomstige grotere roeruitslag ingesteld te worden. Het eindresultaat is dus een grotere i.p.v. een kleinere roeruitslag.

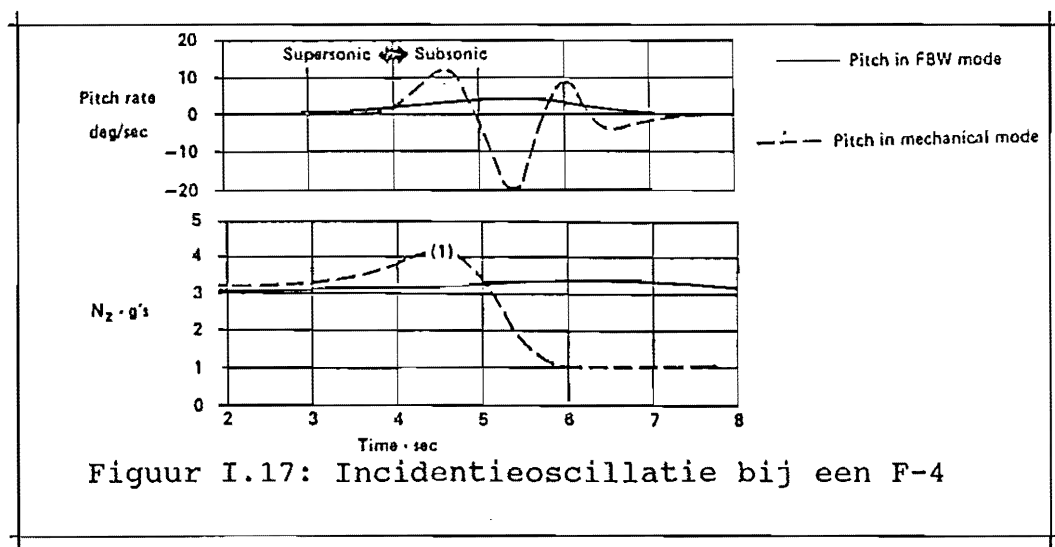
Een vliegtuig met een onverschillig evenwicht, zoals de Spitfire uit WO II, dient eerst geïnitieerd te worden door een kleinere roeruitslag. Op het moment dat de gewenste aanvalshoek bereikt wordt, moet de piloot zijn stuurstang terug in neutrale stand zetten.

I.3.5.4. De dynamische stabiliteit

De vliegkwaliteit van een gevechtsvliegtuig wordt o.a. gemeten aan de hand van zijn overgangsgedrag na een storing. Het is belangrijk te weten hoe een vliegtuig zich naar een evenwichtspositie beweegt.

Een gevechtsvliegtuig moet zo snel mogelijk en zonder 'overshoot' naar zijn oorspronkelijke stand terugkeren of na een stuurbevel zo snel mogelijk naar zijn nieuwe evenwicht evolueren. De evolutie moet zo gestadig mogelijk verlopen, want een oscillerende beweging wordt als storend aanvoeld.

Figuur I.17 toont aan dat de dynamische stabiliteit verbeterd kan worden m.b.v. een elektronisch regelsysteem.



Figuur I.17: Incidentieoscillatie bij een F-4

I.3.5.5. De laterale stabiliteit

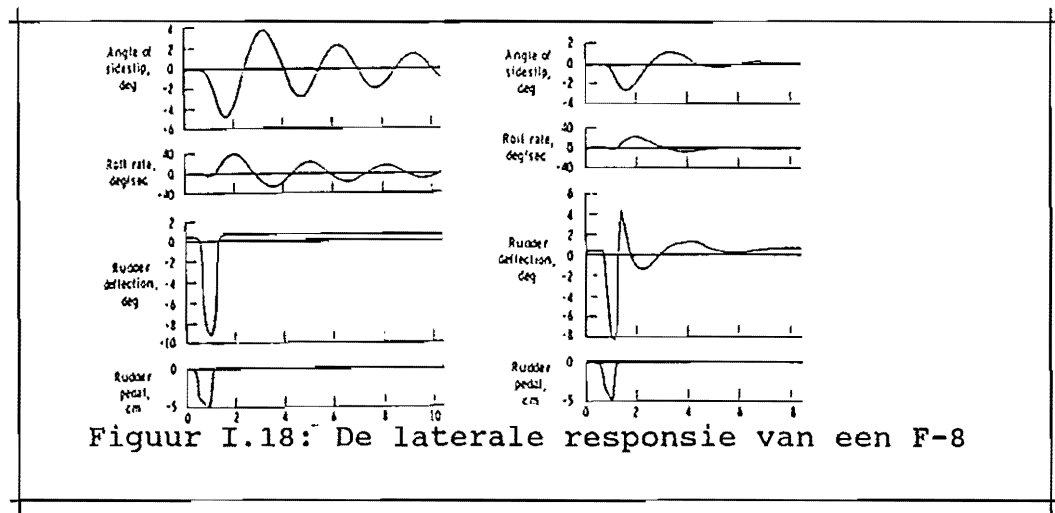
Tijdens het ontwerp moet er dikwijls een keuze gemaakt worden tussen een snelle rol- en zwenkbeweging of een goede richtingsstabiliteit. Vaak wordt er voor het eerste gekozen, zodat de laterale stabiliteit meer dan eens een beperkende factor is.

Nu nog worden vliegtuigen lateraal stabiel gemaakt maar de marge verkleint maar de marge verkleint. De graad van aërodynamische richtingsstabiliteit wordt uitgedrukt door de grootte van

$$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0$$

Dit drukt dus de toename van het herstellend koppel na een verstoring op de slip.

Het aanwenden van een elektronisch controlesysteem verhoogt de richtingsstabiliteit (figuur I.18).



I.3.5.6. Slot

De invloed van de gekozen soort statische en dynamische stabiliteit op het ontwerp is groot. Deze

paragraaf verklaarde de begrippen m.b.t. de stabiliteit van vliegtuigen en vormt dan ook een basis voor een goed begrip van het CCV-concept.

I.3.6. Besluit

In het tweede hoofdstuk zagen we welke fenomenen de krachten en de momenten op een vliegtuig veroorzaken. De gedragingen van een toestel onder invloed van deze storingen wordt bestudeerd door de vluchtmechanica, die in dit hoofdstuk besproken werd. Deze wetenschap probeert wiskundige formules, de vluchtvergelijkingen, te verbinden met het gedrag van een vliegtuig. Tevens houdt ze zich bezig met de studie van de stabiliteit van een vliegend voorwerp.

Om tot een optimale sturing van een systeem, in dit geval een vliegtuig, te komen moet er ook een studie gemaakt worden van de mogelijke regelwetten. Het volgende hoofdstuk behandelt dit vraagstuk der regeltechniek.

I.4. De regeltechniek

I.4.1. Inleiding

Een optimale besturing van een ingewikkeld stelsel zoals een vliegtuig, vereist een grondige studie van het regelsysteem. De bedoeling van dit hoofdstuk is de werktuigen van de regeltechniek te bespreken om op basis hiervan een optimalisatie uit te voeren in het tweede hoofdstuk. Samen met de theorie uit de vorige twee hoofdstukken vormt de theorie over de regeltechniek de basis van een CCV.

Eerst worden enkele basisbegrippen en de continue systemen behandeld. Om echter een simulatie op computer uit te voeren moet er overgegaan worden naar discrete systemen. De theorie en de regeling van discrete systemen vormt dan ook het slotstuk van dit hoofdstuk.

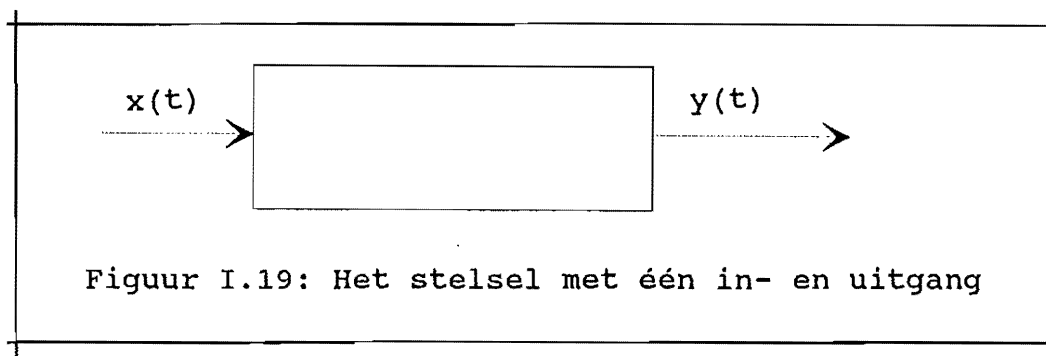
I.4.2. De continue systemen

I.4.2.1. Het begrip transmittantie

Alvorens er kan gesproken worden over het regelen van een systeem moet de werking ervan gekend zijn. In de regeltechniek wordt hiervoor het begrip 'transmittantie' of transfertfunctie gebruikt. Deze laat ons toe de reactie van het systeem, het uitgangssignaal, op een ingangssignaal te berekenen m.b.v. de integraal van Duhamel. Die integraal heeft voor het lineair stelsel van figuur I.19 de volgende uitdrukking

$$y(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} w(t, \tau) \times x(\tau) d\tau$$

met $x(t)$ het ingangssignaal
 $y(t)$ het uitgangssignaal
 $w(t, \tau)$ de transfertfunctie in het tijdsdomein en
 tevens de responsie van het systeem op
 een Diracimpuls $\delta(t - \tau)$



Omdat de berekening in het tijdsdomein zeer moeilijk is, gebruiken regeltechnici Laplace- of Fourier-transformaties, wiskundige transformaties die de integraal van Duhamel vereenvoudigen tot een produkt van twee termen.

$$Y(\omega) = W(\omega) \times X(\omega)$$

met $Y(\omega)$, $X(\omega)$ en $W(\omega)$ fouriergetransformeerden

Na het uitrekenen van het produkt wordt het resultaat door een inverse transformatie omgezet naar het tijdsdomein.

De fouriergetransformeerde van een signaal wordt soms grafisch voorgesteld door het spektrum. Deze voorstelling, de frequentie op de amplitude, geeft een idee van de energie die meegedragen wordt door een frequentie, daar deze energie evenredig is met de amplitude in het kwadraat.

Het is mogelijk om aan deze transformaties een heleboel eigenschappen toe te schrijven en te bewijzen, maar omdat in dit werk slechts met gediscrètiseerde systemen gewerkt wordt, is het zinloos deze hier te bespreken.

I.4.2.2. De matriciële voorstelling

Om een stelsel met meerdere ingangen en uitgangen te kenmerken is de matriciële uitdrukking van de transfertfunctie beter geschikt. Na linearisatie en normalisatie, nl. de herleiding tot eerstegraadstermen, kan het gedrag van een stelsel door de volgende matrixvergelijkingen gekenmerkt worden

$$\dot{x} = A.x + B.u$$

$$y = C.x + D.u$$

met x de toestandsvector

A de matrix der invloedscoëfficiënten van x

u de vector met de componenten van het
ingangssignaal

B de matrix der invloedscoëfficiënten van u

y de uitgangsvector

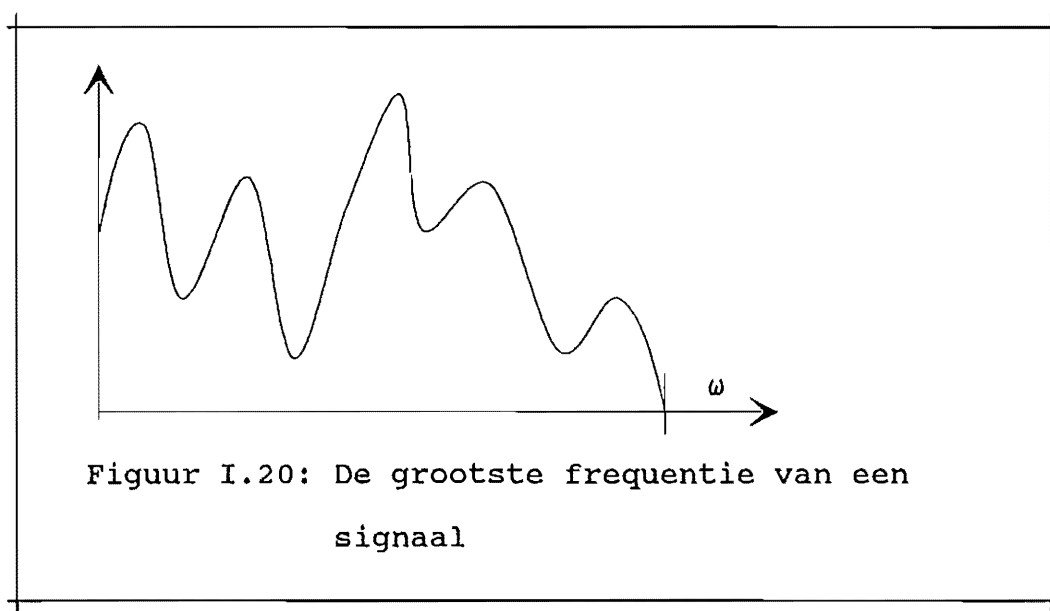
C, D berekeningsmatrixen van de uitgang

I.4.3. Het bemonsteren

Als er gebruik gemaakt wordt van een digitale computer dan is er, in tegenstelling tot de analoge rekenaars, steeds een dode tijd die dient voor het verwerken en omzetten van de gegevens. Daar bijna alle gegevens analoge signalen zijn, moeten deze worden omgezet naar digitale signalen, dus bemonsterd worden. Het resultaat van een bemonstering is een rij getallen.

Het bemonsteren van een analoog signaal gebeurt d.m.v. een 'sample and hold', een toestel dat de waarde van het signaal opneemt en dan vasthoudt. Om de berekening te vereenvoudigen wordt er meestal een constante

bemonsteringstijd, d.w.z. een constante tijd tussen twee opeenvolgende meettijdstoppen gebruikt. Met deze bemonsteringstijd stemt een frequentie overeen : $f_s = 1/T_s$. Opdat het oorspronkelijke signaal zonder dubbelzinnigheid zou kunnen gereconstrueerd worden of opdat er geen verlies aan informatie zou zijn, moet het theorema van Shannon gerespecteerd worden. Dit theorema zegt dat de bemonsteringsfrequentie minstens twee maal de grootste frequentie van het spektrum $s(t)$ moet bedragen. De grootste frequentie is de maximale frequentie waarbij $S(\omega) = 0$ (figuur I.20).



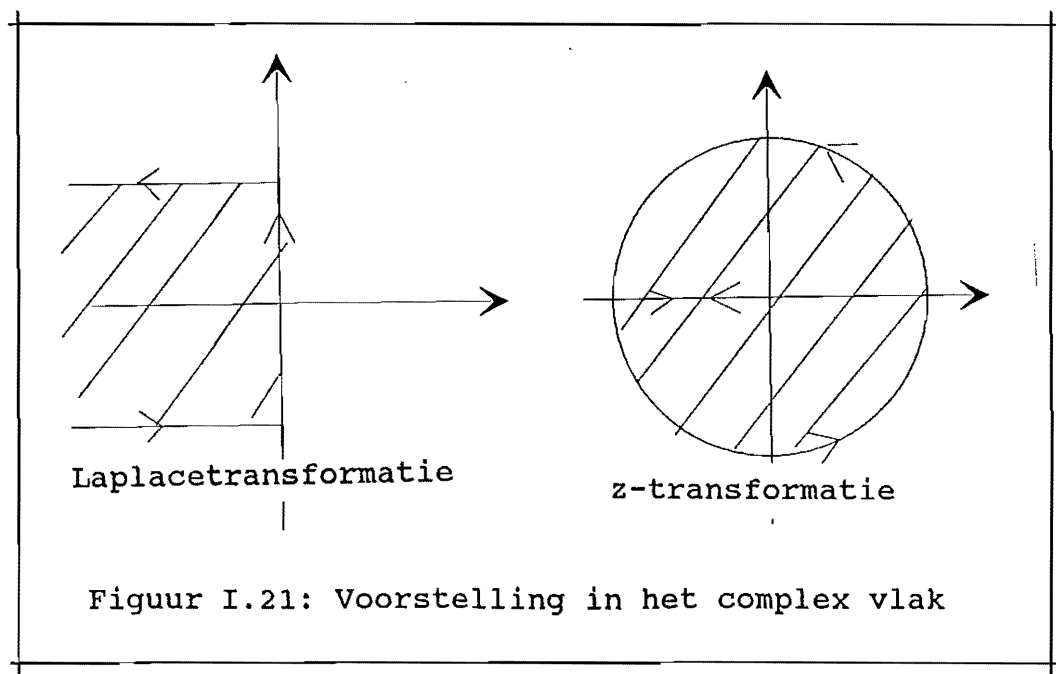
Een analoog systeem moet eveneens bemonsterd worden om het m.b.v. een computer te simuleren. De hiervoor gebruikte methode wordt besproken in paragraaf I.4.5. .

I.4.4. De z-transformatie

De z-transformatie is in het discrete domein wat de Laplacetransformatie is in het tijdsdomein. Als $\{s(k)\}$ $k =$

0 , $+\infty$ een half-oneindige rij is, dan is de z -transformatie per definitie de complexe functie $s(k) = Z(s(k)) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} s(k) \times z^{-k}$ waarbij z een complexe veranderlijke is.

Er kan bewezen worden dat er een overeenstemming bestaat tussen de Laplace- en de z -transformatie op voorwaarde dat $z = e^{p \cdot T_s}$. In dat geval kan de z -transformatie van een bemonsterd signaal $s(t)$ beschouwd worden als de Laplacetransformatie van het bemonsterde signaal $s^*(t)$, waarbij $s(k \cdot T_s) = s(k)$. Hieruit volgt dat $z = e^{\omega \cdot T_s}$ en $\arg(z) = \sigma \cdot T_s$ als $p \cdot T_s = \sigma \cdot T_s + j \cdot \omega \cdot T_s$. De overeenkomst tussen de voorstellingen in het complex vlak van p en z wordt weergegeven in figuur I.21.



Naar analogie met de Laplacetransformatie kan de convolutiesom eenvoudig uitgedrukt worden m.b.v. de z -notatie. Indien $s(k) = \sum_{i=0}^N t(i) \cdot u(k-i)$ met $\{t(i)\}$ een eindige rij $i=0$ tot N met $T(z)$ als getransformeerde en $\{s(k)\}$, $\{u(k)\}$ oneindige rijen met $S(z)$, $U(z)$ als getransformeerden, dan is $S(z) = T(z) \cdot U(z)$ de uitdrukking van het convolutieprodukt.

De z-tranformatie heeft maar zin als er ook een inverse transformatie bestaat. Het terugkeren naar het bemonsterde uitgangssignaal m.b.v. analytische methodes is een tijdrovende taak, terwijl in de meeste gevallen het resultaat snel bekomen wordt door een ontwikkeling in veeltermen en steunend op de definitie. Deze methode werd uitgewerkt in het programma 'ztt' in bijlage B.

I.4.5. Matriciële voorstelling van een bemonsterd systeem

In punt I.4.2. werd de matriciële voorstelling van een continu stelsel, lineair en tijdsonafhankelijk verondersteld, gezien.

$$\begin{aligned}\dot{x}(t) &= G \cdot x(t) + H \cdot u(t) \\ y(t) &= C \cdot x(t) + D \cdot u(t)\end{aligned}$$

Indien de matrix e^{At} ($n \times n$) bepaald wordt door de uitdrukking

$$e^{At} = E^n + A \cdot t + A^2 \cdot t^2/2! + A^3 \cdot t^3/3! + \dots$$

zoals in het scalaar geval, dan kan aangetoond worden dat de uitdrukking van het bemonsterde systeem de volgende vorm heeft

$$x(k+1) = e^{G \cdot T_s} \cdot x(k) + G^{-1} \cdot [e^{G \cdot T_s} - E^n] \cdot H \cdot u(k)$$

$$\begin{aligned}\text{Stel } A &= e^{G \cdot T_s} & (n \cdot n) \\ B &= G^{-1} \cdot [e^{G \cdot T_s} - E^n] \cdot H & (n \cdot m)\end{aligned}$$

dan kan de uitdrukking geschreven worden als

$$x(k+1) = A.x(k) + B.u(k)$$

Daar de uitdrukking van $y(t)$ een puur algebraïsche uitdrukking is, volgt onmiddellijk dat

$$y(k) = C.x(k) + D.u(k)$$

In de uitdrukking van B staat de inverse matrix van G . Nu kan het gebeuren dat deze inverse onmogelijk te berekenen is en dan moet B berekend worden met de volgende formule

$$B = [1 + G.T_s/2 + G^2.T_s^2/6 + \dots].T_s.H$$

wat de inversie ontwijkt. Dit werd gerealiseerd in het programma "c2d" in bijlage B.

I.4.6. De z-transmittantie van discrete systemen

Het is mogelijk de z-transmittantie van een stelsel te vinden a.d.h.v. zijn matriciële uitdrukking. Als men de verscheidene vectoren transformeert in z , dus $Z[x(k)] = X(z)$, $Z[u(k)] = U(z)$ en $Z[y(k)] = Y(z)$, dan is

$$z.(X(z) - x(0)) = A.X(z) + B.U(z)$$

$$Y(z) = C.X(z) + D.U(z)$$

De matrix $T(q.m)$ die het verband tussen $Y(z)$ en $U(z)$ uitdrukt, is de gezochte transmittantie

$$T(z) = C.[z.E^n - A]^{-1}.B + D$$

De polen van de transmittantie worden teruggevonden in de eigenwaarde van de matriciële voorstelling.

I.4.7. Bestuur- en observeerbaarheid

Het doel van een regelsysteem is een stelsel dat zich in een begintoestand bevindt naar een gewenste eindtoestand te brengen. De vraag die gesteld dient te worden is of het mogelijk is zo'n regeling te ontwerpen. M.a.w.: is het stelsel bestuurbaar ?

Voor een regeling moet $x(k)$ gekend zijn; dit is echter niet altijd mogelijk. Daarom wordt $x(k)$ geconstrueerd m.b.v. de uitgangsveranderlijken $y(k)$. De vraag is nu of het mogelijk is $x(k)$ volledig te bepalen a.d.h.v. $y(k)$. M.a.w.: is het stelsel observeerbaar?

Twee theorema's, die ook gelden in het continu domein, tonen aan dat een stelsel bestuurbaar is als

$N = [B \ A.B \ A^2.B \ \dots \ A^{n-1}.B]$ van rang n is

en dat het observeerbaar is als

$O = [C \ C.A \ C.A^2 \ \dots \ C.A^{n-1}]^T$ van rang n is.

Het is goed mogelijk dat een stelsel dat perfect bestuur- en observeerbaar is dit niet langer is na bemonstering omdat de bemonsteringsfrequentie deelbaar is door een eigenfrequentie van het stelsel. Om dit te vermijden moet de bemonsteringsfrequentie zo gekozen worden dat $f_s = 2.f_i/k$ ($k = 1, 2, \dots$), waarbij f_i alle mogelijke eigenfrequenties zijn.

Nu rest alleen nog de vraag welke stap er geregeld kan worden. Normaal wordt er gestreefd naar een optimale regeling voor de volgende stap (zie paragraaf I.4.8. over de optimalisatieregeling). Om dit mogelijk te maken moet de

determinant van $[C.B]$ verschillend van nul zijn. Als dit niet het geval is, betekent dit dat het systeem een dode tijd van minimaal T_S bezit. De stuurvariabelen hebben geen onmiddellijke invloed. Het systeem is optimaal te regelen na ' i ' stappen, met ' i ' als de kleinste waarde waarvoor $\det(C.A^{i-1}.B)$ verschillend van nul is.

I.4.8. De optimalisatiemethode

Een veel voorkomende regeling is deze van een minimalisatie van een kostenfunctie. De bedoeling van een regelaar ontworpen volgens dit stamien is een regelwaarde te berekenen zodat de kostenfunctie steeds minimaal is bij de volgende stap en dit onafhankelijk van de begincondities.

Om een minimum van een functie te zijn, moet een vector aan twee voorwaarden voldoen. De eerste is een voorwaarde van stationariteit en de tweede is een van het minimum.

De eerste voorwaarde wordt voldaan indien de eerste afgeleide van de functie voor deze vector gelijk is aan nul en drukt uit dat de vector een extremum van de functie is. Anders gezegd moet de gradiënt in het punt nul zijn en dus

$$\left. \frac{\partial J}{\partial u} \right|_{u=u^*} = 0$$

Als een vector aan de eerste voorwaarde voldoet, dan is het nog niet zeker dat het een minimum is. Dit is het wel als de tweede afgeleide in het punt gelijk is aan of groter is dan nul. Anders gezegd : de matriciële

uitdrukking van de tweede afgeleide moet in het punt half-definiet positief zijn :

$$\frac{\partial^2 J}{\partial u^2} \bigg|_{u=u^*} = \text{of} > 0$$

Indien de kostenfunctie de vorm $J = u'.A.u + (B.u)'$ heeft, wordt aan deze voorwaarde voldaan als de matrix A half-definiet positief is.

Soms moet u voldoen aan een gelijkheid. Het probleem is dan een vector te zoeken die een kostenfunctie minimaliseert en toch voldoet aan gestelde tweezijdige verbandingen. In de wiskunde wordt bewezen dat het vraagstuk herleid kan worden naar het vorig probleem van een minimalisatie van de kostenfunctie :

$$J^*(u, \lambda) = J(u)/2 + \lambda' \times f(u)$$

met λ de vector der multiplicatoren van Lagrange
 $f(u)$ de functies waarvoor u nul moet zijn

De minimalisatie hiervan wordt gegeven door

$$\frac{\partial J^*(u, \lambda)}{\partial u} \bigg|_{\substack{u=u^* \\ \lambda=\lambda^*}} = \frac{\partial J^*(u)}{\partial u} \bigg|_{u=u^*} = 0$$

Naast tweezijdige verbandingen bestaan er natuurlijk nog eenzijdige verbandingen. Deze drukken uit dat een bepaalde waarde nooit overschreden kan worden, bijv. de maximale snelheid van een vijzel. Opnieuw kan het probleem van een minimalisatie van een kostenfunctie en het tevens

voldoen aan unilaterale verbindingen herleid worden tot het eerste probleem m.b.v. de volgende kostenfunctie :

$$J^*(u, \mu) = J(u) + \mu' \cdot R(u)$$

met μ de multiplicator van Kuhn-Tucker

$R(u)$ de functie waarvoor u gelijk aan of groter moet zijn dan nul

Het nadeel van deze berekening is dat de optimalisatiematrix iedere keer opnieuw berekend dient te worden. Dit maakt het gebruik van een krachtige computer noodzakelijk. In dit werk wordt daarom alleen rekening gehouden met bilaterale verbindingen.

$$\left. \frac{\partial J^*(u, \mu)}{\partial u} \right|_{\substack{u=u^* \\ \mu=\mu^*}} = 0$$

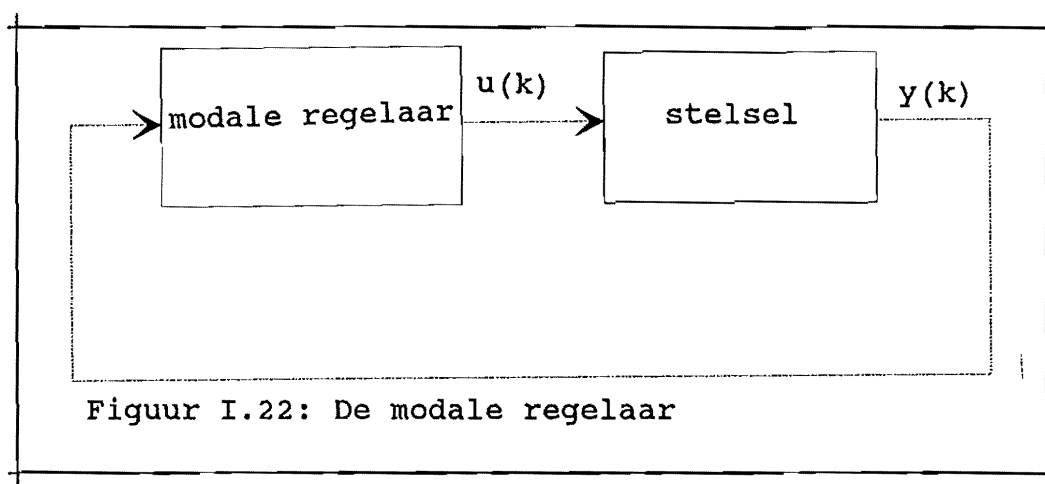
Deze methodes werden uitgewerkt in de programma's 'fbw' en 'ccv' in bijlage B.

I.4.9. De modale regeling

De bekendste regeling in de regeltechniek is de minimalisatie van een kostenfunctie zoals hiervoor beschreven. In sommige gevallen is het moeilijk om de juiste kostenmatrixen te vinden want specificaties zoals damping, eigenfrequenties en ontkoppelingen laten zich moeilijk in matrixen schrijven. De methode van 'try-and

error' is hierbij de enige mogelijke.

Een meer geschikte methode hiervoor is de modale regeling. Bij deze methode probeert men het geregeld systeem een bepaalde eigenstructuur te geven. Met de bepaling van eigenvectoren wordt geprobeerd een ontkoppeling te bekomen en de eigenwaarden worden gekozen om een bepaalde demping en stijgtijd te bekomen. Het eindresultaat is een regelaar die geplaatst wordt zoals in figuur I.22 .



Beschouw het stelsel

$$x(k+1) = A \cdot x(k) + B \cdot u(k)$$

$$y(k) = C \cdot x(k)$$

met x element van R^n , u van R^m en y van R^r en stel dat $\text{rang}[B] = m$ en $\text{rang}[C] = r$

dan kan het probleem als volgt gesteld worden:

"Bepaal een matrix F zodat het stelsel $A + B \cdot F \cdot C$ de $(\lambda_i)^d$ gewenste eigenwaarden bezit en dat zijn respectievelijke eigenvectoren de $(v_i)^d$ gewenste eigenvectoren zo goed mogelijk benadert."

De oplossingsmethode wordt gegeven door de volgende werkwijze :

Voor een paar eigenwaarde-eigenvector geldt dat

$$(A + B.F.C) \cdot v_i = \lambda_i \cdot v_i$$

of

$$v_i = (\lambda_i \cdot E^n - A)^{-1} \cdot B.F.C \cdot v_i$$

stel

$$m_i = F.C \cdot v_i$$

dan

$$v_i = (\lambda_i \cdot E^n - A)^{-1} \cdot B \cdot m_i$$

Deze laatste uitdrukking drukt de noodzakelijkheid uit dat een eigenvector in de deelruimte beschreven door $(\lambda_i \cdot E^n - A)^{-1} \cdot B$ moet liggen. Die deelruimte bepaald door de open lusparameters, weergegeven door A, B, en de gewenste eigenwaarde λ_i heeft als dimensie m, het aantal onafhankelijke stuurvariabelen. Indien de gewenste eigenvector zich in deze eigenvector bevindt dan is zijn benadering exact zijn.

Algemeen gezien ligt de gewenste eigenvector niet in deze ruimte zodat hij niet exact te bepalen is. De bereikte eigenvector zal de gewenste zo dicht mogelijk benaderen, want deze 'beste benadering' of bereikbare vector minimaliseert de afstand tussen de twee vectoren.

Nog algemener is het niet noodzakelijk om alle componenten van de gewenste eigenvectoren te kennen zodat alleen de componenten waarvoor een interesse bestaat gegeven dienen te worden.

Stel dat de gewenste eigenvector de volgende structuur bezit

$$v_i = [x, x, v_i(1), x, v_i(k), x]$$

waarbij $v_i(1)$ gespecificeerde en x niet-gespecificeerde componenten zijn. Om gemakkelijker te werken wordt er een herordering uitgevoerd

$$\{v_i\}^d \Big|^{R_i} = \begin{vmatrix} l_i \\ d_i \end{vmatrix}$$

met l_i de deelvector van de gespecificeerde componenten
 d_i de deelvector van de niet-gespecificeerde
 componenten

Voor de berekening van de bereikbare definieert men Q_i
 als

$$Q_i = (\lambda_i \cdot E^n - A)^{-1} \cdot B$$

De bereikbare eigenvector moet in de deelruimte liggen dus

$$v_i^a = Q_i \cdot z_i$$

De rijen van Q_i worden herordert om in overeenstemming te
 komen met de herschikking van v_i^d .

$$\{Q_i\}^{R_i} = \begin{vmatrix} L_i \\ D_i \end{vmatrix}$$

De bereikbare eigenvector moet de afstand tot de
 gewenste eigenvector minimaliseren

$$\partial J / \partial z_i = 0 = \partial (l_i^d - l_i^a)^2 / \partial z_i = \partial (l_i^d - L_i \cdot z_i) / \partial z_i$$

Uitwerking van deze voorwaarde geeft

$$z_i = (L_i' \cdot L_i)^{-1} \cdot L_i' \cdot l_i^d$$

en

$$v_i^d = L_i \cdot (L_i' \cdot L_i)^{-1} \cdot L_i' \cdot l_i^d$$

Om de regelmatrix F te vinden dient nu een

transformatiematrix T gezocht te worden om een gelijkaardig stelsel bekomen als waarvan gestart werd. T moet de eigenheid van het stelsel behouden maar toch voldoen aan

$$\tilde{B} = T^{-1}.B = \begin{vmatrix} E^m \\ - \\ 0 \end{vmatrix}$$

onder deze transformatie is

$$\tilde{A} = T^{-1}.A.T$$

$$\tilde{C} = C.T$$

$$x = T.\tilde{x}$$

$$\lambda_i = \tilde{\lambda}_i$$

$$v_i^a = T.\tilde{v}_i^a$$

verdeel $\tilde{v}_i^a$ en $\tilde{A}$ conform met $\tilde{B}$ dan

$$\tilde{v}_i = \begin{vmatrix} \tilde{s}_i \\ - \\ \tilde{w}_i \end{vmatrix} \qquad \tilde{A} = \begin{vmatrix} \tilde{A}_1 \\ - \\ \tilde{A}_2 \end{vmatrix}$$

als

$$\tilde{S} = [\lambda_1 . s_1 , \lambda_2 . s_2 , \dots , \lambda_r . s_r]$$

$$\tilde{V} = [\tilde{v}_1^a , \tilde{v}_2^a , \dots , \tilde{v}_r^a]$$

dan kan F berekend worden met

$$F = (\tilde{S} - \tilde{A}_1 . \tilde{V}) . (\tilde{C} . \tilde{V})^{-1}$$

Samengevat zal deze methode dus een matrix F bepalen zodat r eigenwaarden en m componenten van eigenvectoren exact bepalen. Indien er meer dan m componenten gespecificeerd zijn dan wordt de bereikbare eigenvector berekend waarvoor de afstand tot de gewenste vector minimaal is. Moeten meer dan r eigenwaarden vastgelegd worden dan dienen er meer onafhankelijke sensoren geplaatst te worden. Indien er meer componenten van de eigenvectoren exact bepaald dienen te worden dan moeten er meer onafhankelijke controleoppervlakten geplaatst worden.

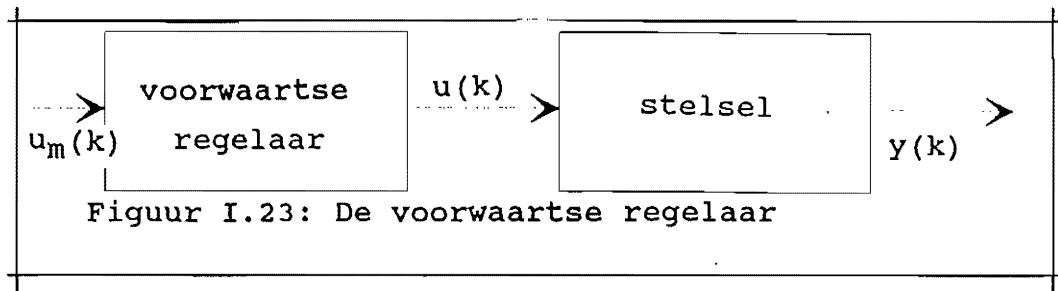
Deze theorie werd verwerkt in het programma 'space' in bijlage B.

I.4.10. De voorwaartse regeling

Nadat er een kontrolematrix F , via een optimalisatie methode of de modale regeling bepaald is, zal er geprobeerd worden een regeling te verkrijgen zodat het stelsel op de gewenste manier op een inputsignaal reageert.

Zoals in het tijdsdomein is dit mogelijk volgens een open lus of een gesloten lus regeling. Een open lus systeem heeft als voordelen dat er geen dure sensoren gebruikt worden en dat het de snelst mogelijke regeling is. De grote snelheid komt doordat er geen tijd verloren gaat in een reactieketen. Hierdoor kan de open lus regeling diene als referentie voor de minimale reaktietijd voor een gesloten lus regeling.

Bij de voorwaartse regeling wordt er gezocht naar een ideaal programma die een gewenst model zo goed mogelijk volgt (figuur I.23). De gedragingen van het geregeld stelsel is sterk afhankelijk van de regelmatrix F .



Stel dat het gewenst model de volgende matrix-voorstelling bezit

$$x_m(k+1) = A_m \cdot x_m(k) + B_m \cdot u_m(k)$$

$$y_m(k) = C_m \cdot x_m(k) + D_m \cdot u_m(k)$$

en dat de gecontroleerde uitgangsveranderlijken gegeven worden door $y_t(k) = H \cdot x(k)$

Als $y_t(k) = y_m(k)$ op het tijdstip $k \cdot T_s = t_0$, dan zal $\hat{u}(k)$ de regelvector zijn zodat voor het ideaal vliegtuig $y_t(k) = y_m(k)$ voor $k \cdot T_s > t_0$. Stel $\hat{x}(k)$ de overeenstemmende toestandsvector dan is

$$\hat{x}(k+1) = A \cdot \hat{x}(k) + B \cdot \hat{u}(k)$$

$$\hat{y}(k) = C \cdot \hat{x}(k)$$

$$\hat{y}_t(k) = H \cdot \hat{x}(k)$$

De gecontroleerde uitgangsveranderlijke van het ideaal vliegtuig is gelijk aan het uitgang van het model, dus

$$\hat{y}_t(k) = y_m(k)$$

Er wordt naar een regeling voor een stapfunctie als ingang gezocht. De afgeleiden van hogere orde zijn gelijk aan nul dan kunnen $\hat{x}(k)$ en $\hat{u}(k)$ als volgt geschreven worden

$$\hat{x}(k) = S_{11} \cdot x_m(k) + S_{12} \cdot u_m(k)$$

$$\hat{u}(k) = S_{21} \cdot x_m(k) + S_{22} \cdot u_m(k)$$

of in matrixvorm

$$\begin{bmatrix} \hat{x}(k) \\ \hat{u}(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_m(k) \\ u_m(k) \end{bmatrix}$$

Voor de bepaling van de matrix S wordt de volgende identifikatie gebruikt

$$\begin{bmatrix} x_m(k) \\ u_m(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_m & B_m \\ C_m & D_m \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_m(k) \\ u_m(k) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ H & \emptyset \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \hat{x}(k) \\ \hat{u}(k) \end{bmatrix}$$

Door substitutie van de voorlaatste vergelijking in deze laatste wordt de gelijkheid

$$\begin{bmatrix} S_{11} & S_{21} \\ S_{21} & S_{22} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ H & \emptyset \end{bmatrix}^{-1} \cdot \begin{bmatrix} A_m & B_m \\ C_m & D_m \end{bmatrix}$$

bekomen. Voor een 'Flightcomputer' wordt als model genomen dat de gecontroleerde variabelen gelijk zijn aan de ingangsvariabele, m.a.w. dat $y_m(k) = u_m(k)$. Dit eenheidsmodel drukt de wens uit dat het vliegtuig zo snel mogelijk naar de door de piloot gewenste toestand evolueert en wordt weergegeven door te stellen dat

$$A_m = \emptyset, B_m = \emptyset, C_m = \emptyset \text{ en } D_m = E$$

Indien

$$O = \begin{bmatrix} A & B \\ H & \emptyset \end{bmatrix}^{-1} = \begin{bmatrix} O_{11} & O_{12} \\ O_{21} & O_{22} \end{bmatrix}$$

dan geeft dit tot resultaat dat

$$S_{11} = \emptyset, S_{12} = O_{12}, S_{21} = \emptyset \text{ en } S_{22} = O_{22}$$

$$\hat{x}(k) = O_{12} \cdot u_m(k)$$

$$\hat{u}(k) = O_{22} \cdot u_m(k)$$

Merk op dat $\hat{x}(k)$ en $\hat{u}(k)$ slechts afhankelijk zijn van $u_m(k)$ en de voorwaartse winsten O_{12} en O_{22} , bepaald door A, B en H. Om de terugkoppeling van matrix F in het ontwerp te verwerken, stel de afwijking t.o.v. het ideaal vliegtuig gelijk aan:

$$\tilde{x}(k) = x(k) - \hat{x}(k)$$

$$\tilde{u}(k) = u(k) - \hat{u}(k)$$

$$\tilde{y}(k) = y(k) - \hat{y}(k)$$

dan kan er geschreven worden dat

$$\tilde{x}(k+1) = A \cdot \tilde{x}(k) + B \cdot \tilde{u}(k)$$

$$\tilde{y}(k) = C \cdot \tilde{x}(k)$$

en de terugkoppelingswet wordt gegeven door

$$\tilde{u}(k) = F \cdot \tilde{y}(k) = F \cdot (y(k) - \hat{y}(k))$$

dus

$$\begin{aligned} u(k) &= \hat{u}(k) + \tilde{u}(k) \\ &= \hat{u}(k) + F \cdot (y(k) - C \cdot \tilde{x}(k)) \\ &= [O_{22} - F \cdot C \cdot O_{12}] \cdot u_m(k) + F \cdot y(k) \end{aligned}$$

Bemerk dat het hier wel degelijk gaat om een openlusregeling daar er geen terugkoppeling is op de gecontroleerde variabelen, de terugkoppeling dient alleen om het vliegtuig bepaalde vliegeigenschappen te geven.

I.4.11. De discrete waarnemer van Luenberger

Het is soms onmogelijk alle toestandsveranderlijken fysisch te meten daarom is het soms nodig de toestandsvector m.b.v. een waarnemer te construeren. Het bepalen van een goede waarnemer is belangrijk omdat het een grote invloed heeft op het eindresultaat van de regeling.

Een mogelijke en veelgebruikte waarnemer is de Luenbergerwaarnemer die de toestandsvector a.d.h.v. de vorige vrijgegeven toestandsvector, de waarden van de gemeten grootheden en de laatste waarden van de regelvector herconstrueert. De uitdrukking van de nieuwe waarde aan de uitgang van de waarnemer is:

$$\hat{x}(k) = V.\hat{x}(k-1) + W.y(k) + U.u(k-1)$$

De waarnemer van Luenberger is van maximale orde indien geldt dat als $\hat{x}(0) = x(0)$, $\hat{x}(k) = x(k)$ is voor iedere $k > 0$. Indien de matriciële voorstelling van het stelsel weergegeven wordt door

$$x(k+1) = A.x(k) + B.u(k)$$

$$y(k) = C.x(k)$$

dan moet

$$V = A - K.C.A$$

$$U = B - K.C.B$$

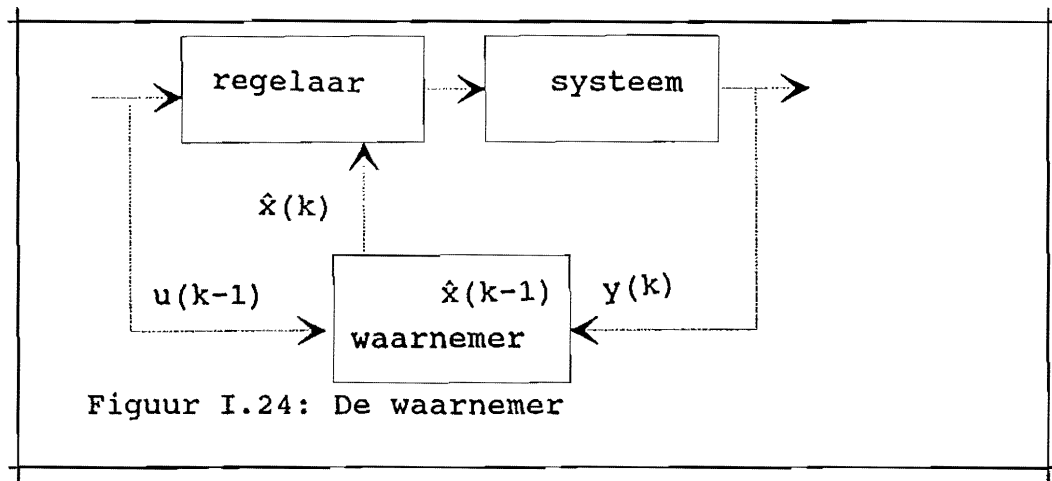
$$W = K$$

om te voldoen aan de voorwaarde van maximale orde.

De matrix K kan bepaald worden met de methode van de modale regeling. Indien de eigenwaarden, die vrij gekozen kunnen worden, een modulus kleiner dan 1 bezitten dan zal een foute beginwaarde na verloop van tijd verdwijnen.

Het gebruik van een waarnemer bij simulaties van het gedrag van een regelaar is niet noodzakelijk want het is

mogelijk te bewijzen dat de werking van de regelaar niet beïnvloed wordt door de waarnemer. De twee systemen hebben een onafhankelijke transmittanties en oefenen dus geen invloed uit op elkaar. Figuur I.24 heeft een voorstelling van een geregeld systeem met regelaar en waarnemer.



II.4.12. De gemiddelde waarden

Om regelingen te kunnen vergelijken moeten bepaalde criteria gehanteerd worden. Daar een regelsysteem naar een consingewaarde regelt, is de tijd nodig om van een startwaarde naar een gevraagde waarde te evolueren een mogelijk criterium. Om de gevoeligheid aan storingen van regelsystemen te vergelijken is een criterium met de gemiddelde waarde van de afwijking beter.

De gemiddelde waarde die hier gebruikt wordt, moet aan bepaalde eisen voldoen. Ten eerste moet zij de afwijking, zonder onderscheid in teken, in rekening brengen. Het meetkundig gemiddelde is hierdoor onbruikbaar. Ten tweede mag zij niet nul worden bij het bereiken van de consignewaarde, het rekenkundig gemiddelde is eveneens onbruikbaar.

In de electronica wordt voor het toekennen van een gemiddelde waarde aan signalen de 'root mean square'-waarde (rms) gebruikt. Deze waarde heeft een idee van de energieinhoud van een signaal.

De rms is eveneens geschikt om een gemiddelde afwijking te geven van een geregeld systeem t.o.v. een consignewaarde. In het tijdsdomein luidt de formule:

$$\text{rms}(f(t)) = \frac{1}{T} \int_0^T f^2(t) dt$$

Dit werk illustreert bepaalde CCV-toepassingen met een digitale simulatie, zodat een discrete vorm van de rms gebruikt wordt :

$$\text{rms}(s(k)) = \frac{1}{N} \sum_{k=0}^N s^2(k)$$

I.4.13. Besluit

Dit hoofdstuk gaf uitleg over continue, bijv. een vliegtuig, en discrete, bijv. een digitale computer, systemen. Tevens toonde het aan hoe het mogelijk is om die systemen te regelen. Daar het tweede deel ondersteund wordt met computersimulaties zijn de paragrafen betreffende discrete systemen belangrijk.

Alvorens met het tweede deel te beginnen zijn er enkele begrippen die uitgelegd dienen te worden. Het volgende hoofdstuk verzameld alle nodige elementen uit andere disciplines dan de aërodynamica, de vluchtmechanica of de regeltechniek, maar die desalniettemin noodzakelijk zijn voor een goed begrip van deel twee.

I.5. Begrippen uit andere wetenschappelijke disciplines

I.5.1. Inleiding

Om een volledige theoretische basis te hebben zijn er nog enkele beschouwingen uit andere wetenschappen die behandeld dienen te worden. Die zogenaamde wetenschappelijke disciplines zijn de exploitatie van vliegtuigen, de metaalconstructie en de studie van de trillingen. De indeling van dit hoofdstuk is volgens deze verschillende disciplines.

I.5.2. De exploitatie van vliegtuigen

I.5.2.1. Inleiding

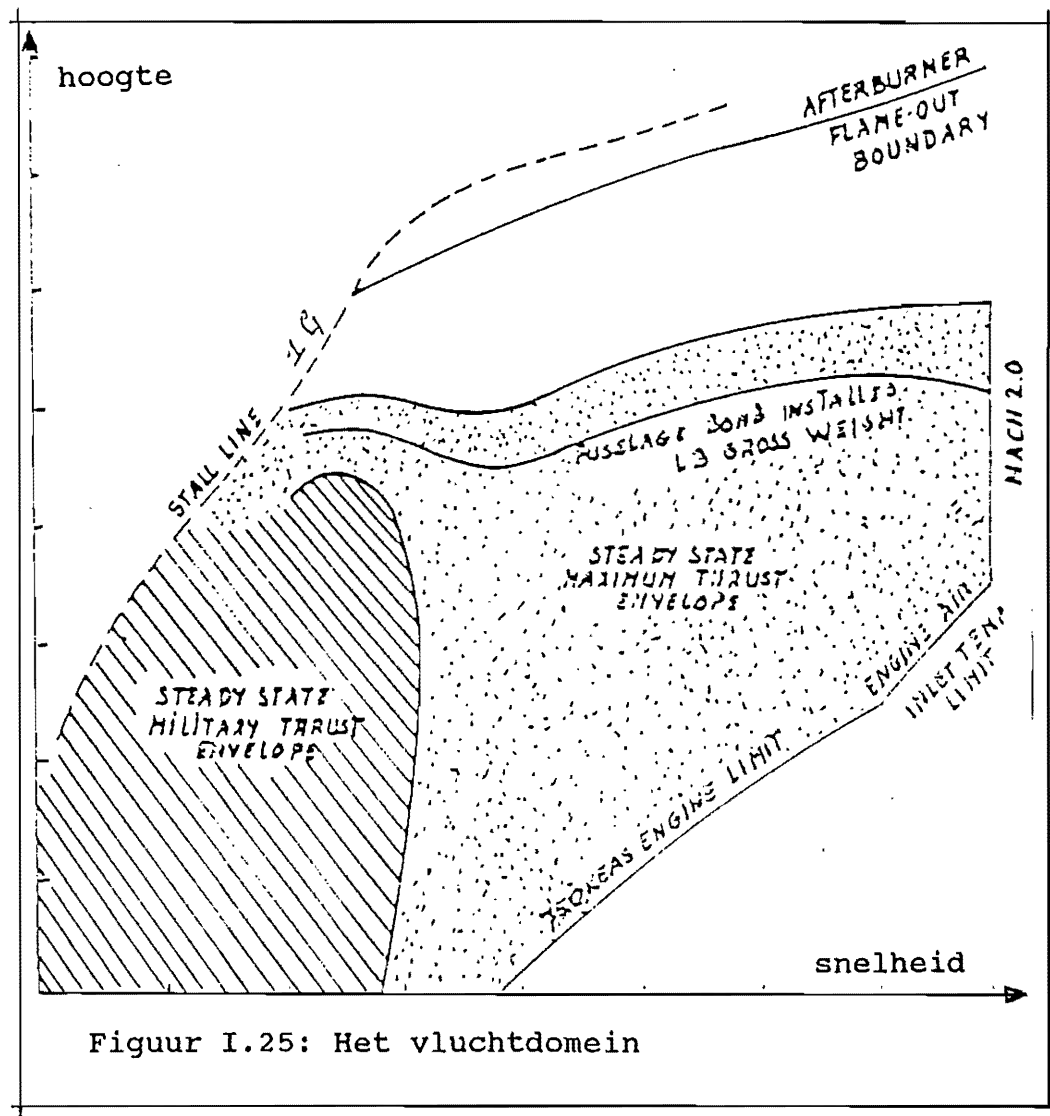
Na de aankoop wilt de gebruiker of exploitant zijn vliegtuig maximaal laten renderen. Hiervoor moet hij dus de optimale vluchtregime's en de onderhoudseisen kennen, maar vooral moet hij de beperkingen van zijn toestel kennen. De kennis van deze beperkingen zijn nog belangrijker voor de militaire luchtvaart. De limieten worden weergegeven door drie begrippen: het vluchtdomein, het manoeuvredomein en het specifiek stuwvermogensoverschot.

I.5.2.2. Het vluchtdomein

De bedoeling van een vliegtuig is op een bepaalde hoogte en met een zekere snelheid te vliegen. Het is duidelijk dat niet iedere combinatie van hoogte en snelheid te bereiken is want er zijn beperkingen die niet overschrijden mogen worden. Om een rendabele exploitatie mogelijk te maken is het belangrijk te weten welke

kombinaties hoogte-snelheid bij 1g mogelijk zijn.

Het vluchtdomein is een diagram waarvan de punten de mogelijke combinaties voorstellen (figuur I.25). Dit domein wordt afgebakend door drie soorten beperkingen.



De eerste soort zijn de aërodynamische beperkingen. Hierbij is het afhaken de voornaamste oorzaak van het onbereikbaar maken van combinaties hoogte-snelheid.

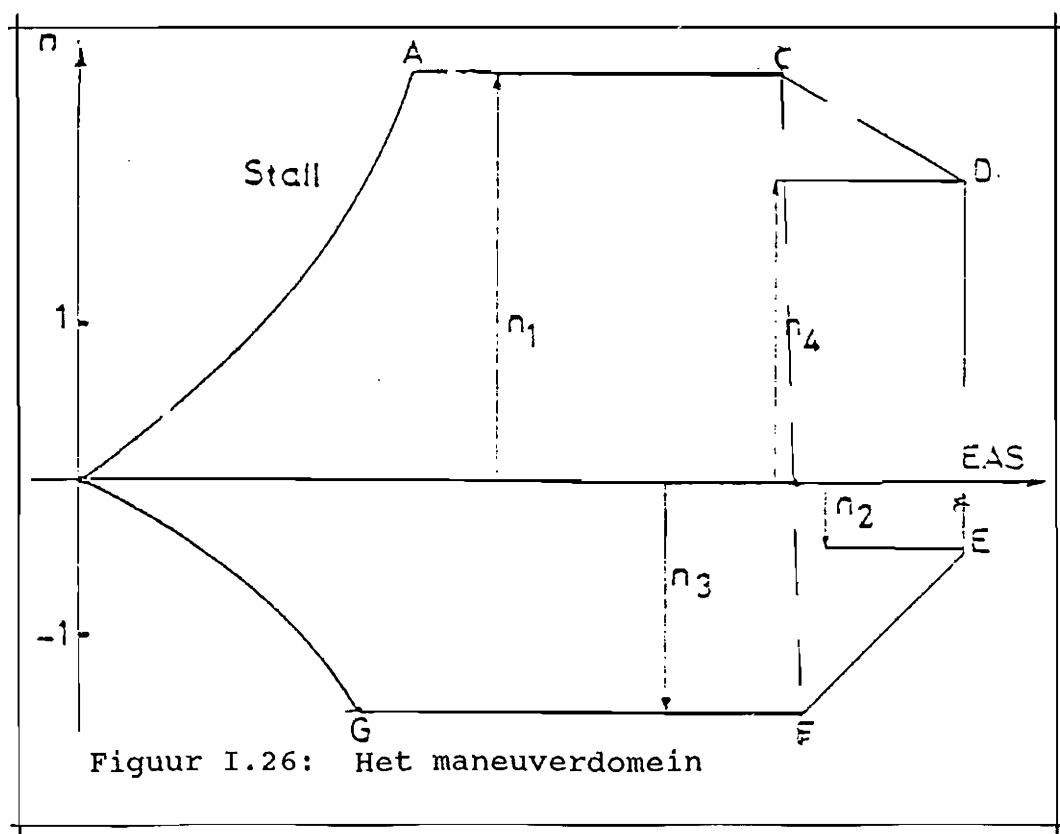
De tweede soort zijn de structurele beperkingen. Hun invloed bestaat voornamelijk in het beperken van de maximale snelheid en de maximale dynamische druk waaraan weerstand kan geboden worden.

De laatste en derde soort wordt gevormd door allerlei bijkomende beperkingen zoals bijvoorbeeld de maximale stuwkracht die geleverd kan worden of de mogelijkheid het vliegtuig te controleren.

I.5.2.3. Het maneuverdomein

Het maneuverdomein is het diagram die de maximale belastingsfactor, d.w.z. de grootst mogelijke belasting zonder permanente vervormingen, uitzet i.f.v. de 'Equivalent Air Speed' (EAS), de vliegsnelheid aangegeven door de snelheidsmeter gecorrigeerd voor de hoogte. Buiten dit diagram is het gevaarlijk, dus verboden, te vliegen en dient dus goed gekend te zijn.

Bij klassieke vliegtuigen moet de piloot dit van buiten kennen zodat het maneuverdiagram vereenvoudigd wordt tot wat weergegeven is in figuur I.26 . Punten A en G



worden d.m.v. parabolen met de oorsprong verbonden terwijl de rest van de verbindingslijnen rechte zijn. Deze parabolen zijn de vertaling van de wiskundige uitdrukking:

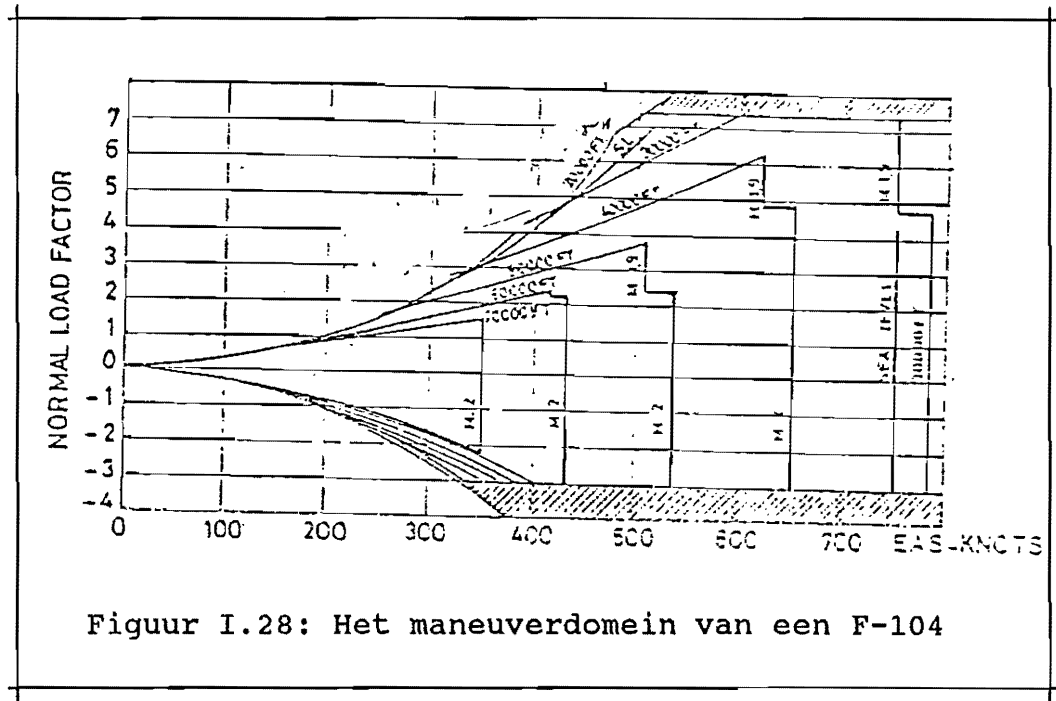
$$L = 0,5 \cdot C_{L_{\max}} \cdot \rho_{0, \text{std}} \cdot S \cdot (EAS)^2$$

De tabel van figuur I.27 geeft de numerieke waarden weer van de verschillende punten van het diagram.

Type d'avion :	n_1	n_2	n_3	n_4
Transport	$2,1 + \frac{11000}{G + 4600}$	0	-1	$0,7 \ln_1$ si > 2
Acrobatie limitée	4,5	0	-1,8	3,5
Toute acrobatie	6	0	-3	4,5
Militaire de combat	Pas de valeurs imposées			

Figuur I.27: Waarden voor het diagram

Er bestaat een variatie van het diagram i.f.v. de hoogte en het gewicht. Figuur I.28 toont aan dat het manoeuvre diagram, van bijvoorbeeld een F-104, niet het vereenvoudigd model volgt. In de militaire milieu's is het belangrijk een zo groot mogelijk manoeuvre domein te hebben en daarom is het zinloos dit domein te beperken tot een vereenvoudigd schema. In het tweede deel wordt aangetoond hoe het m.b.v. controlesystemen mogelijk is het volledig manoeuvre domein te benutten zonder het vliegtuig in gevaar te brengen.



I.5.2.4. Het specifiek stuwvermogenoverschot

Een vliegtuig in een horizontale niet-versnelde vlucht heeft een stuwkracht gelijk aan de weerstandskracht. Als de piloot nu plots de motor instelt op regime 100% heeft hij dus een korte tijd stuwkracht over. Dit overschot, 'Specific Excess Power' (SEP), wordt bepaald door de vliegsnelheid en de omgevingscondities, luchtdruk en temperatuur, en kan gebruikt worden om de totale energie van het vliegtuig te verhogen, zoals uitgedrukt in

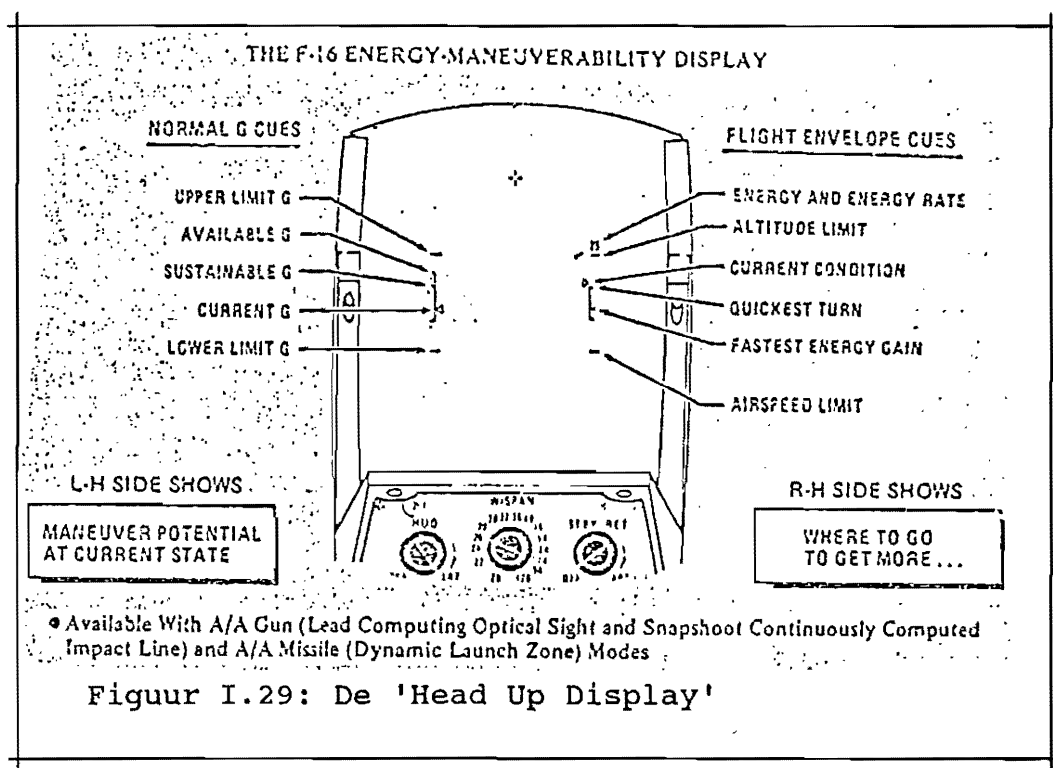
$$SEP = \frac{(T_{max} - D) \cdot V}{G} = \frac{d}{dt} \left(h + \frac{V^2}{2g} \right)$$

Daar de SEP de energiemogelijkheden van een vliegtuig in een bepaalde situatie uitdrukt, is dit een belangrijk gegeven voor het manoeuvreren in de lucht. Het is de basis voor de energiemangement van het vliegtuig en kan dienen

als een vergelijkingcriterium tussen vliegtuigen.

Het bekomen van een grote SEP is een belangrijk streefdoel van iedere constructeur van gevechtsvliegtuigen. Dit doel kan hij bereiken door een krachtige motor te installeren maar ook door de weerstandskracht van het totale vliegtuig te verminderen.

Om een betere energiemangement in vlucht toe te laten krijgt de piloot de SEP op zijn 'Head Up Display' (HUD) (figuur I.29), maar het is mogelijk dat een FC een bepaald



vliegpatroon, bijv. het snelste of zuinigste, volgt volgens de wensen van de piloot, totdat de piloot de besturing overneemt. Dit vindt zijn toepassing in de automatische piloot. Tevens kan de FC manoeuvres verhinderen die een zodanig verlies aan specifieke energie betekenen dat het voortzetten van een luchtgevecht onmogelijk wordt (figuur I.30).

I.5.3. Begrippen uit de metaalconstructie

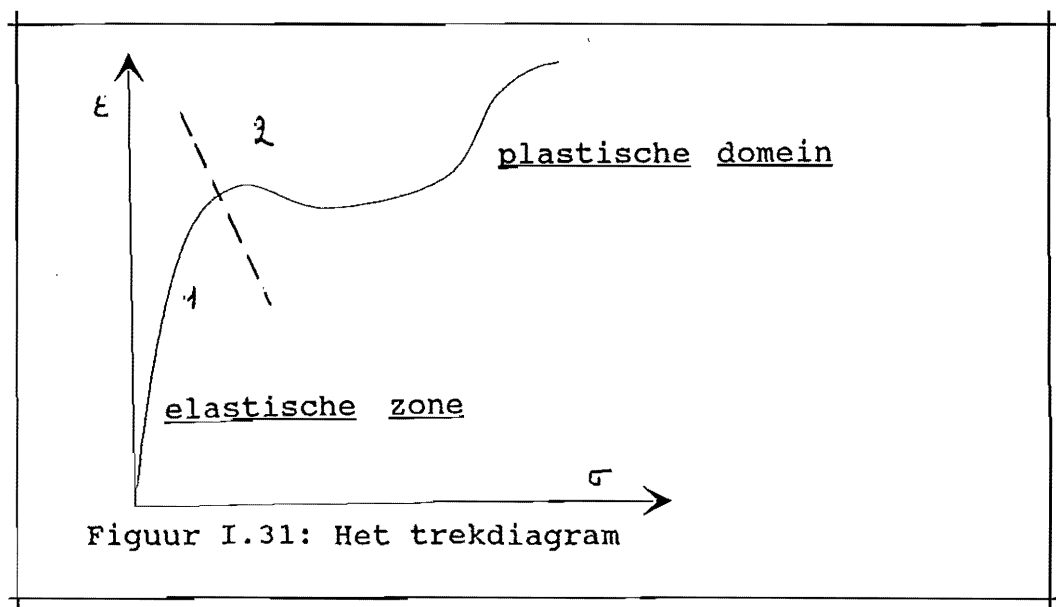
I.5.3.1. Inleiding

Omdat sommige CCV-toepassingen de bedoeling hebben de structuur tegen overbelastingen te beschermen of de spanningen in het metaal te verminderen is een beknopte bespreking van de metaalconstructie gewenst. De volgende paragraaf zal kort het gedrag van metaalstaven onder belasting behandelen en eveneens enkele elementaire begrippen uit de metaalconstructie verklaren.

I.5.3.2. Het gedrag van een metalen staaf onder belasting

In de constructie wordt bewezen dat de meest ingewikkelde belastingsgevallen beschreven kunnen worden m.b.v. veiligheidscriteria die steunen op het gedrag onder trekbelasting. Anders gezegd is de trekbelasting een basisgegeven voor de verklaring van het gedrag onder andere belastingsvormen.

Het gedrag onder invloed van een trekbelasting wordt weergegeven in een trekdiagram (figuur I.31). Dit diagram



stelt de specifieke rek van een staaf i.f.v. de trekbelasting voor.

Er zijn in dit diagram twee zones te onderscheiden. Het eerste waarbij het metaal, na het wegvallen van de belasting, zonder blijvende vervormingen terugkeert naar zijn oorspronkelijke toestand, wordt de elastische zone genoemd. De tweede zone is het plastische domein waarin een metaal voorwerp blijvend vervormd wordt. Een steeds toenemende trekbelasting eindigt met de breuk van het stuk. De maximale spanning die hierbij bereikt wordt heet de breukspanning.

In de vliegtuigconstructie is de ultieme belasting die belasting waarbij het metaal plastische vervormingen ondergaat maar niet breekt. De maximale belasting is ultieme belasting gedeeld door de factor 1.5, hierbij treden alleen elastische, niet-permanente vervormingen op. Deze maximale belasting heeft ook een beperkende invloed hebben op het manoeuvredomein.

I.5.3.3. De belasting op buiging

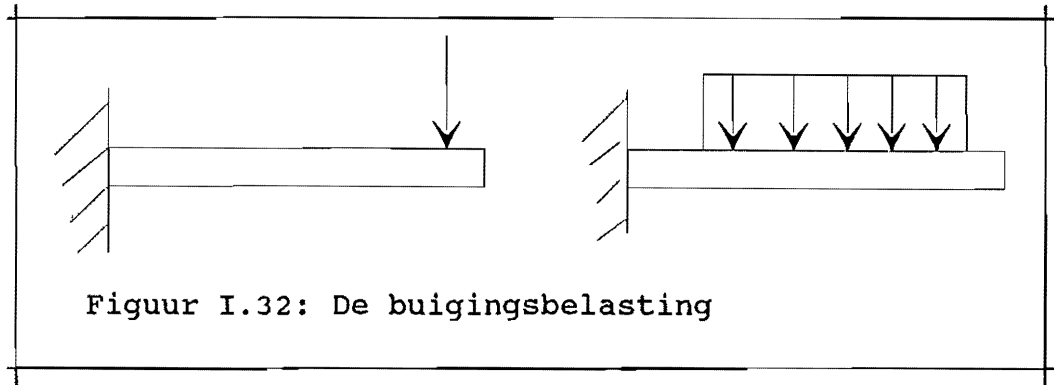
Een veel voorkomend belastingsgeval bij vliegtuigen is de buiging. Denk hierbij maar aan de belasting van de draagkracht van de vleugels op de romp of van de staart op de vleugelhechting.

Een belasting op buiging wordt veroorzaakt door een kracht die toegepast wordt op een zekere afstand (figuur I.32). Deze kracht kan een puntkracht of een verdeelde last zijn. De berekening van het buigend moment in het eerste geval is

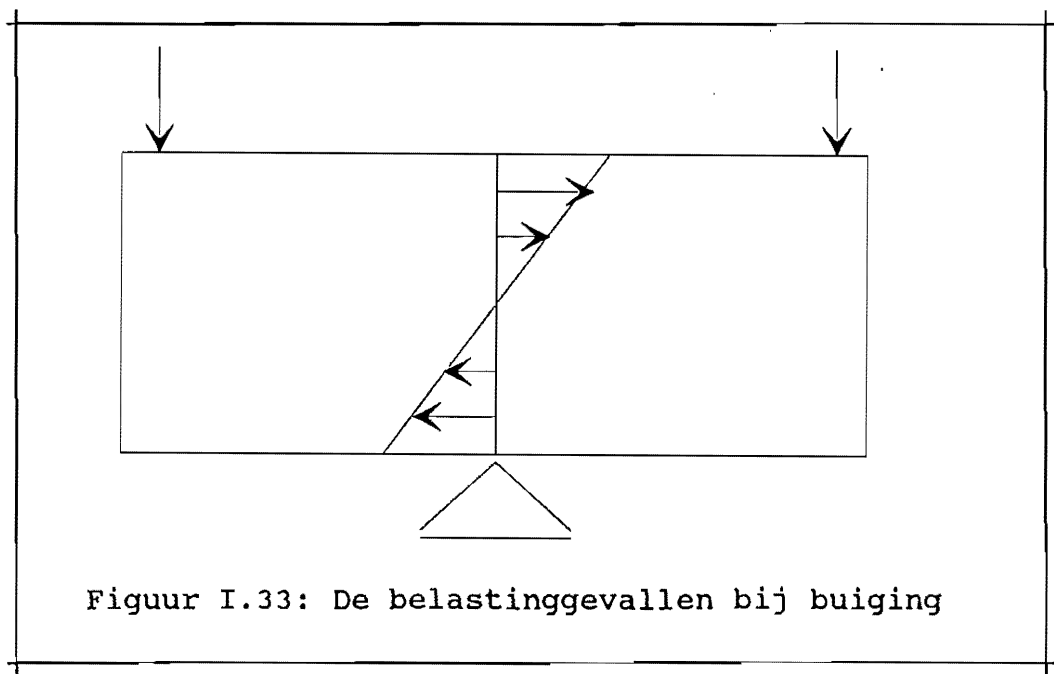
$$M_{F_1 \text{ as}} = F_1 \cdot r_1$$

en bij de tweede is dit

$$M_{F_2 \text{ as}} = \int_0^r r^2 dF_2 .dx$$



Zoals in figuur II.33 te zien is bestaan er in het beschouwd punt er twee spanningsgevallen: een druk- en een trekspanningszone. De maximale spanningen bevinden zich aan de randen van het metalen stuk.



Indien aan de randen de breukspanning bereikt wordt begint het stuk te scheuren. De scheur maakt het

weerstandbiedend oppervlak kleiner wat het verder scheuren in de hand werkt met als uiteindelijk gevolg een breuk. Omdat een scheurtje een voorbode van een breuk is, worden vliegtuigen nauwgezet onderzocht op scheurtjes.

I.5.3.4. Slot

Deze paragraaf herhaalde enkele basisbegrippen uit de constructie. Het breukgevaar toont de noodzaak van het verhinderen van overbelastingen aan.

I.5.4. De studie der trillingen van stelsels

I.5.4.1. Inleiding

Zoals ieder voorwerp is ook een vliegtuig onderworpen aan trillingen. Deze trillingen kunnen veroorzaakt worden door turbelenties, onstabiele aërodynamische verschijnselen of vibratie van de motoren. Het trillingsgedrag van een vliegtuig verandert i.f.v. de snelheid wat van de volledige studie ervan een tijdrovende taak maakt. Deze paragraaf is slechts een beknopte omschrijving van de noodzakelijkste beginselen.

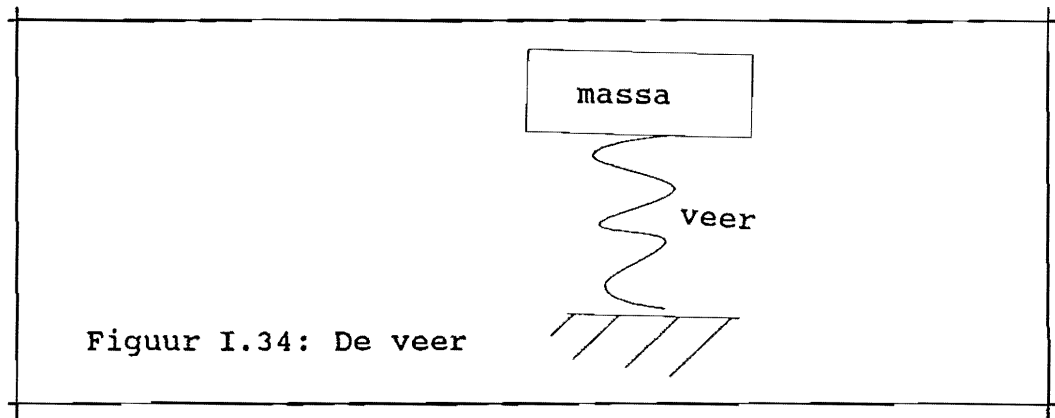
I.5.4.2. Dynamische vergelijking

De beweging van een veer (figuur I.34) kan beschreven worden door een dynamische vergelijking. Deze vergelijking heeft de volgende vorm

$$m.\ddot{q} + c.\dot{q} + k.q = f$$

met m de massa

c de dempingscoëfficiënt
 k de stijfheid van de veer
 f de toegepaste kracht



Indien er geen demping en geen toegepaste kracht is dan zal de veer na een storing eeuwig blijven voorttrillen met een pulsatie die gelijk is aan

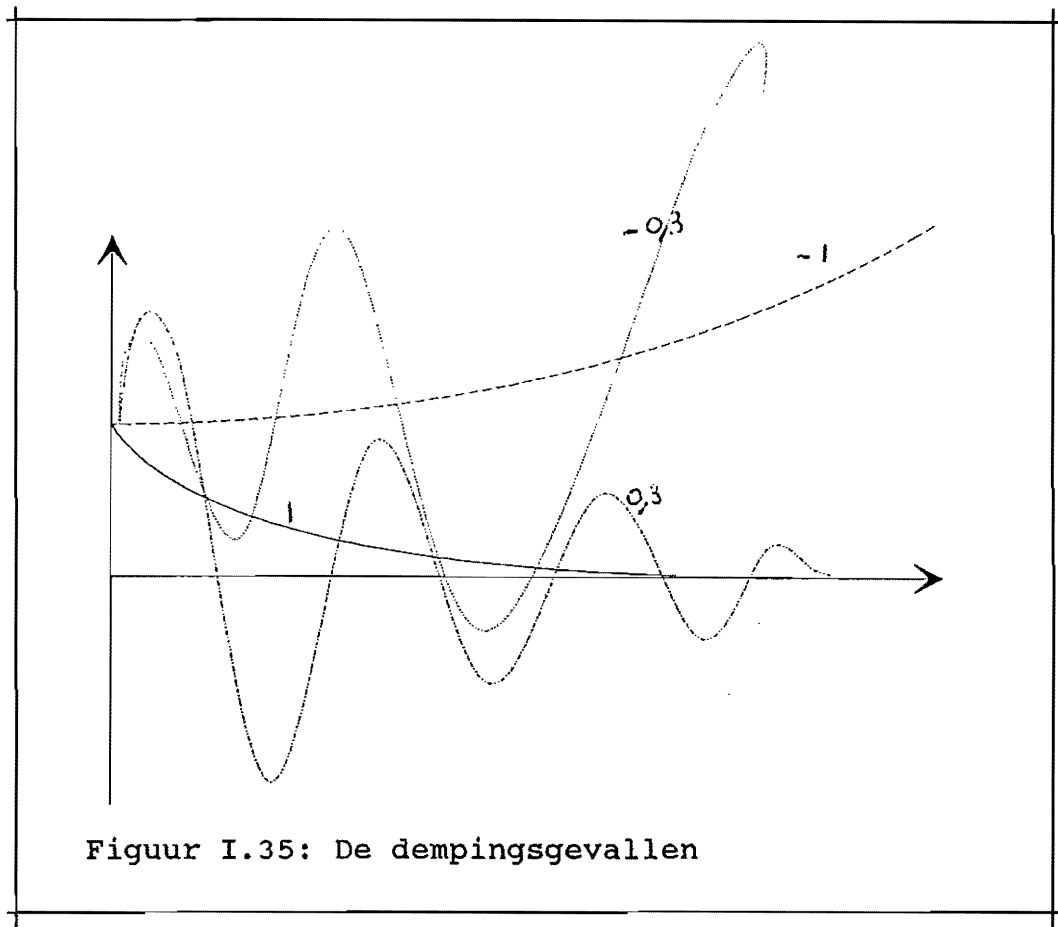
$$\omega = \sqrt{\frac{k}{m}}$$

Deze pulsatie wordt de eigenpulsatie genoemd en is kenmerkend voor het stelsel.

Vaak wordt de dempingscoëfficiënt vervangen door de gereduceerde dempingscoëfficiënt (ξ) gebruikt.

$$\xi = c / (2 \cdot \omega_k \cdot m)$$

Voor een stabiel systeem is de gereduceerde dempingscoëfficiënt gelegen tussen 10 en 30% terwijl een onstabiel systeem gekenmerkt wordt door een coëfficiënt kleiner dan nul (figuur I.35).



Figuur I.35: De dempingsgevallen

Stelsels met meer dan een vrijheidsgraad kunnen onder dezelfde vorm geschreven worden maar dan met behulp van matrixen i.p.v. coëfficiënten.

$$M \cdot \ddot{q} + C \cdot \dot{q} + K \cdot q = F$$

met M de massamatrix

C de dempingsmatrix

K de stijfheidsmatrix

q de toestandsvector

F de toegepaste krachten

De eigenwaarden van de matrix $(M^{-1}.K)$ zijn de kwadraten van de eigenpulsaties en de eigenvectoren zijn de vertalingen van de relatieve veranderingen van de toestandsvariabelen bij de overeenstemmende eigenfrequentie.

Deze begrippen worden geïllustreerd in het voorbeeld van figuur I.36 .

I.5.4.3. Oplossing van de vergelijkingen

Voor de volgende bespreking moet de dempingsmatrix een diagonaalmatrix zijn. Meestal is dit niet het geval maar m.b.v. de hypothese van Basile, die toelaat de niet-diagonaal elementen te verwaarlozen bij quasi onafhankelijke modes, of m.b.v. het samenstellingsbeginsel van Rayleigh, die de dempingsmatrix uitdrukt als een lineaire combinatie van de massa- en stijfheidsmatrix, is dit probleem te omzeilen.

De bedoeling van de volgende alinea's is de matriciële bewegingsvergelijking zo te hervormen dat ze gemakkelijker op te lossen is. Daarvoor dienen eerst de eigenvectoren van het stelsel genormeerd te worden zodat

$$q^{i'} \cdot M \cdot q^i = 1$$

Deze normering laat toe een modale basis te construeren met

$$\Phi = (q_1 \ q_2 \ \dots \ q_n)$$

zodat

$$\Phi' \times M \times \Phi = E_n$$

$$\Phi' \times K \times \Phi = \Lambda$$

met Λ de diagonaalmatrix der eigenpulsaties in het kwadraat

stel

$$q = \Phi \cdot a$$

dan wordt de genormeerde vergelijking bekomen

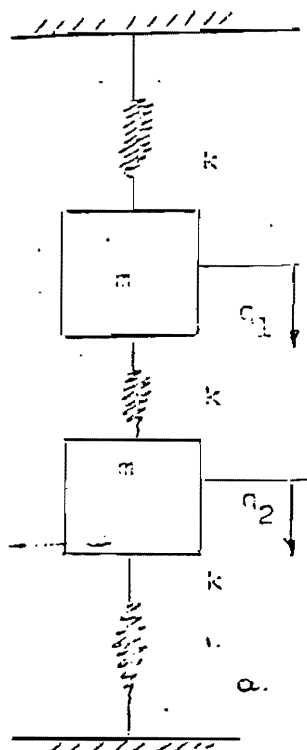
$$\ddot{a} + \Phi' \cdot C \cdot \Phi \cdot \dot{a} + \Lambda \cdot a = \Phi' \cdot F$$

Indien de dempingsmatrix nu diagonaal of gediagonaliseerd is dan kan de vergelijking gesplitst worden in eenvoudig op te lossen tweede orde differentiaalvergelijkingen

$$\ddot{a}_k + 2 \cdot \xi_k \cdot \omega_k \cdot \dot{a}_k + \omega_k^2 \cdot a_k = q^{k'} \cdot F$$

I.5.4.4. Slot

Deze beknopte paragraaf probeerde een inzicht te verschaffen in de begrippen m.b.t. de trillingen. Het legde begrippen zoals eigenpulsaties en eigenmodes uit en gaf een oplossingsmethode voor de bewegingsvergelijkingen.



We beschouwen het stelsel voorgesteld in figuur a, dat bestaat uit twee massa's, opgehangen door middel van drie veren met dezelfde stijfheidscoëfficiënt. Alleen de verticale verplaatsingen van beide massa's in een vlak zijn toegelaten en we definiëren zodoende een stelsel met twee vrijheidsgraden q_1 en q_2 . Passen we nu d'Alembert toe op beide massa's, dan bekomen we :

$$m \cdot \ddot{q}_1 + k \cdot q_1 + k \cdot (q_1 - q_2) = 0$$

$$m \cdot \ddot{q}_2 + k \cdot q_2 + k \cdot (q_2 - q_1) = 0$$

Waaruit we afleiden dat :

$$M = \begin{bmatrix} m & 0 \\ 0 & m \end{bmatrix} \quad K = \begin{bmatrix} 2k & -k \\ -k & 2k \end{bmatrix} \quad q = \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \end{bmatrix}$$

zodat de eigenwaarden gegeven worden door :

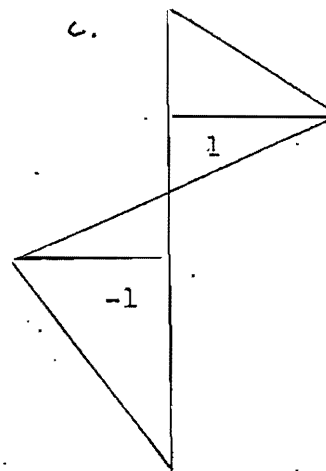
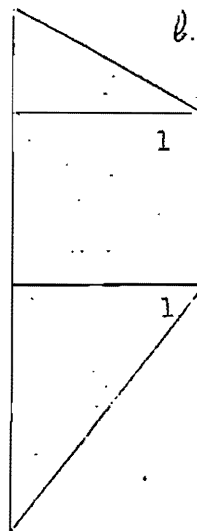
$$\lambda_1^2 = m/k \quad \text{of} \quad \omega_1 = (k/m)^{1/2}$$

$$\lambda_2^2 = m/(3k) \quad \text{of} \quad \omega_2 = (3k/m)^{1/2}$$

Als we nu het eerste element van elke eigenvector gelijk stellen aan 1, dan worden deze vectoren gegeven door :

$$q^1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \end{bmatrix} \quad q^2 = \begin{bmatrix} 1 \\ -1 \end{bmatrix}$$

Brengen we deze amplitudes nu over op de tekening, dan stellen we vast dat de eerste trillingsmode (overeenstemmend met de kleinste frequentie) een synchrone beweging is van beide massa's, in fase (b). De tweede mode komt overeen met een verticale beweging in tegenfase (c), van de twee massa's.



Figuur I. 36: Een voorbeeld

I.5.5. Besluit

De exploitatie van vliegtuigen levert belangrijke begrippen op zoals het vluchtdomein en het maneuvardomein die beiden toelaten vliegtuigen te vergelijken en/of optimaal te gebruiken. Daar het CCV-concept een weerslag op de bouw van vliegtuigen heeft, was een beknopte beschrijving van de metaalconstructie nodig. De studie der trillingen opent de weg naar methodes om deze ongewenste verschijnselen, die trillingen eenmaal zijn, tegen te gaan.

DEEL II: #

STUDIE EN SIMULATIE VAN EEN #

CONTROLS CONFIGURATED VEHICLE #

#####

II.1. Inleiding

Zoals in het inleidend hoofdstuk aangetoond werd, is een 'Controls Configured Vehicle' (CCV) het gevolg van de voortdurende evolutie van de besturingsystemen en de wil tot perfectionering van de vliegperformanties. Het volgende deel tracht dit CCV-concept a.d.h.v. enkele toepassingen te omschrijven. Waar het mogelijk is, wordt er geïllustreerd met een uitgewerkt numeriek voorbeeld.

II.2. Het CCV-concept en ACT

II.2.1. Inleiding

Alvorens over de toepassingen van de 'Active Control Technology' (ACT) in het CCV-concept te spreken is een omschrijving van deze begrippen nuttig. Dit hoofdstuk definieert de begrippen CCV en ACT. Vervolgens situeert het de toepassingen van de ACT en het besluit met de bespreking van de typische ontwerpprocedure van een CCV.

II.2.2. Definities

Controls Configured Vehicle (CCV):

"Een vliegtuig dat automatisch de stand van roeren en kleppen bepaalt om een optimalisering van de aërodynamische krachtenverdeling te bekomen."

Active Control Technology (ACT):

"De techniek die gebruik maakt van controlesystemen voor multi-input, multi-output stelsel om een optimale regeling te bekomen."

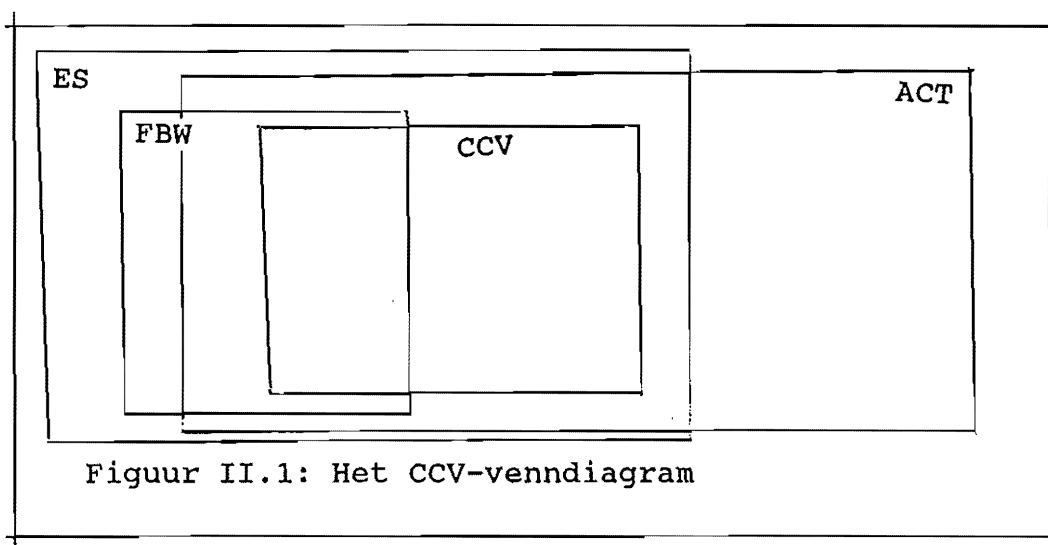
II.2.3. Situering van ACT

ACT is geen nieuwe wetenschap maar werd al eeuwen geleden aangewend bij de besturing van stoommachines. De toepassing in de luchtvaart is echter nog jong. Het is deze

tak, die dient als werktuig in de CCV-cuclus, die in dit deel besproken wordt. De meer toepasselijke definitie luidt:

" De aëronautische ACT is de techniek die regelsystemen gebruikt voor de verbetering van de performanties en/of de vermindering van de totale kostprijs van een vliegtuig".

In feite bevat ACT een heleboel onderdomeinen die het best weergegeven worden a.d.h.v. het venndiagram in figuur II.1 . Uit dit diagram zijn enkele logische conclusies te trekken. Er is o.a. te zien dat alle CCV's ACT gebruiken en dat alle FBW-systemen ES-systemen zijn maar dat niet alle ES/ACT systemen FBW zijn.



II.2.4. Gebruik van ACT

De techniek van de actieve controle kan aangewend worden voor drie hoofdtaken:

1. veiligheid en comfort
2. beveiliging van de structuur
3. verbetering van vliegkwaliteiten

Onder het eerste punt worden de ACT toepassingen geplaatst die er voor zorgen dat de piloot zijn blik van zijn instrumentenpaneel kan afwenden zonder dat hij enig risico moet nemen, het zogenaamde 'Eye Out of the Cockpit Maneuvering'. Het streven is naar een besturing die op ieder moment en op ieder ogenblik er voor zorgt dat de piloot het uiterste van zijn toestel mag vragen zonder dat het hierdoor in gevaar komt of zoals de Angelsaksen het noemen 'Carefree Maneuvering'. De meeste van deze systemen zijn beperkers. Daarnaast bestaan er regelsystemen die het comfort verhogen en de piloot toelaten opdrachten uit te voeren in de voor hem optimale omstandigheden.

De systemen van groep twee dienen om de vliegtuigstructuur te beschermen tegen overbelastingen. Deze actieve structuurbeveiligingssystemen aangewend in de uiterste hoeken van het vluchtdomein vervangen de nadelige structuurverzwaring van de klassieke oplossing.

De derde groep verzamelt alle regelaars die de vliegkwaliteiten van vliegtuigen verbeteren. In de militaire luchtvaart wordt hiermee een verbetering van het vliegtuig als wapenplatform bedoeld. De civiele luchtvaart verstaat hieronder een verhoging van de start- en landingsprecisie en een vermindering van het lawaai.

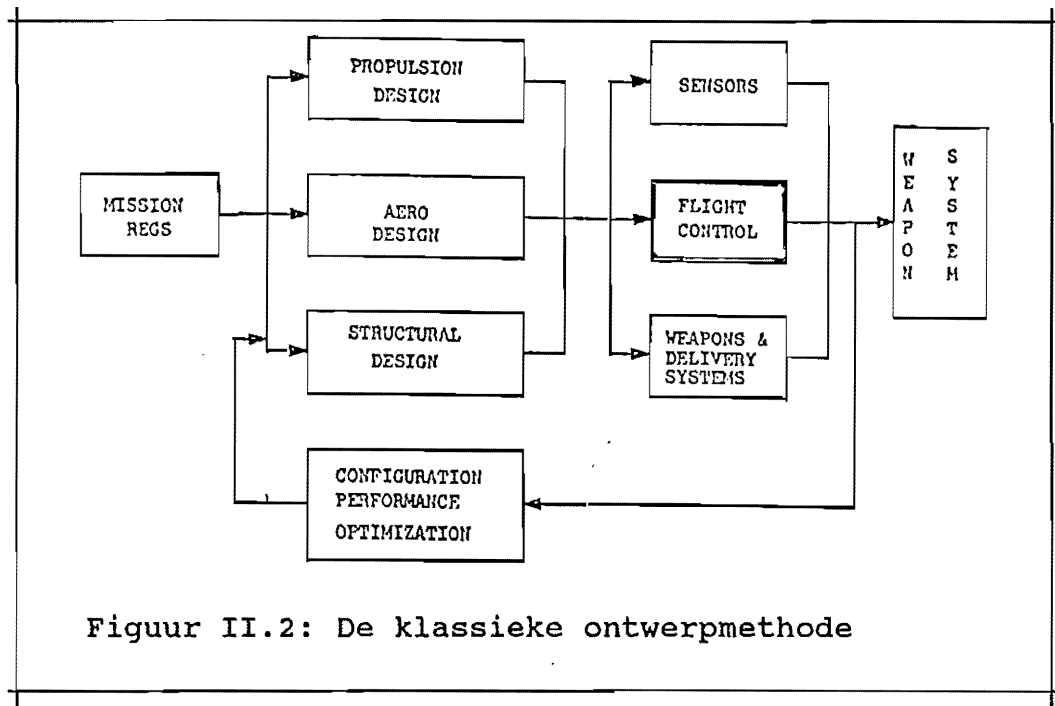
Na een bespreking van het CCV ontwerpproces is de rest van dit deel ingedeeld volgens deze taken.

II.2.6. De CCV ontwerpplus

Sommige auteurs beschouwen een CCV als het resultaat van een kenmerkend ontwerpprocedé en nemen dit aan als definitie. De in II.2.2. beschreven definitie is ruimer, maar uiteindelijk komen de twee omschrijvingen op hetzelfde neer. In beide gevallen wordt de elektronische regeling als

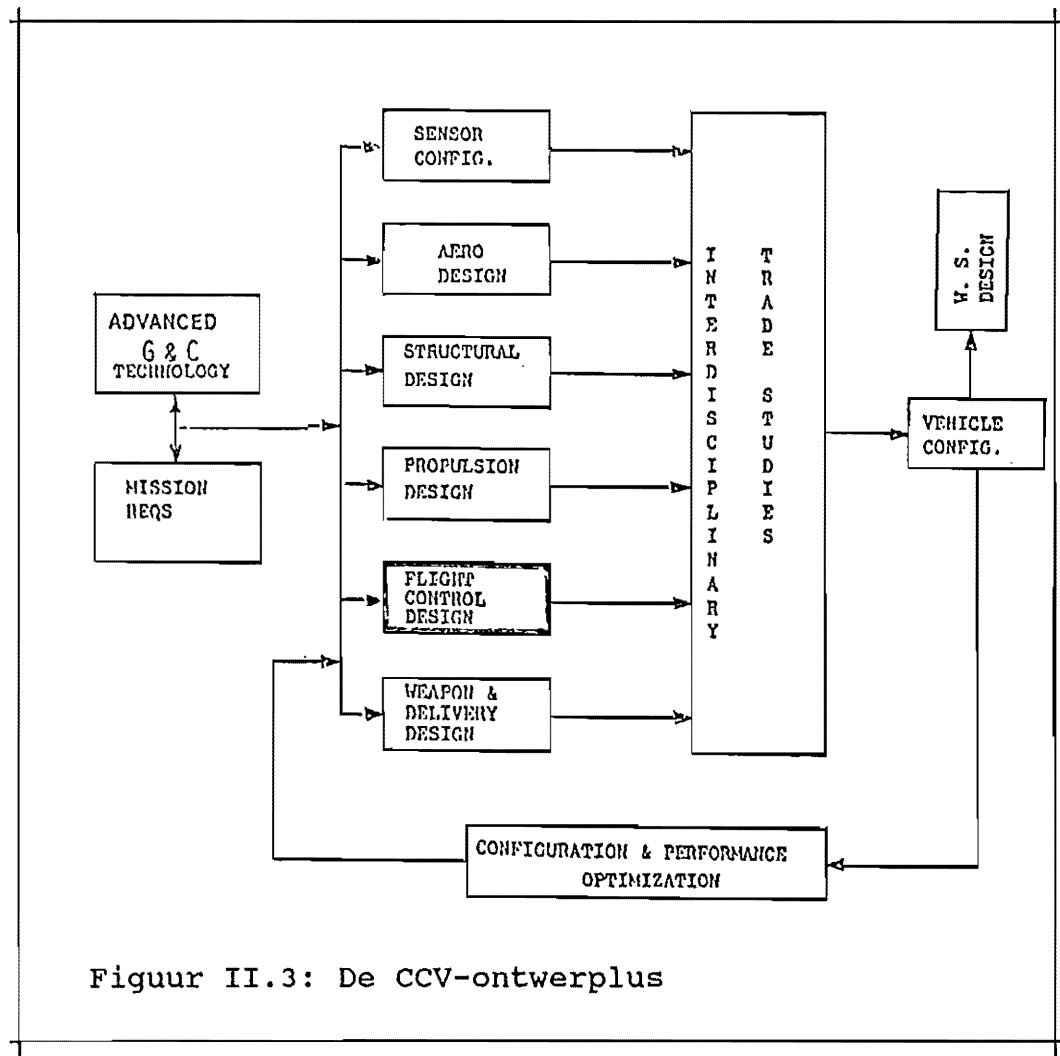
een belangrijk werktuig aanzien om een optimalisatie te bekomen.

De klassieke ontwerpmethode (figuur II.2) begon met



het opstellen van de vereisten voor een nieuw toestel. De volgende stap was het ontwerpen en testen van een aërodynamische vormgeving die, rekening houdend met het mogelijk propulsiemiddel, zo veel mogelijk aan deze eisen voldeed. Als het prototype klaar was, werd er een 'Flightcomputer' (FC) ontworpen die het vliegtuig optimaal moest besturen.

Bij het bouwen van een CCV wordt er vanuit een andere filosofie gestart. In tegenstelling tot de oude methode bestaat er geen bevooroordeelde wetenschap. Alle technieken ter optimalisatie staan op gelijke voet. Er bestaat dus een interactie tussen de verscheidene specialisten. De figuur II.3 toont duidelijk aan dat er voor ieder probleem alle mogelijke oplossingen onderzocht worden. Een vliegtuig dat



Figuur II.3: De CCV-ontwerplus

als resultaat uit dat proces vloeit kan echt een optimale oplossing genoemd worden. De verhoogde kosten tijdens de ontwerpfase worden teruggewonnen door een verminderde totale kost.

II.2.7. Slot

In de volgende hoofdstukken worden enkele problemen behandeld die dank zij de ACT opgelost worden. Het is bijna

altijd mogelijk een klassieke oplossing te vinden voor het probleem en waar het kan wordt deze oplossing besproken en vergeleken met de ACT oplossing. De CCV-constructeur zal om zijn vliegtuig te optimaliseren de 'BESTE' oplossing aanwenden.

II.3. De 'Fly By Wire'

II.3.1. Inleiding

De basis van een CCV is de 'Fly By Wire' (FBW) omdat het hart van deze besturingsvorm door de 'Flightcomputer' (FC) gevormd wordt. De programmeermogelijkheden van de FC gaf aanleiding tot een elektronische vluchtoptimalisatie. Alhoewel het de implementatie van ACT-technieken vergemakkelijkt, is de aanwezigheid van een FBW-sturing niet noodzakelijk om ACT aan te wenden.

II.3.2. Het FBW-idee

In het begin werd 'Fly By Wire' in bestaande vliegtuigen geïntegreerd, met een mechanische stuureenheid als 'backup'. Dit idee verloor snel aan belangstelling omdat het de voordelen van een elektronische sturing teniet deed, maar het leverde wel de nodige ervaring op. De voordelen van een FBW-systeem worden pas ten volle benut als ze het enig besturingssysteem aan boord is.

Het basisprincipe van de FBW is dat de piloot geen roeruitslag maar, d.m.v. een beweging¹ van zijn stuurkolom, een baan met een belastingsfactor aanvraagt. De 'Flightcomputer' berekent de nodige roeruitslagen om deze baan in optimale omstandigheden te bereiken en te behouden.

Deze regeling is kritisch en daarom gebeurt ze in een

¹ Aanvankelijk werd in de F-16 een niet-beweegbare 'stick' gebruikt maar dit gaf de piloot geen gevoel van sturing, zodat het experiment gestaakt werd. De voetpedalen zijn in een FBW-vliegtuig niet noodzakelijk maar geven de piloot een groter gevoel van sturing.

gesloten lus zodat op de ganse structuur van een FBW-vliegtuig sensoren geplaatst zijn. Dit geheel van sensoren plus een rekeneenheid die de resultaten verwerkt tot bruikbare gegevens wordt het 'Air Data System' (ADS) genoemd. De uitgang van het ADS dient als ingang voor de FC.

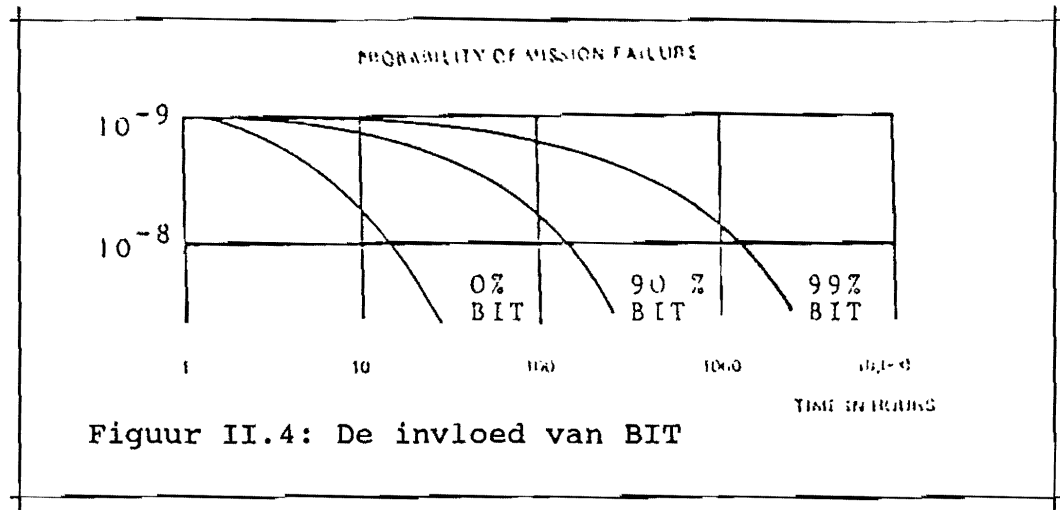
II.3.3. Ontdubbeling van het FBW-systeem

De plaatsing van een elektronisch systeem mag geen afbreuk doen aan de veiligheid van het vliegen. Daarom moet een FBW-systeem minstens dezelfde 'Mean Time Between Failure' (MTBF), gemiddelde tijd tussen twee defecten, bezitten als een mechanisch systeem. De MTBF van een klassiek, enkelvoudig, mechanisch systeem bedraagt 2×10^7 vluchten. De huidige elektronica bereikt een MTBF van slechts 430 uren zodat een enkelvoudig FBW-systeem onveilig is.

Stel dat er identieke, parallelle kanalen gebruikt worden en dat p_x de probabiliteit/vluchtuur van één kanaal is. Er wordt gesteld dat het volledig FBW-systeem defect is als er maar één intact kanaal overblijft, omdat er dan geen controlemogelijkheid meer is. De resulterende probabiliteit/vluchtuur wordt dan gegeven door $p_t = n \times (p_x)^{(n-1)} = n \times (1/430)^{n-1}$. Daar de gewenste MTBF van 2×10^7 een resulterende probabiliteit van 5×10^{-8} vereist, moet n minstens 4 zijn. Een FBW-systeem met vier identieke, parallelle kanalen biedt dus dezelfde veiligheid als een mechanische sturing.

Het vierkanalig concept werd toegepast in de F-16. Een verbetering van de MTBF werd bij de F-16 bekomen door ingebouwde testapparatuur, 'Built in Tests' (BIT) (figuur II.4). Met BIT-testapparatuur wordt de correcte werking van

de FC voor iedere vlucht nagegaan.



Het beheer van de vier kanalen wordt verwezenlijkt door een 'Management System' die enerzijds het stuursignaal voor de kleppen en roeren kiest en anderzijds defecte kanalen opspoort en uitschakelt. Een defect bevonden kanaal wordt onmiddellijk vervangen of uitgeschakeld. Als het voorlaatste kanaal uitvalt dan wordt het overblijvend kanaal als intact beschouwd, defect of niet. Om deze reden is een FC defect vanaf het ogenblik dat het voorlaatste kanaal uitvalt.

Als stuursignaal voor de vijzels wordt de gemiddelde waarde van drie kanalen genomen, het vierde kanaal dient als reserve ter vervanging van een defect kanaal. Deze gemiddelde waarde, bepaald door de 'Middle Value Selector', wordt als juiste waarde beschouwd.

Het isoleren en uitschakelen van een defect kanaal gebeurt volgens twee criteria. Het eerste criterium is dat het resultaat van een kanaal binnen een bepaald interval rond de gemiddelde waarde moet liggen. Het tweede criterium zorgt ervoor dat het signaalverschil voldoende lang aanhoudt zodat overgangsverschuiven geen invloed op de sturing hebben.

Een bijkomend voordeel bij deze ontubbeling is de

verlaagde kwetsbaarheid. Eventuele opgelopen schade aan het stuursysteem leidt, zolang niet alle vier de kanalen geraakt zijn, niet noodzakelijk tot een verlies van de controle over het vliegtuig, terwijl bij een enkelvoudig mechanisch systeem dit fataal is.

II.3.4. Opmerking

Een regelwet wordt bekomen met een linearisatie van de vlucht vergelijkingen. Het is duidelijk dat een vliegtuig niet binnen de hypothese van de kleine bewegingen blijft, denk hierbij aan de variatie in snelheid of de veranderde eigenschappen bij hoge aanvalshoeken. Tijdens het vliegen moet dus een aanpassing van de parameters gebeuren. Deze permanente aanpassing wordt niet besproken in dit werk maar is niettemin een essentieel probleem van de elektronische besturing.

II.3.5. Besluit

In de vorige paragrafen werd gezien dat bij een FBW de piloot niet langer een roeruitslag maar wel een baan vraagt en dat het aanwenden van een elektronische sturing een ontdebbling tot gevolg heeft. Een verhoging van de betrouwbaarheid van elektronische componenten zou deze ontdebbling ongedaan maken.

Het FBW-systeem vormt een nuttige basis voor de ACT-toepassingen die in de volgende hoofdstukken beschreven worden.

II.3.6. Numeriek voorbeeld

II.3.6.1. Inleiding

Het ontwerpen van een optimaal FBW-systeem vraagt veel werk. Niet alleen dienen de optimalisatieparameters bepaald te worden maar eveneens de te optimaliseren functie. De moeilijkheden die bij het ontwerpen van een 'eenvoudige' regelaar als een FBW ontmoet worden, komen duidelijk naar voren in dit voorbeeld.

II.3.6.2. De hypothesen

De hypothesen die gebruikt worden, komen uit de bepaling van de longitudinale transmittantie (bijlage A). In deze bijlage wordt de linearisatie uitgevoerd in de veronderstelling dat er slechts kleine variaties van de toestandsveranderlijken zijn. Ook wordt de invloed van de variatie van de snelheid en de hoogte niet in rekening gebracht.

De laatste hypothese is i.v.m. de hydraulische vijzels. Als vijzels worden de 'servoactuators' van de F-16 gebruikt. Aangezien de eigenfrequentie van de korte-periode beweging van het vliegtuig veel kleiner is dan de hogere frequenties van de vijzels kan de transmittantie herleid worden tot een eerstegraadsfunctie (zie bijlage A).

II.3.6.2. De eenstapsregeling naar de belastingsfactor

De bedoeling van een FBW is een regeling te verwezenlijken waardoor in de korst mogelijke tijd een gevraagde belastingsfactor bereikt wordt. Hierbij dient wel rekening gehouden te worden met beperkingen zoals maximale

roeruitslag en maximale rotatiesnelheid van de roeren.

Door de bovenstaande beschouwingen lijkt het logisch een FBW te ontwerpen met een kostenfunctie die maakt dat de roeruitslagen niet te groot zijn en dat de belastingsfactor de consignewaarde in een minimale tijd bereikt. Deze regeling werkt niet omdat de beperking op de roeruitslagen niets uithaalt. Een beperking op de toename van de stuursignalen, alhoewel dit niet logisch lijkt aangezien de FC om het even welke impuls kan generen, is effectiever. Het eerste systeem was een regelaar die de volgende kostenfunctie minimaliseerde :

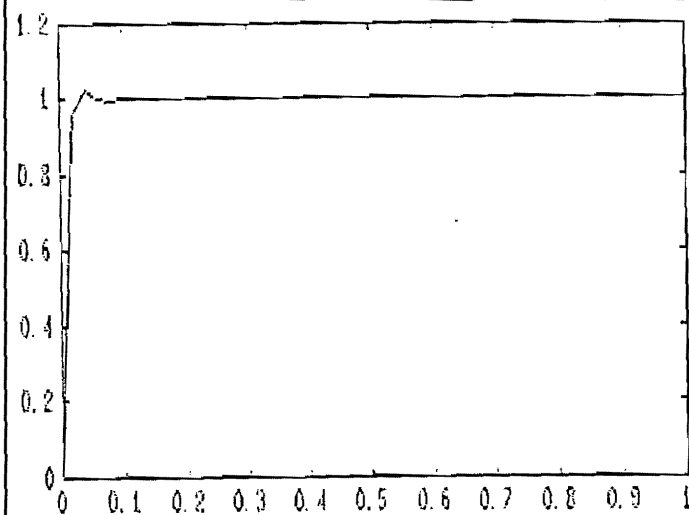
$$J = f(1) \cdot (u(k) - u(k-1))^2 + f(2) \cdot (n - h \cdot x(k+1))^2$$

met n de gewenste belastingsfactor

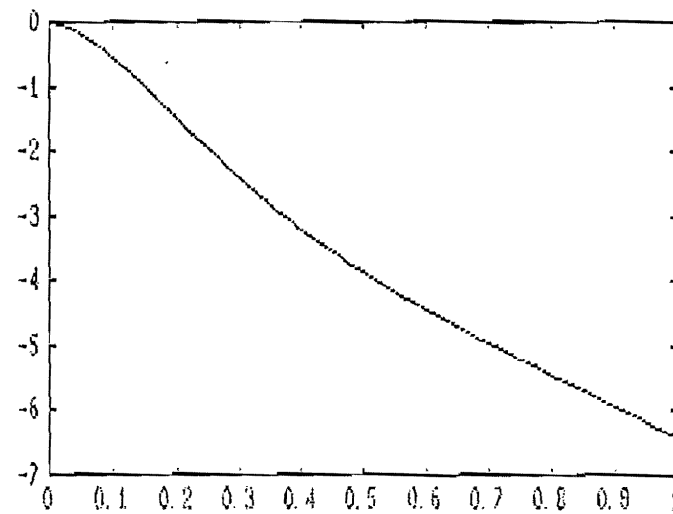
h de matrix voor de berekening van de belastingsfactor

$f(i)$ de optimalisatieparameter

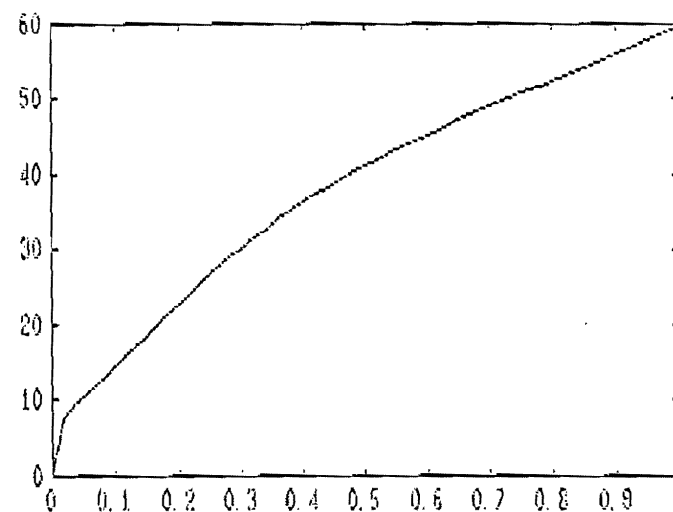
Figuur II.5.a toont aan dat deze regelaar het vliegtuig heel snel naar de gewenste baan brengt. Het lijkt alsof de ideale regelaar gevonden werd, niets is echter minder waar. Wat er verkeerd loopt, is te zien op figuur II.5.b die de variatie van de aanvalshoekhoek weergeeft. De figuur toont een afname van de aanvalshoek. Dit gaat in tegen alle logica, want een afname van de aanvalshoek vermindert de draagkracht. Het verlies aan draagkracht wordt door de regelaar gecompenseerd met een overdreven klepuitslag (figuur II.5.c) .



Figuur II.5:
Resultaten
van een
FBW-simulatie
a. de
belastings-
factor



b. de
aanvalshoek



c. de
klepuitslag

Vanwaar deze verkeerde sturing? Na de modale regeling heeft de matrix der invloedscoëfficiënten van de toestandsvariabelen, A, de volgende uitdrukking:

$$\begin{vmatrix}
 0 & 0,0001 & 0,0134 & 0,0017 & 0,0025 \\
 0 & -0,0087 & 0,4322 & -0,1752 & -0,0158 \\
 0 & 0,0099 & -0,0134 & -0,0017 & -0,0025 \\
 0,6501 & 0,1782 & 1,4224 & -0,3052 & -0,0169 \\
 -1,2202 & -0,1796 & -2,0040 & 0,0839 & -0,1797
 \end{vmatrix}$$

De uitdrukking van de matrix voor de berekening van de belastingsfactor, H, heeft de volgende vorm:

$$H = [0 \ 0,0024 \ 0,4819 \ 0,0619 \ 0,0906]$$

De verklaring voor de verkeerde regeling ligt in de tekens der coëfficiënten. Positieve roeruitslagen geven een positieve bijdrage aan de belastingsfactor wat blijkt uit de laatste coëfficiënten van H. Diezelfde roeruitslagen betekenen ook een vermindering van de aanvalshoek, de negatieve tekens van A(3,4) en A(3,5). Deze vermindering van de aanvalshoek brengt een vermindering van de 'lift' met zich mee, die gecompenseerd dient te worden door een grotere klepuitslag wat de aanvalshoek nog verkleint. Dit proces gaat door tot de klepuitslag te groot wordt en het vliegtuig crasht.

Het bovenstaand verschijnsel is beter te begrijpen met een sturing zonder kleppen. De regelaar probeert de belastingsfactor te bereiken met de draagkracht geleverd door het staartvlak. Deze roeruitslag veroorzaakt een vermindering van de aanvalshoek die de draagkracht doet afnemen. Deze afname wordt door de regelaar 'tegengegaan' met een nog grotere roeruitslag. Deze reactie leidt na het bereiken van de maximale uitwijking tot de crash van het vliegtuig.

II.3.6.3. De regeling naar de belasting in de cockpit

Om de vorige bewering te staven word er gezocht naar een methode waarbij een negatieve roeruitslag nodig is om de belastingsfactor te bereiken. Deze wordt gevonden met de berekeningsmatrix van de belastingsfactor in de cockpit die de volgende vorm heeft:

$$H_p = [0 \ -0,0047 \ 0,8336 \ -0,0796 \ 0,0777]$$

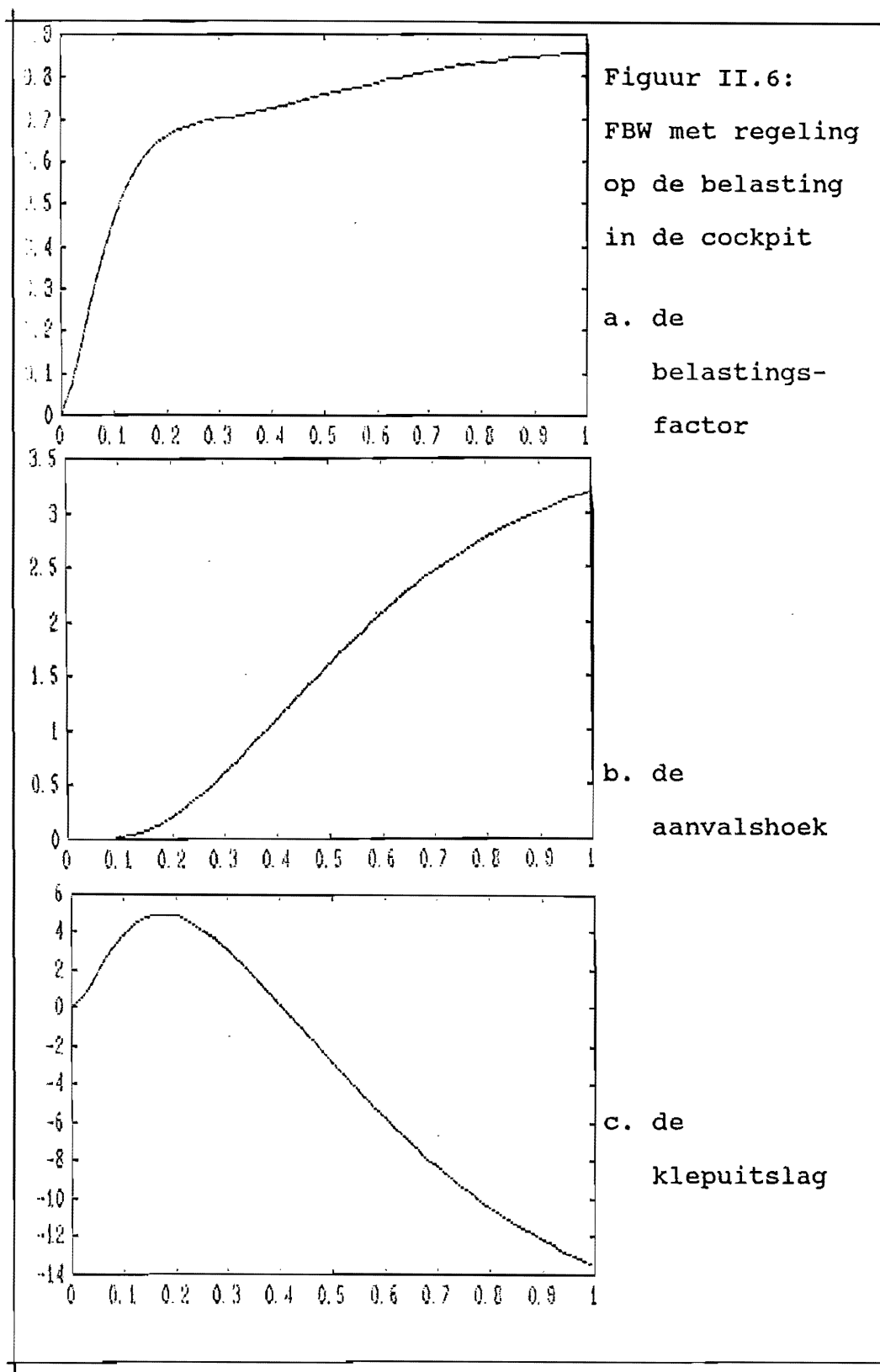
Er is duidelijk te zien dat de regelaar een negatieve roeruitslag zal creëren om in de eerstvolgende stap de gewenste g-kracht te bekomen. Deze roeruitslag zal de aanvalshoek positief maken wat de draagkracht vergroot.

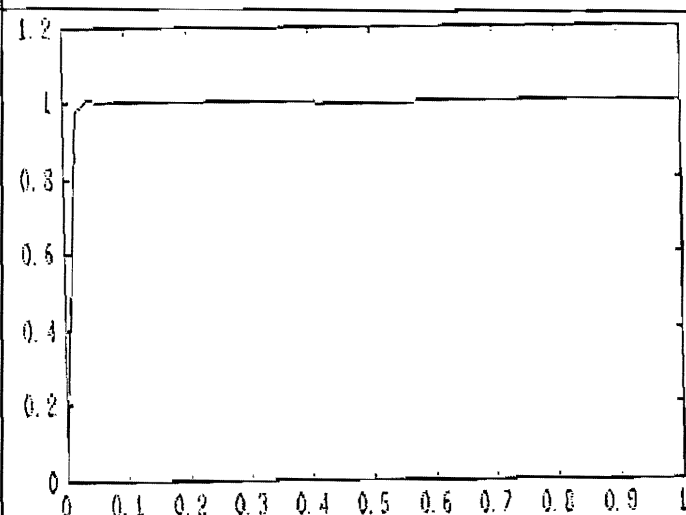
Dat de verklaring van de vorige paragraaf correct is toont de figuur II.6. Om de gewenste belastingsfactor te bereiken wordt inderdaad in eerste instantie een negatieve roeruitslag gegeven zodat de aanvalshoek positief wordt. De positieve uitslag van de kleppen is ook de goede reactie van het systeem.

De constante fout op de belastingsfactor kan eenvoudig weggewerkt worden door een vermenigvuldiger op de ingang van de regelaar te plaatsen.

Toch is deze FBW niet de ideale, want na twee tienden van een seconde, net op het punt dat de belastingsfactor bijna bereikt wordt, slaat het helemaal om. De klepuitslag wordt negatief en de roeruitslag veel te groot. Dit komt doordat de aanvalshoek te groot wordt zodat de klep deze wilt compenseren, een situatie die uiteindelijk tot een crash leidt. Dit is heel duidelijk te zien op figuur II.7 waarbij voor de sturing slechts het roervlak gebruikt wordt. De te snelle toename van de aanvalshoek maakt dat vliegtuig zich oscillerend naar de gewenste belastingsfactor beweegt.

Pogingen om de toename van de aanvalshoek te beperken of om de klepuitslag minimaal te maken, liepen op niets uit. Deze regeling is dus niet de gezochte FBW.



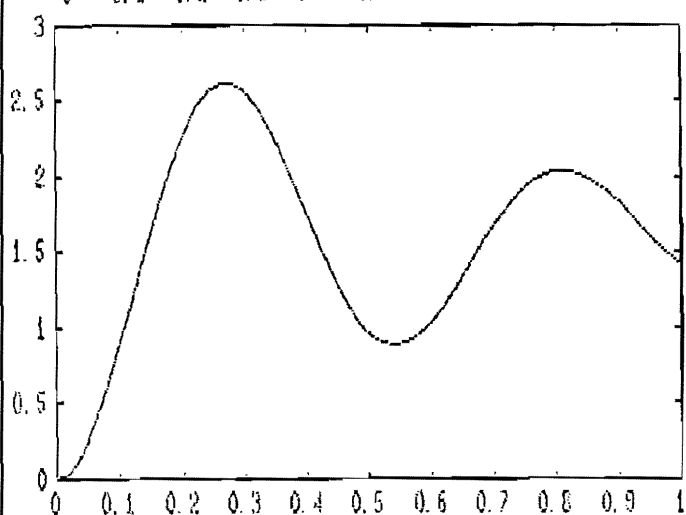


Figuur II.7:

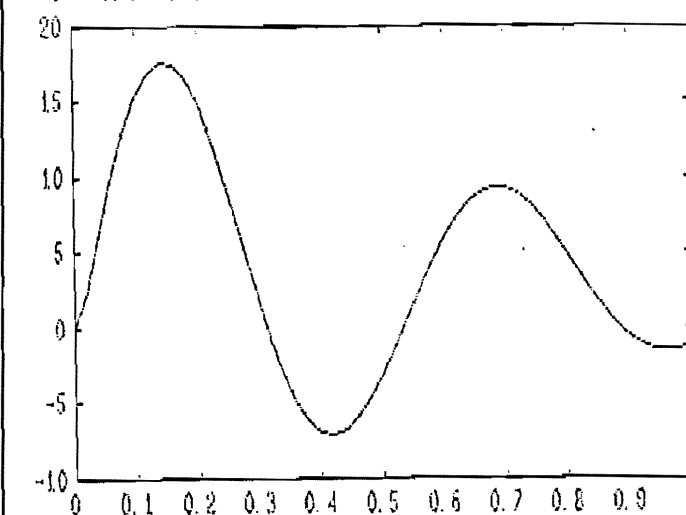
FBW zonder

kleppen

a. de
belasting in
cockpit



b. de
aanvalshoek



c. de
roeruitslag

Deze simulaties worden weergegeven door de programma's 'fbw' en 'try'.

II.3.6.4. De tweestapsregelaar

De vorige regelaars vertonen hun nadelen doordat ze slechts één stap ver kijken. Hierdoor proberen ze de gewenste belastingsfactor te bereiken m.b.v. de roeren en kleppen terwijl een belangrijk deel van de draagkracht bekomen kan worden door een grotere aanvalshoek. Een regeling naar de tweede stap zou dit nadeel kunnen opheffen.

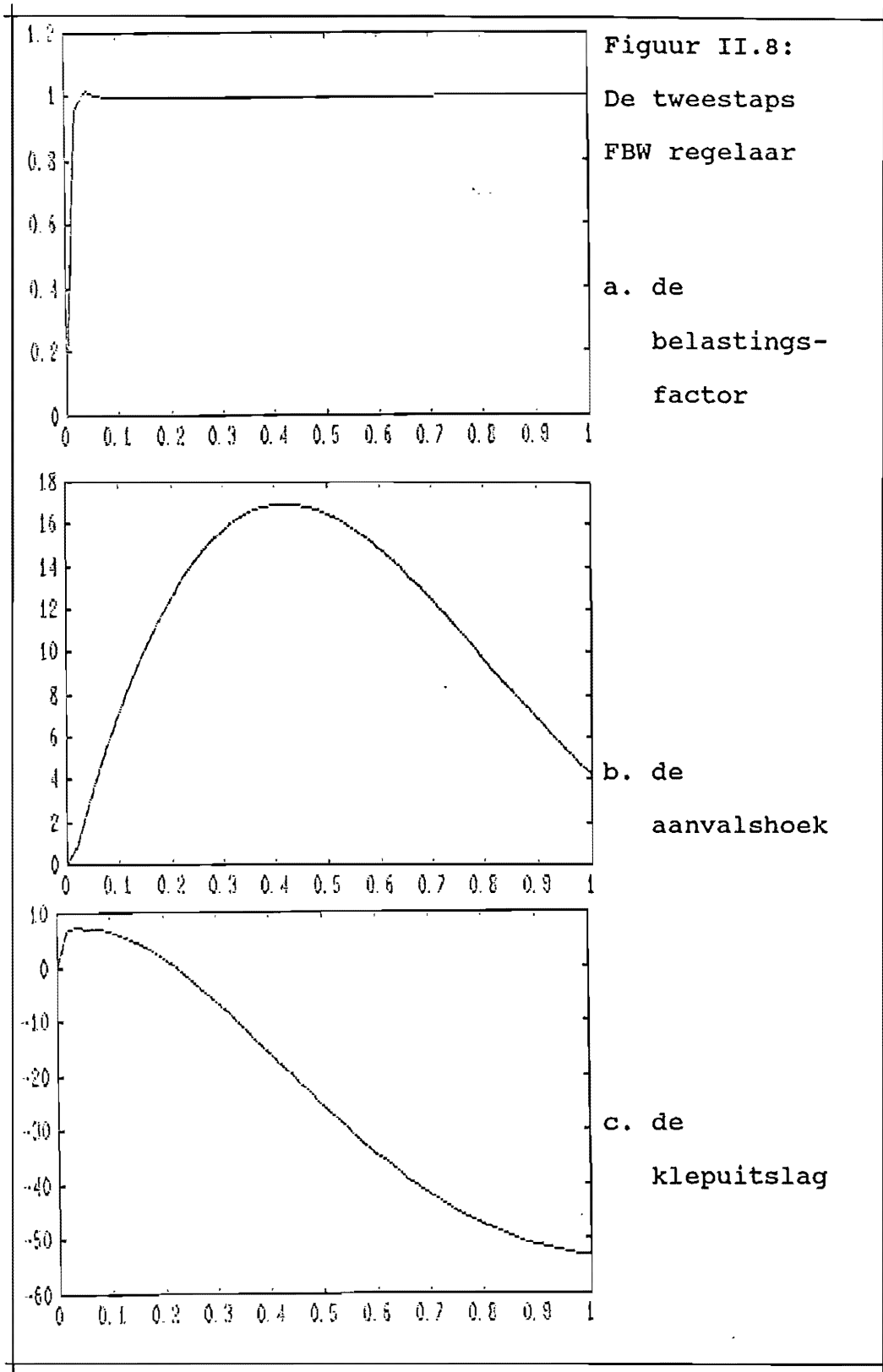
De bedoeling van een tweestapregelaar is een minimalisatie van een kostenfunctie te bekomen, een kostenfunctie waarvan de waarde bepaald is door de situatie twee stappen na het toekomen van het ingangssignaal. De kostenfunctie heeft de volgende vorm:

$$J = f(1) \cdot (u(k+1) - u(k))^2 + f(2) \cdot (u(k) - u(k-1))^2 + f(3) \cdot (n - h \cdot x(k+2))^2$$

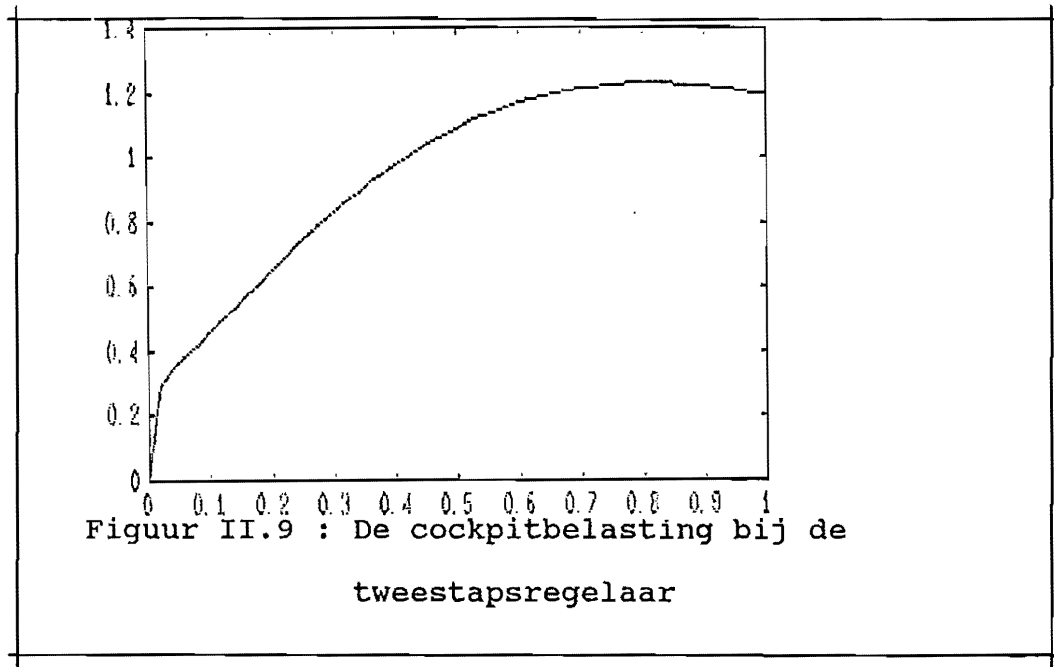
De eerste twee termen zorgen ervoor dat de variaties van de stuursignalen niet te groot zijn. De derde term vertaalt de wens dat het vliegtuig na twee stappen zich zo dicht mogelijk bij de gewenste belasting bevindt, ongeacht de situatie na één stap.

De regelaar zal op deze kostenfunctie reageren met een vergroting van de aanvalshoek aangezien hiervoor de kleinste stuursignalen nodig zijn. De regelaar moet dus geneigd zijn een positieve aanvalshoek te combineren met een positieve klepuitslag.

De figuur II.8 toont de resultaten van een simulatie met de programma's 'fbw' en 'try2' van deze tweestapsregelaar. De gewenste belasting wordt heel snel bereikt en dit met een positieve aanvalshoek. De kleppen



krijgen na een beginfase een negatieve uitslag zodat de regeling ook deze keer niet de gewenste is. Tevens zorgt deze regelaar, door een grote rotatiesnelheid, voor een grote belasting in de cockpit (figuur II.9).



Figuur II.9 : De cockpitbelasting bij de
tweestapsregelaar

II.3.6.5. De gedwongen regeling

Het probleem van de vorige regelaars is dat er een keuze gemaakt wordt tussen ofwel een positieve aanvalshoek ofwel een positieve klepuitslag, maar de beide acties zijn gewenst. Als er nu aan de regelaar een bepaalde aanvalshoek opgelegd wordt, dan moet hij de beide wel combineren.

Om een eenstapsregelaar te kunnen gebruiken, daar deze minder gevoelig aan storing is, wordt een klepuitslag i.f.v. de gewenste aanvalshoek opgelegd. Het vliegtuig moet dan evolueren naar de oplossing van het volgend stelsel:

$$C_{m\alpha} \times \alpha + C_{m\delta f} \times \delta f + C_{m\delta t} \times \delta t = 0$$

$$n_{\alpha} \times \alpha + n_{\delta f} \times \delta f + n_{\delta t} \times \delta t = n$$

De te minimaliseren kostenfunctie heeft de volgende uitdrukking:

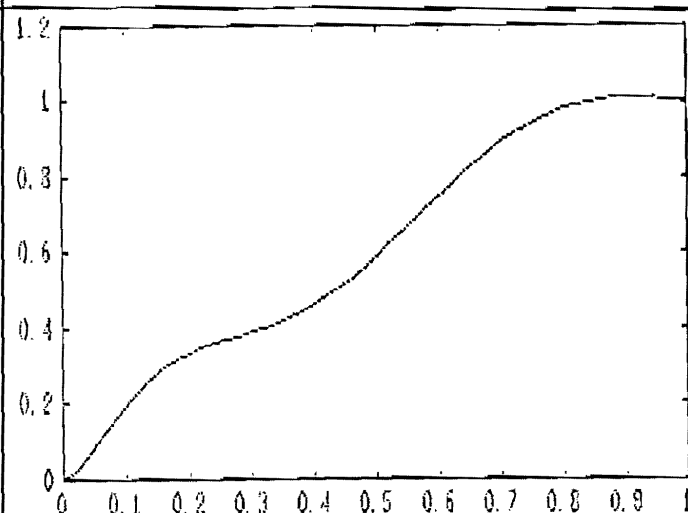
$$J = f(1).(u(k) - u(k-1))^2 + f(2).(n - h.x(k+1))^2 \\ + f(3).(\delta_f(\alpha) - m.x(k+1))^2$$

Met de programma's 'try' (nieuwe versie!), 'calc' en 'ccv' werden er enkele situaties gesimuleerd. De keuze van de parameters wordt besproken in het numeriek voorbeeld van de '6 DoF'-besturing, zodat hier onmiddellijk de 'best' passend parameters gebruikt worden.

De figuur II.10 toont aan dat de regelaar een positieve aanvalshoek combineert met een positieve klepuitslag. De aanvalshoek bereikt de gewenste twee graden niet maar dit probleem is te verhelpen door m.b.v. een grondige studie van het systeem een vermenigvuldigingsfactor in te voeren. De voordelen van deze regelaar zijn de kleine stuuruitslagen en de niet overschrijding in de cockpit van de gewenste belasting.

Een bezwaar van dit systeem zou de lange tijd voor het bereiken van de gewenste consignewaarde kunnen zijn. Een tijd van 1 s om 1g te bereiken is in militaire milieu's als lang te beschouwen. Figuur II.11 toont echter aan dat voor het bereiken van een waarde van 8g, de maximale waarde voor een F-16 aangezien de evenwichtstoestand een vlucht van 1g is, ook 1 s. Deze waarde wordt bereikt zonder grote oscillaties en zonder dat de maximale uitslagen overschreden worden. Dit voorbeeld toont het 'nadeel', het even snel bereiken van kleine als van grote consignewaarden, van een optimalisatieregeling.

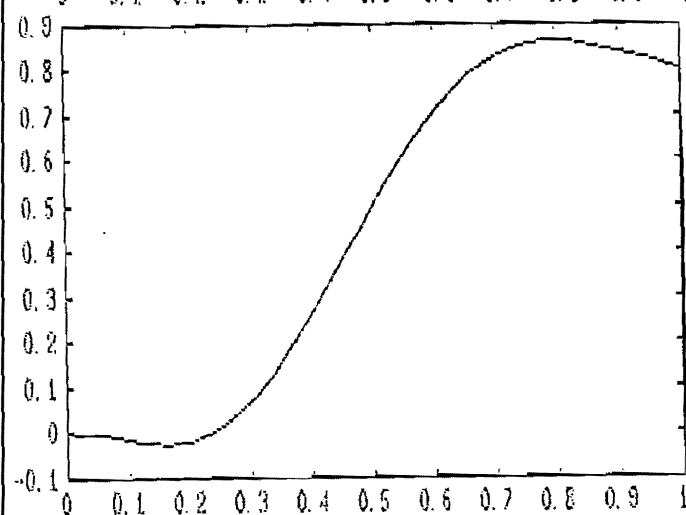
Dat de gedwongen regeling een mogelijke FBW-regeling is, toont de figuur II.12 die de resultaten van een simulatie van een vliegtuig bestuurd met alleen roeren weergeeft. Er is een kleine 'overshoot', maar dit kan weggewerkt worden met een betere keuze van de parameters.



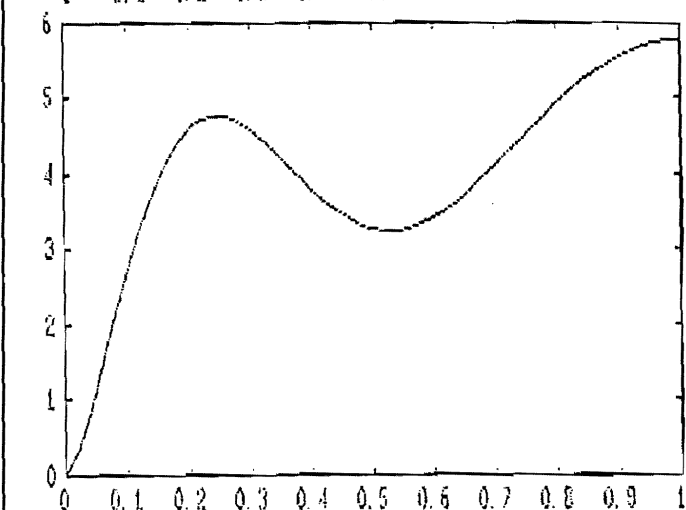
Figuur II.10:

De gedwongen
regelaar lg

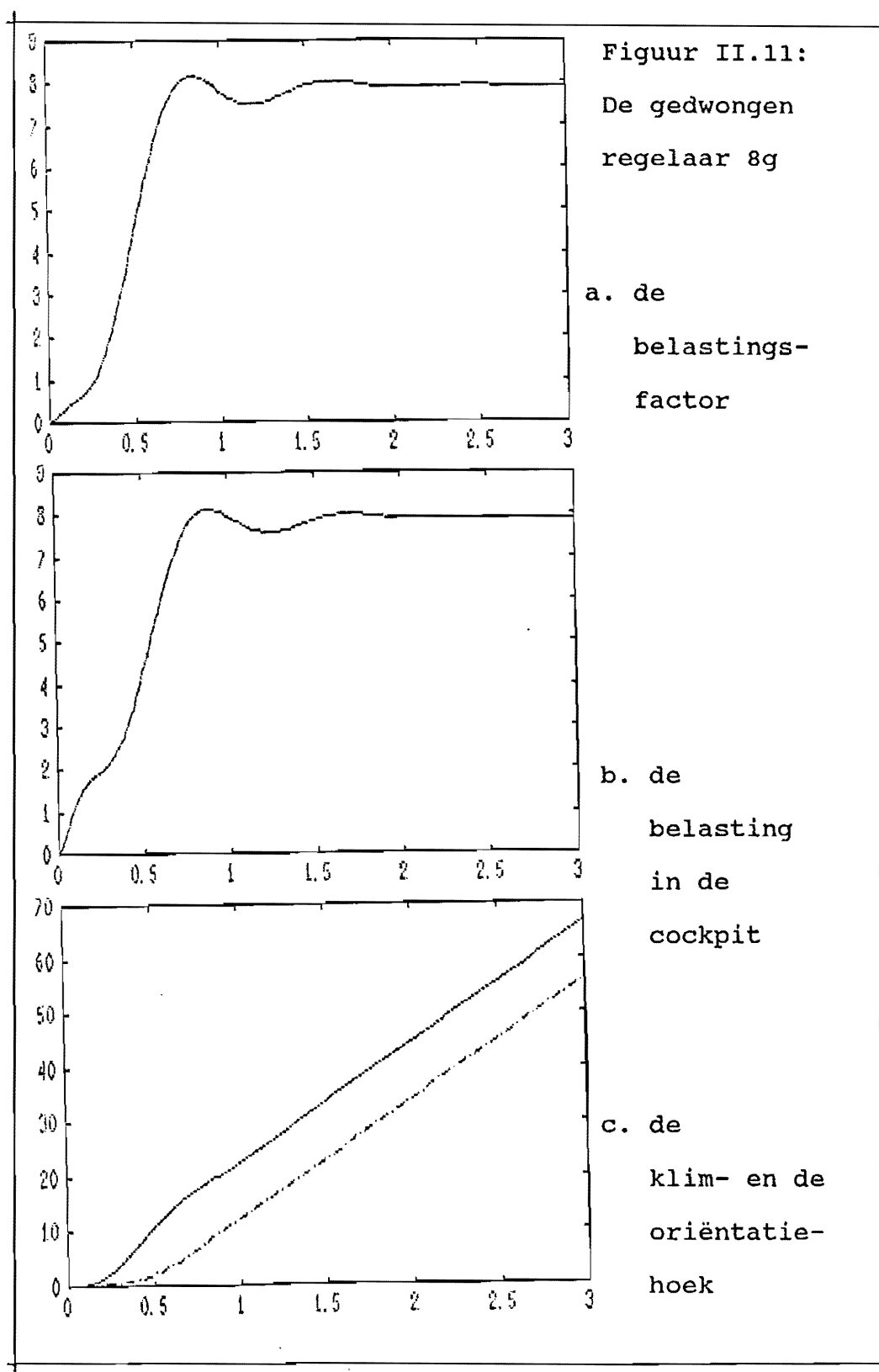
a. de
belastings-
factor

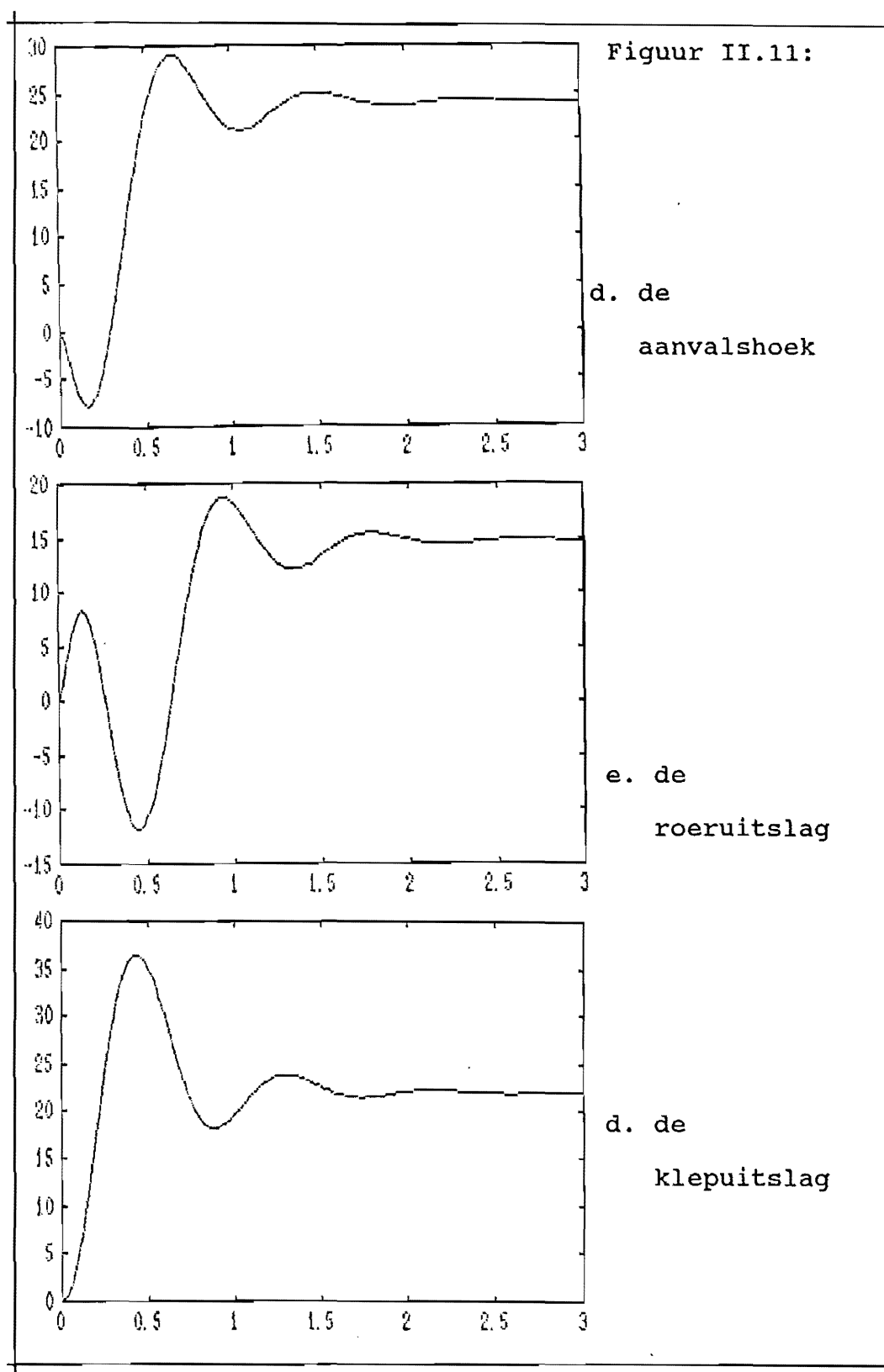


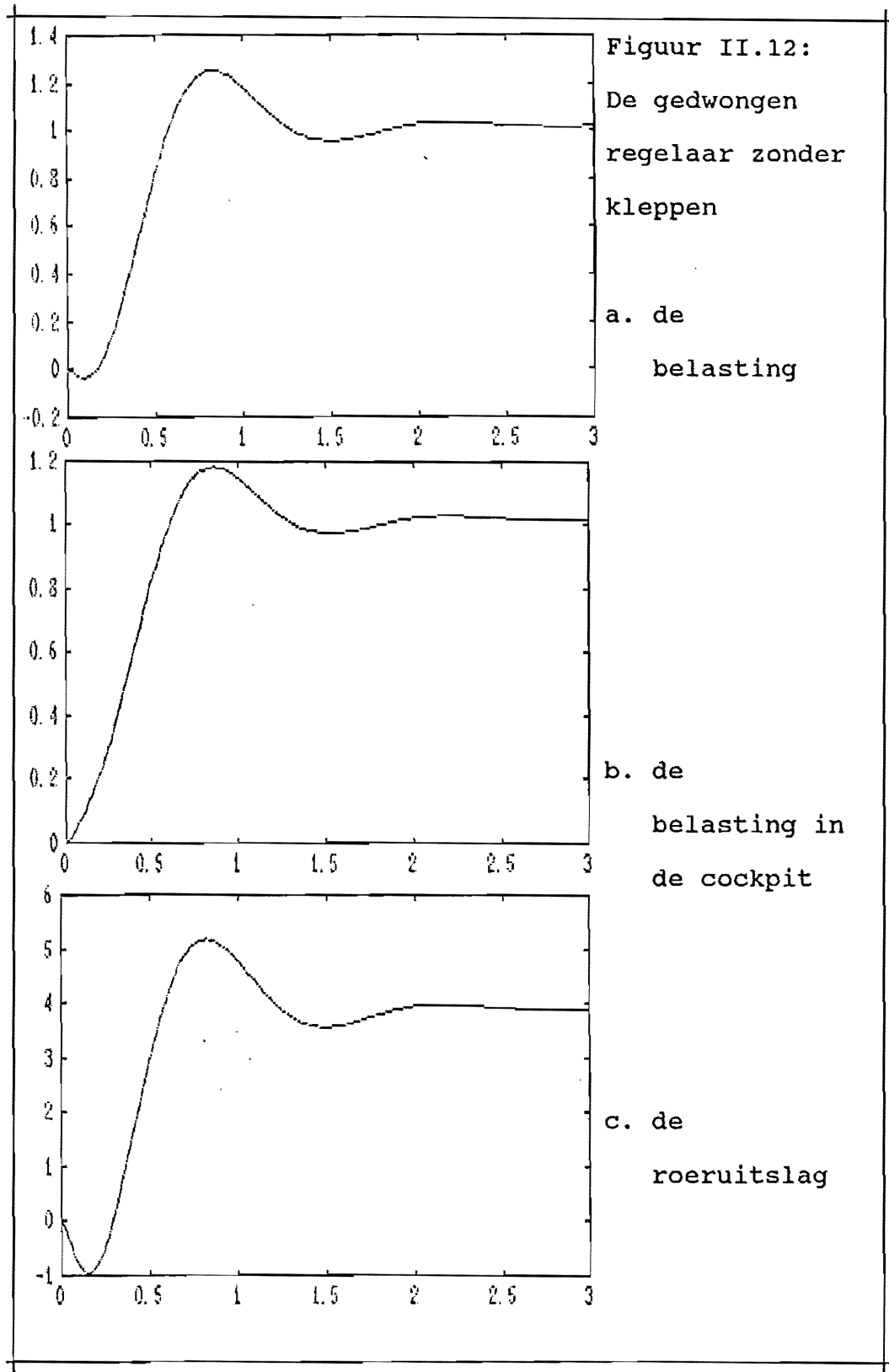
b. de
aanvalshoek



c. de
klepuitslag







Tot besluit dient gezegd te worden dat de bekomen regeling niet de ideale is. Een verdere studie van de parameters dient verricht te worden om aan de door de gebruiker gestelde eisen te voldoen.

II.3.6.6. Slot

Alhoewel het principe van een FBW heel eenvoudig is het zoeken naar een optimale regeling moeilijk. De regeltechniek toont hoe een optimale regeling bekomen kan worden maar de keuze van de optimalisatieparameters is nog altijd een werk van uitproberen en testen. Zoals dit voorbeeld aantoonde is de keuze van de te optimaliseren kostenfunctie niet vanzelfsprekend. Het ontwerpen van een regelsysteem vraagt dus veel testtijd waarvan een groot deel ingenomen wordt door simulaties.

II.4. De veiligheids- en comfortgroep

II.4.1. Inleiding

Bij deze groep is het de bedoeling dat de piloot zich in ideale omstandigheden kan wijden aan zijn missie zonder dat hij rekening moet houden met de mogelijke gevaren en de beperkingen van het toestel. Enerzijds zullen het systemen zijn die er voor zorgen dat het vliegtuig zich niet naar gevaarlijke posities manoeuvreert en dit zonder het vluchtdomein zo min mogelijk te beperken. Anderzijds zijn het systemen die de piloot tijdens de vlucht een zo groot mogelijk comfort bieden.

II.4.2. De passieve beperkers

II.4.2.1. Inleiding

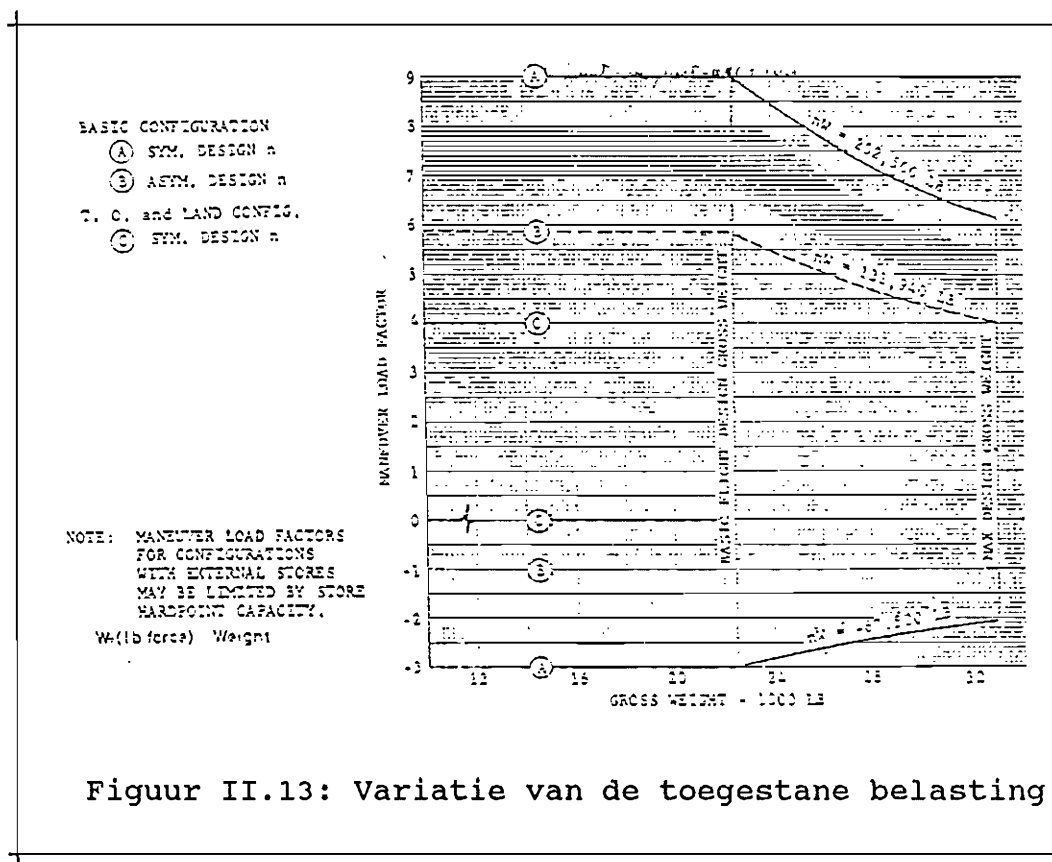
Systemen waarvan de enige functie is de stuurbevelen van de piloot, als er een risico bestaat om in een gevaarlijke situatie te komen, te beperken worden passieve beperkers genoemd. Veel meer dan ingewikkelde filters zijn ze niet, maar ondanks hun eenvoud zijn ze wel heel nuttig. De bekendsten van deze groep zijn de belastingsfactor- en de aanvalshoekbeperkers.

II.4.2.2 De belastingsfactorbeperker (BFB)

Dit systeem zorgt ervoor dat de piloot geen manoeuvres uitvoert die het vliegtuig en/of de piloot niet aankan. Op die manier kunnen vermoeiingsbreuken, permanente structuurvervormingen of een 'Blackout' van de piloot vermeden worden.

Zoals op figuur II.13 te zien is, verandert de

toegestane belastingsfactor zowel met het gewicht als met de snelheid. Het hart van de beperker, het geheugen, bevat deze diagrammen. Iedere stuuraanvraag die dreigt het vliegtuig buiten de limieten te brengen wordt herleid tot een stuurbevel die het vliegtuig brengt naar de rand van het domein.



Vroeger moest de piloot zelf oppassen dat hij niet buiten het domein ging. De piloot kende het maneuvredomein van buiten zodat uit veiligheidsoverwegingen het eenvoudig voorgesteld werd. In het geheugen van de FC kan er een ingewikkelder en precieser diagram gestopt worden en daardoor kan er nu gevlogen worden op het scherp van het mes.

Een BFB heeft het grote voordeel dat de constructeur zijn vliegtuig slechts dient te ontwerpen voor voorziene

maneuvers, wat tot grote gewichtsbesparing leidt. Indien het vluchtcontrolesysteem zo ontworpen wordt dat brutale bewegingen niet meer toelaten dan kan de FAI de veiligheidscoëfficiënten herzien zonder verlies aan betrouwbaarheid van de vliegtuigen, wat tot grotere gewichtsbesparing leidt.

Het plaatsen van accelerometers in de omgeving van het zwaartepunt en de cockpit zou een verbetering zijn. Zo kan er voor gezorgd worden dat de piloot geen te hoge g-kracht ondergaat terwijl de structuur boven die beperking gaat. Stel dat de structuur een belastingfactor van 11g kan ondergaan terwijl de piloot er slechts 9g verdragen kan. Er zou aldus een maneuver mogelijk zijn die de vleugels op 10g belasten terwijl de piloot die op een zekere afstand van het zwaartepunt zit maar belast wordt op 9g.

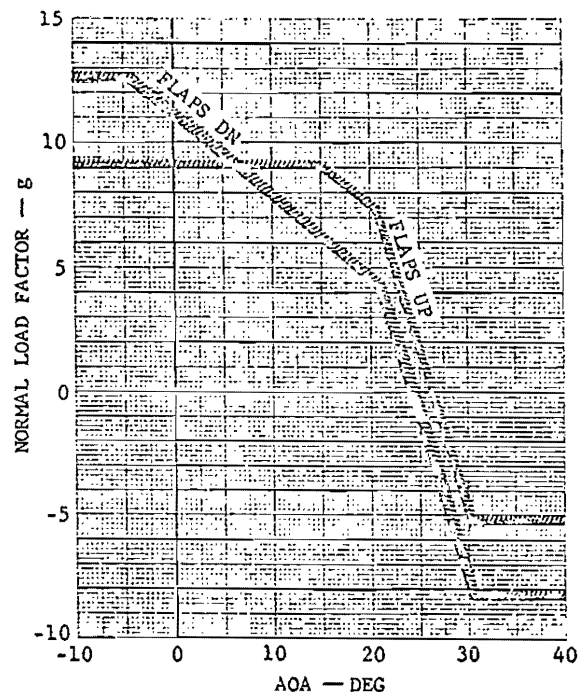
Een andere verbetering zou het plaatsen van rekstrookjes in de vleugel zijn. In de besproken beperker moet het gewicht van het vliegtuig ingevoerd worden. Onnauwkeurige invoering en het gewichtsverlies door brandstofverbruik maken dat het gewicht nooit exact gekend is. Om veilig te spelen zal er een veiligheidscoëfficiënt gekozen worden wat de totale uitbuiting van het manueverdomein in de weg staat. Rekstrookjes in de vleugelwortel zouden als 'Feedback' dienen voor de belasting. De beperking zou niet meer geschieden op de belastingfactor maar in een gesloten lus op de belasting.

II.4.2.3. De aanvalshoekbeperker

Zoals gezien werd in het hoofdstuk I.2.2 bestaat er een hoek waarbij de limietlaag afhaakt. Als een vliegtuig deze hoek overschrijdt, dan verliest het alle draagkracht en tevens zijn bestuurbaarheid. Die situatie, die tijdens 'Dogfighting' frequent benaderd wordt, moet ten alle tijde vermeden worden. Het plaatsen van een aanvalshoekbeperker,

aan 'AoA-limiter' verlicht de werklust van de piloot.

Figuur II.14 toont dat de toegestane aanvalshoek

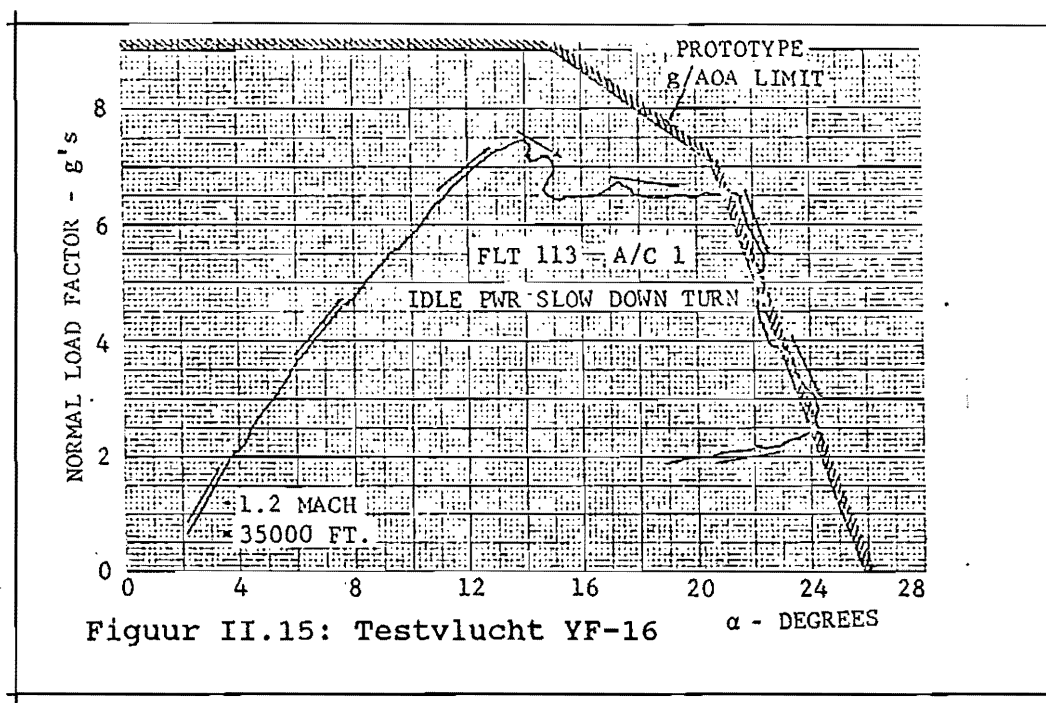


Figuur II.14: De variatie van de aanvalshoek

functie is van de belastingsfactor en de stand van de kleppen. De eerste afhankelijkheid drukt uit dat de vleugels de nodige draagkracht moeten leveren terwijl de tweede het feit uitdrukt dat de kleppen het afhaken vervroegen. De belastingsfactoren die groter zijn dan de maximaal toelaatbare worden nooit bereikt daar de belastingsbeperker hierbij tussenkomt.

De werking van een 'AoA limiter' wordt het best geïllustreerd a.d.h.v. figuur II.15. Deze toont de resultaten van een vliegtest van het prototype YF-16 tijdens een poging tot een trage aanhoudende 7g bocht. Als het vliegtuig de limiet van het toegestane domein nadert, grijpt de aanvalshoekbeperker in. Ondanks het stuurbevel

van de piloot om een nog grotere aanvalshoek te bekomen blijft zijn toestel rond de maximum waarde.



Figuur II.15: Testvlucht YF-16

II.4.2.4. Slot

Alhoewel de passieve beperkers geen echte regelaars zijn, hebben ze toch een invloed op het ontwerp van een vliegtuig en verbeteren ze de performanties van het geheel vliegtuig-piloot. Een verregeande digitalisatie zou mogelijkheid bieden deze beperkers te optimaliseren volgens de missieopdracht.

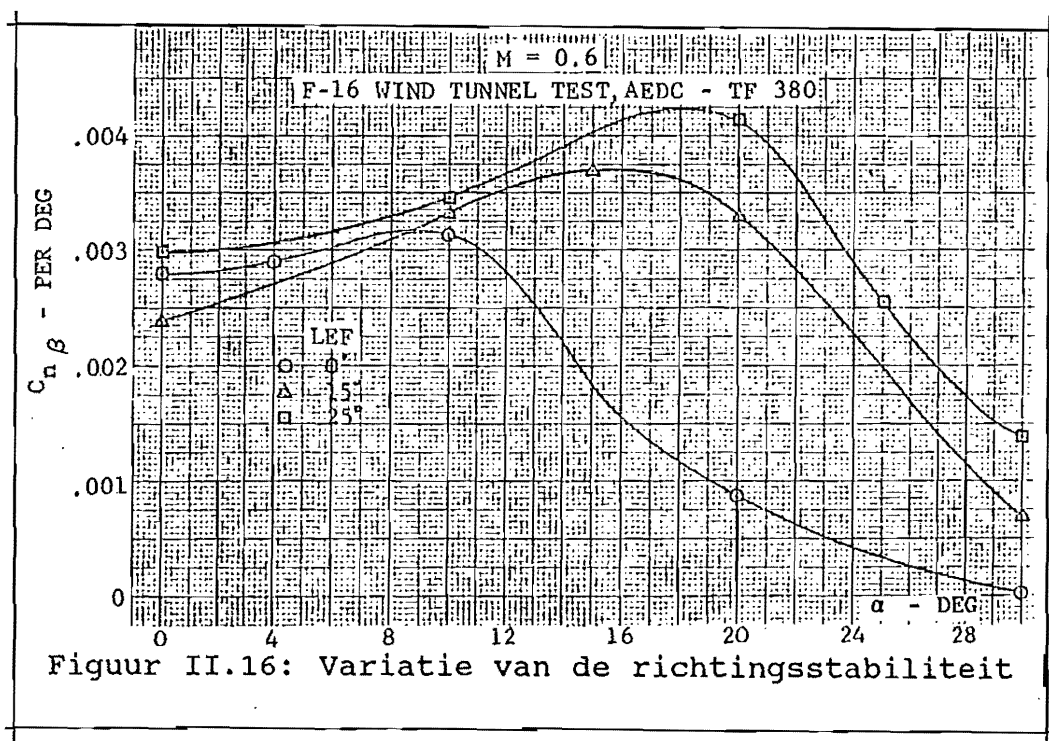
II.4.3. De actieve beperkers

II.4.3.1. Inleiding

In tegenstelling tot de passieve beperkers behouden de 'Active Limiters' de piloot niet alleen voor gevaarlijke stuursignalen, maar ondernemen ook iets als het vliegtuig toch in een gevaarlijke situatie terecht komt. Hierbij worden alle stuurbevelen van de piloot genegeerd totdat het gevaar geweken is. Het bekendste voorbeeld is de 'Spin Prevention and Recovery' die hierna besproken wordt.

II.4.3.2. Het 'Spin Prevention and Recovery'-systeem

In het hoofdstuk aërodynamica werd gezien dat bij grote aanvalshoeken de kans op afhaken van de limietlaag groot is. Daarbij komt dat de richtingsstabiliteit afneemt en zelfs negatief kan zijn bij toenemende aanvalshoeken (figuur II.16). Als een vliegtuig in een situatie van

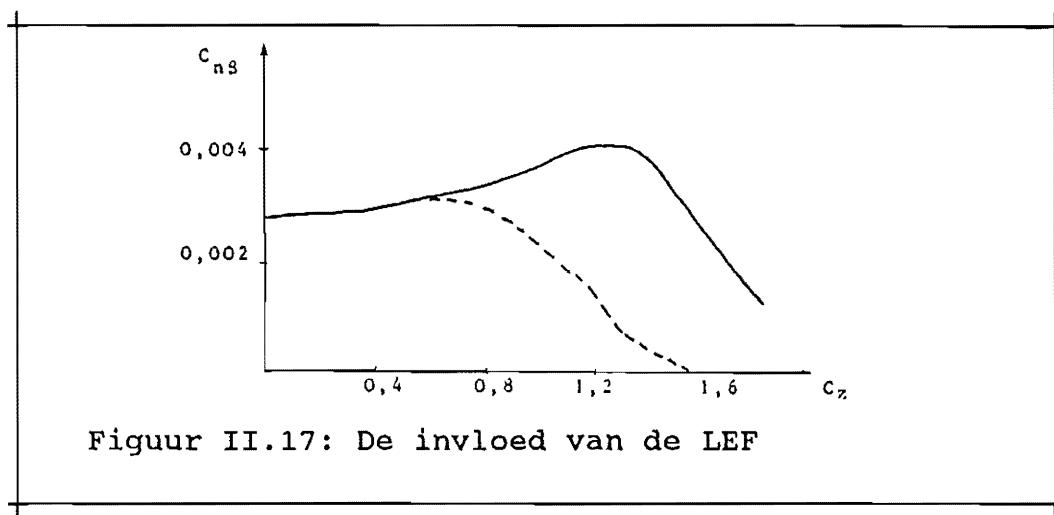


afhaken en negatieve stabiliteit komt, gaat het spontaan over in een tolvlucht of 'Spin'. Zoals de naam het zegt is de tolvlucht een vluchtregime waarbij het vliegtuig rond zijn vertikale as draait en naar de grond duikt. Het herstellen van een tolvlucht vereist een snelle reactie want bij het begin van een tolvlucht is de rotatiesnelheid nog klein wat de kans op herstelling groter maakt.

Tijdens het 'Dogfighting', waarbij grote draagkrachten gevraagd worden voor het snel manoeuvreren, is de kans op een tolvlucht heel reëel. Door het gebruik van passieve beperkers en een stijgende weerstandskracht, naarmate het gevaar op 'Spin' groter wordt, op de stuurstang wordt de figuurlijke afgrond, die de tolvlucht vormt, beveiligd door een muur. Mocht het vliegtuig ondanks alle voorzieningen toch in een spin geraken dan neemt de FC de taak van de piloot over.

De preventie zorgt ervoor dat de limieten van de aanvalshoekbeperker veranderd worden i.f.v. stamp- en rolrotatiesnelheid. Ieder lichaam bezit een traagheid zodat een stamprotatiesnelheid en een te late beperking van de aanvalshoek een 'overshoot' tot gevolg hebben. De verandering i.f.v. de rolrotatiesnelheid is te verklaren door het gyroscopisch effect.

Een andere taak van de preventie is het besturen van de 'Leading Edge Flaps' (LEF), kleppen op de voorrand van de vleugel. Het gebruik van LEF verhoogt de maximaal bereikbare draagkracht, maar het stelt eveneens het loslaten van de limietlaag uit (figuur II.17.b). Door dit uitstel verhoogt de richtingstabiliteit bij hoge aanvalshoeken zoals te zien is op figuur II.17.a. Een ander verschijnsel is de vermindering van de 'buffeting', zodat bij het aanwenden van automatische LEF er zeker een aanvalshoekbeperker geplaatst dient te worden. De verminderde 'buffeting' verwittigt de piloot niet meer voor de dreigende tolvlucht.



Figuur II.17: De invloed van de LEF

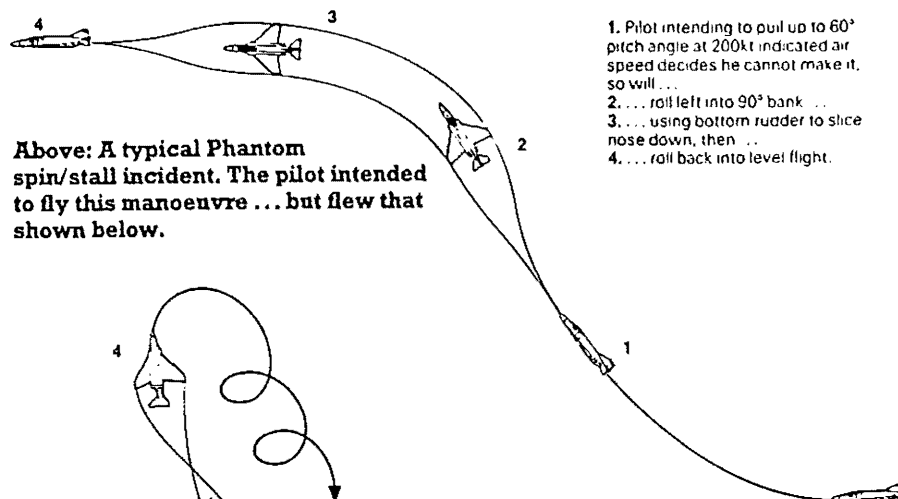
Als de FC vaststelt dat het vliegtuig in een tolvlucht verkeert negeert hij de bevelen van de piloot en neemt maatregelen om de tolvlucht te herstellen. De FC begunstigt de koppels zoals het zwenkkoppel te wijten aan de slip en het dempingskoppel van de zwenkbeweging die het tollen tegengaan. Tevens zal de FC koppels, zoals het rolkoppel en het zwenkkoppel te wijten aan de zwenkbeweging, die een 'Spin' bevorderen proberen te beperken.

Om de elektronica een grote kans op slagen te geven dient een gevechtsvliegtuig zo ontworpen te worden dat de combinatie van massaverdeling en zijdelingse oppervlakte een oscillerende 'Spin' oplevert. Het is namelijk gemakkelijker uit een oscillerende tolvlucht te komen dan uit een constante.

II.4.3.3. Slot

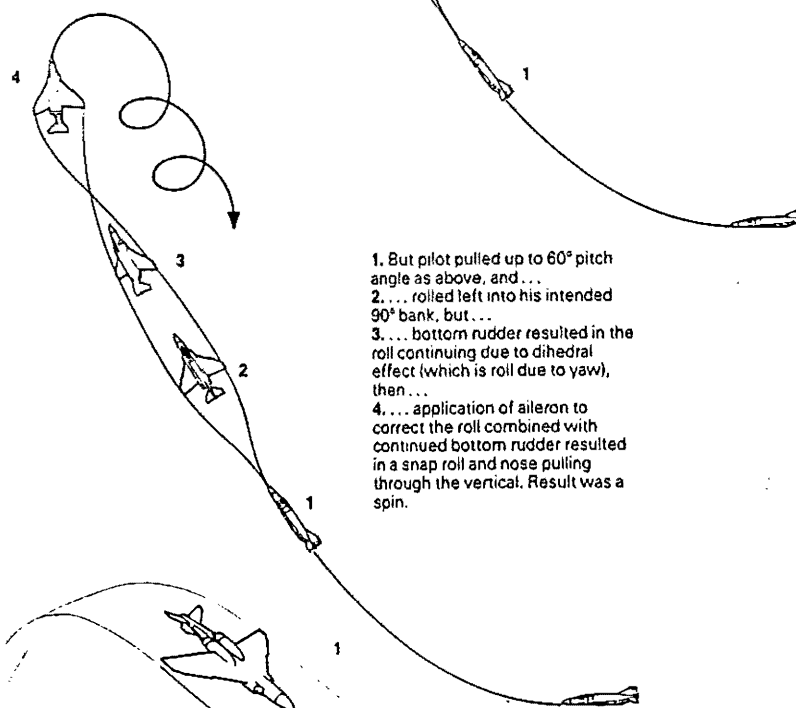
Door de samenwerking van de elektronica en de aërodynamica kan het risico van een fatale afloop van een tolvlucht tot een minimum herleid worden. Dat bij een modern vliegtuig met dit risico en de fatale afloop rekening gehouden dient te worden, bewijst de figuur II.18.

Phantom in accidental spin-stall

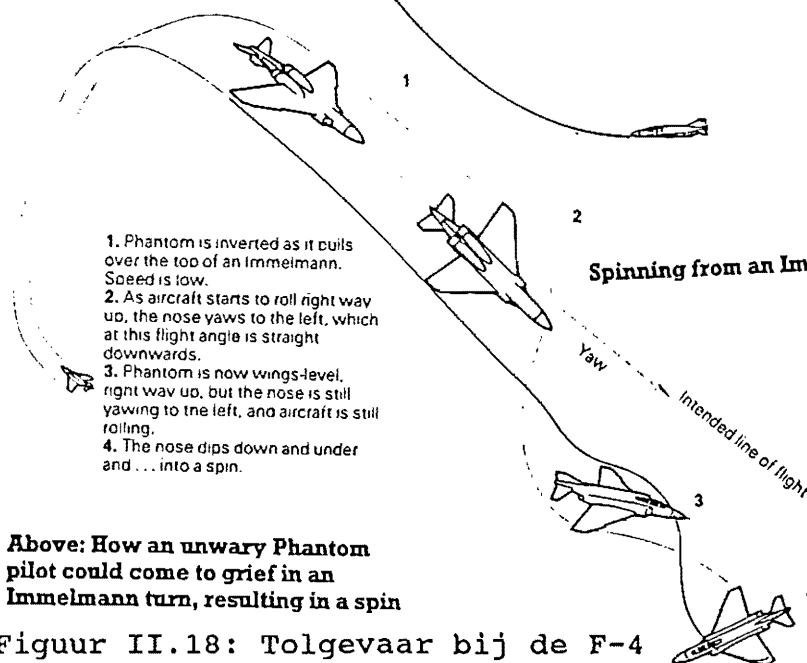


1. Pilot intending to pull up to 60° pitch angle at 200kt indicated air speed decides he cannot make it, so will ...
2. ... roll left into 90° bank ...
3. ... using bottom rudder to slice nose down, then ...
4. ... roll back into level flight.

Above: A typical Phantom spin/stall incident. The pilot intended to fly this manoeuvre ... but flew that shown below.



1. But pilot pulled up to 60° pitch angle as above, and ...
2. ... rolled left into his intended 90° bank, but ...
3. ... bottom rudder resulted in the roll continuing due to dihedral effect (which is roll due to yaw), then ...
4. ... application of aileron to correct the roll combined with continued bottom rudder pulling resulted in a snap roll and nose pulling through the vertical. Result was a spin.



1. Phantom is inverted as it builds over the top of an Immelmann. Speed is low.
2. As aircraft starts to roll right way up, the nose yaws to the left, which at this flight angle is straight downwards.
3. Phantom is now wings-level, right way up, but the nose is still yawing to the left, and aircraft is still rolling.
4. The nose dips down and under and ... into a spin.

Spinning from an Immelmann

Above: How an unwary Phantom pilot could come to grief in an Immelmann turn, resulting in a spin

Figuur II.18: Tolgevaar bij de F-4

II.4.4. Het 'anti-gust' systeem

II.4.4.1. Inleiding

De atmosfeer is niet altijd even rustig. Er bestaan gebieden die onrustig, turbulent, zijn. Een vliegtuig dat hierin vliegt, ondervindt een reeks schokken die sterk wisselen, bandwijdte van 0.01 tot 10 Hz, en een extra belasting op de vleugel betekenen. Het grootste nadeel van de schokken is de uitwerking op de piloot.

II.4.4.2. Het verschijnsel 'gust'

Een mogelijke opdracht voor een militair vliegtuig is een penetratie op lage hoogte van het vijandelijk luchtruim. Op deze lage hoogtes is de atmosfeer sterk turbulent wat de taak van de piloot en de bemanning, door de resulterende schokken, bemoeilijkt. Een geringe gevoeligheid voor turbulentie is dan ook een gestelde eis voor 'Low Level High Speed' (LLHS) missies.

Tijdens een vlucht kan een burgervliegtuig in een turbulent gebied geraken. De schokken die door de piloten en de passagiers gevoeld worden zijn beter gekend onder de naam 'luchtzakken'. Een vermindering van deze schokken zou het comfort van de betalende passagiers verbeteren.

Er kan bewezen worden dat een plotse verticale windstoot een normale belastingsfactor n' veroorzaakt bij een horizontaal vliegend vliegtuig

$$n' = 1 + F \cdot \frac{1}{2 \cdot G} \cdot \rho \cdot v \cdot W \cdot \frac{C_z}{S}$$

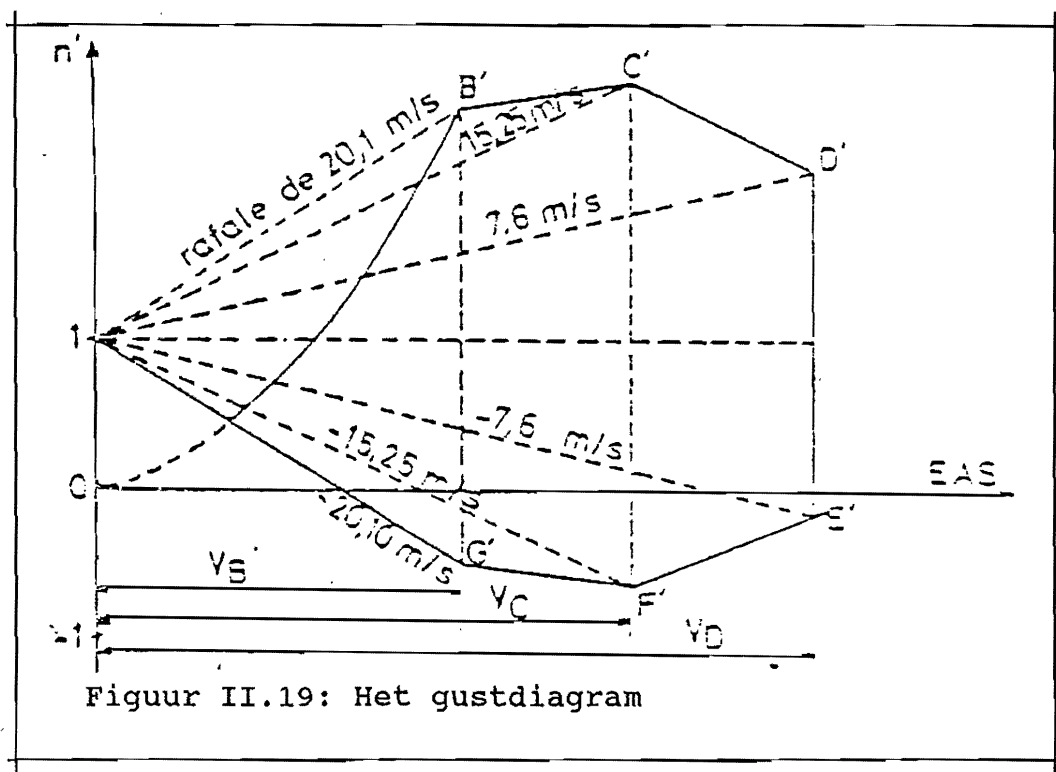
met F : een attenuatiefactor, functie van de
vleugelbelasting, die progressiviteit van de

stoot en de natuurlijke stabiliteit van het toestel in rekening brengt

v : de snelheid van het vliegtuig

W : de snelheid van de windstoot

Deze formule stelt op het gustdiagram een bundel rechte door het punt $(1,0)$ voor (figuur II.19). Dit diagram toont



de piloot welke belasting het vliegtuig ondervindt bij het doorvliegen van een turbulent gebied. De extra belasting vermindert de mogelijke manoeuvrebelastingen.

Uit de formule blijkt dat er vier mogelijkheden bestaan om de belasting door turbulentie te verminderen. De eerste mogelijkheid is het verhogen vleugelbelasting, heirdoor zijn jachtvliegtuigen minder gevoelig aan 'gust'. Een tweede mogelijkheid is trager te vliegen. De derde mogelijkheid is de gevoeligheid van de draagkracht t.o.v.

de aanvalshoek te verkleinen. Deze vermindering wordt bereikt door een vleugel te gebruiken met een kleine helling van de poolkromme. De laatste mogelijkheid, verborgen in de factor F , is een stabiel vliegtuig te ontwerpen door een grotere afstand tussen vleugel en staartvlak te nemen.

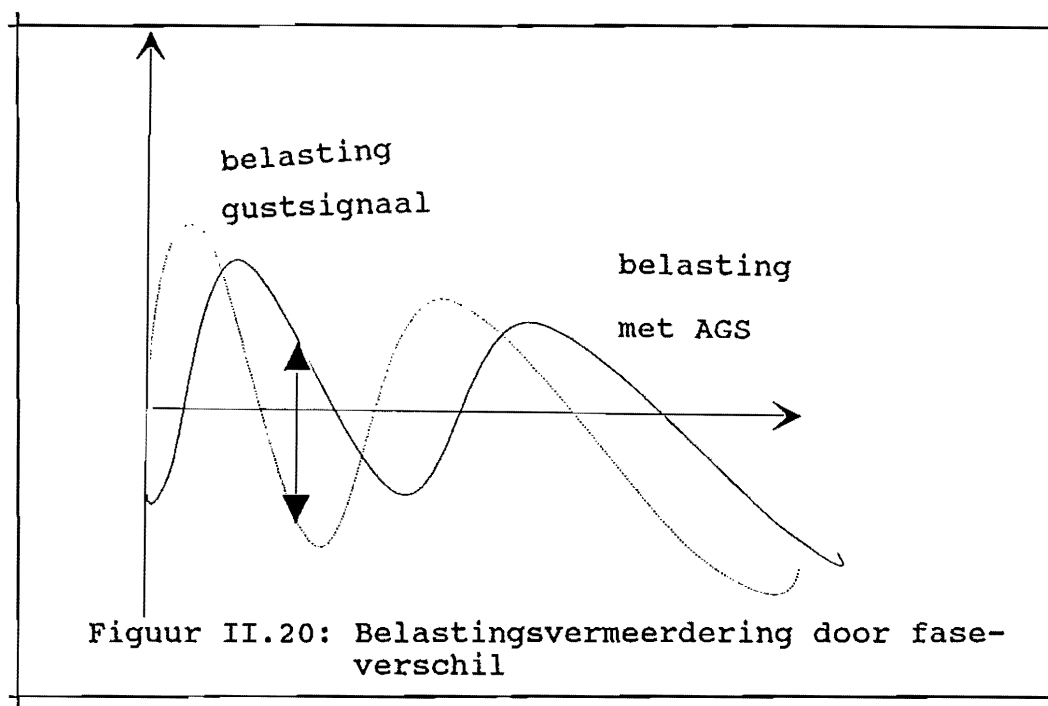
II.4.4.3. De ACT-oplossing

Omdat een 'Anti-Gust System' (AGS) geen kritisch onderdeel is, bij het uitvallen ervan is het voldoende trager te vliegen, werd dit snel aangewend. Daar een windstoot de draagkracht beïnvloedt, steunt het principe van een AGS op het compenseren d.m.v. kleppen van deze verandering. Een AGS zal dus bestaan uit een sensor, een rekeneenheid en een gestuurde klep.

De ideale sensor zou een windstoot op een zekere afstand van de vleugel detecteren zodat de tegenmaatregel genomen kan worden op het moment dat de turbulentie de vleugel bereikt. Een dergelijke sensor zou echter sterk verstoord worden door de extreme omgevingscondities tijdens de kruisvlucht. De accelerometer is de sensor die hedentendage het meest geschikt lijkt in een AGS-keten.

Voor een AGS is een snelle computer, die door een klepuitslag de extra belasting tracht te verminderen, noodzakelijk omdat iedere vertraging van de reactie op een windstoot nadelig is. Figuur II.20 toont aan dat een dergelijke vertraging een belastingsverhoging tot gevolg kan hebben en dit moet vermeden worden.

Het uiteindelijke resultaat van een AGS is een vliegtuig met verhoogde stabiliteit t.o.v. de aanvalshoek. De regelaar verandert de transmittantie van het vliegtuig op de windstoot als ingangssignaal.



II.4.4.4. Slot

De bedoeling van een AGS is de gevoeligheid voor turbulentie te verkleinen en zo het vliegen van een LLHS-missie mogelijk en/of comfortabeler te maken. Daar een AGS een soortgelijke werking als van een SAS heeft, mag de piloot het AGS maar activeren in een LLHS-situatie in turbulente atmosferische omstandigheden. Een automatische inschakeling van het systeem zou nog beter zijn.

II.4.4.5. Numeriek voorbeeld

Ter verduidelijking van de theorie over het AGS volgt een uitgewerkt voorbeeld. Als gegeven wordt de transmittantie van de F-16 uit bijlage 1 genomen. De numerieke simulatie wordt uitgevoerd m.b.v. het programma 'gust' uit bijlage B.

Dit voorbeeld toont het regelprincipe van een AGS

aan, maar probeert niet DE regeling te bepalen. Een studie naar de optimale regelaar vereist de kennis van de door de gebruiker gestelde kwaliteitseisen.

Als model voor de turbulentie wordt het Houbolt-model gekozen. Dit model laat toe de verticale windstoten te berekenen m.b.v. een witte ruis. Er is in het aëronautisch milieu nog geen algemeen aanvaard model ter vergelijking van de verschillende AGS-systemen, een gemis dat als nadelig ondervonden wordt.

Het vliegtuig zonder AGS is de F-16 met de modale regeling uit hoofdstuk II.3 . Het andere toestel, met een AGS systeem, wordt bekomen door een modale regeling met dezelfde eigenvectoren maar met het volgens stel eigenwaarden: $(-15+10i, -15-10i, -2, -19.5, -19)$.

De resultaten van de simulatie zijn terug te vinden in figuur II.21. De figuren II.21.a en II.21.b geven respectievelijk de variatie van de aanvalshoek en het spektrum van deze turbulentie weer.

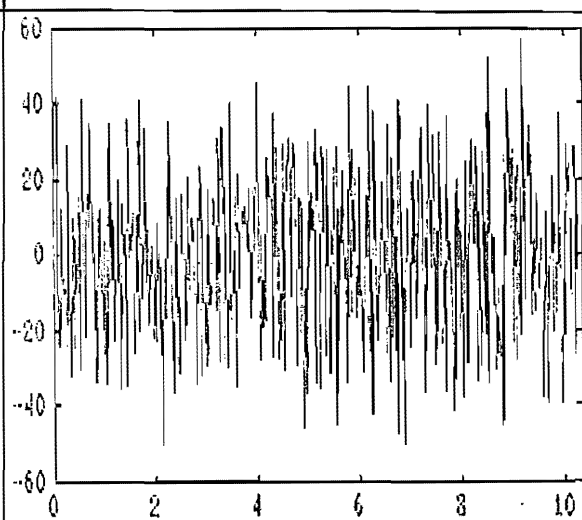
De vergelijking van de ondergane belastingen levert weinig op. De rms-waarde neemt dank zij het AGS af met slechts 8%. Deze kleine vermindering is te wijten aan een niet optimaal gekozen regeling en aan het feit dat de standaard F-16 door zijn SAS al een soort van AGS bezit.

Een groter verschil is er op te merken in de variatie van de oriëntatiehoek. Er is een sterke vermindering van de variatie van de oriëntatiehoek van het vliegtuig t.o.v. de horizontale. De rms-waarde neemt af met bijna 40%.

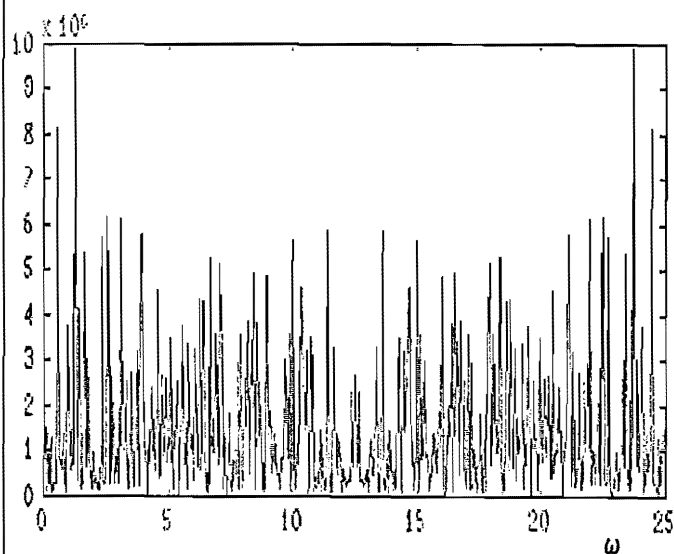
De laatste grafieken tonen de variaties van de roer- en klepuitslagen. Er is een verhoogde aktiviteit van de stuulementen van het vliegtuig met het AGS. Dit is volkomen logisch aangezien het deze stuulementen zijn die de variatie in draagkracht trachten te compenseren.

Figuur II.21:

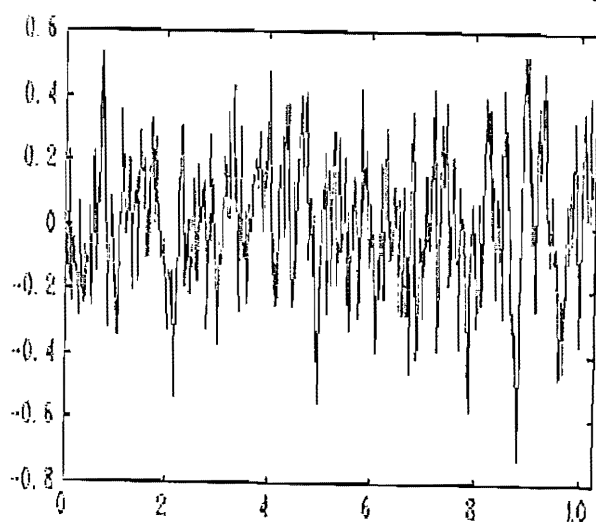
AGS simulatie



a. het
gustsignaal

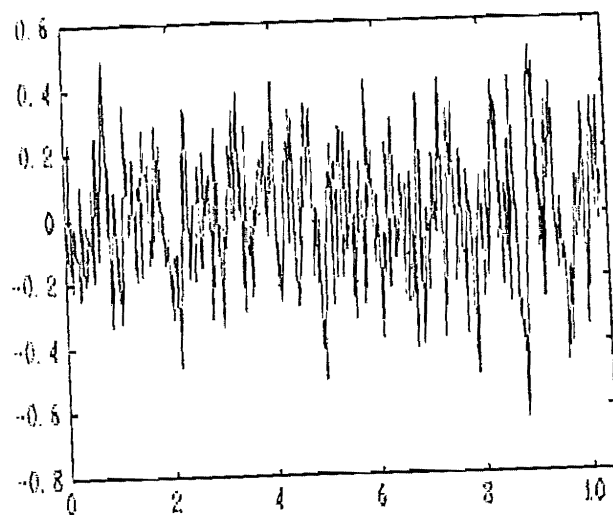


b. het
gustspektrum

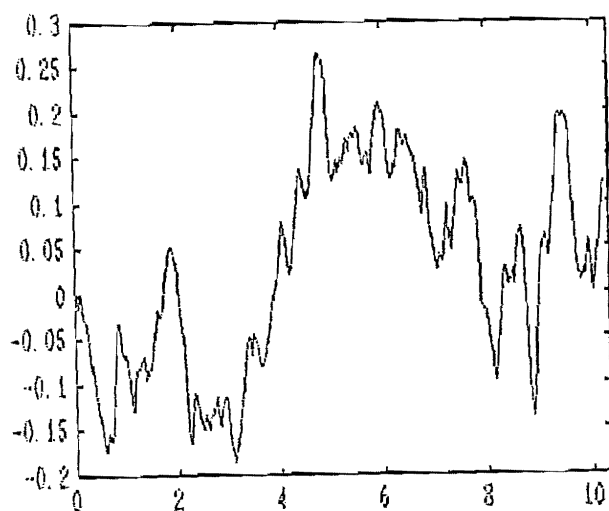


c. de
belasting
zonder AGS

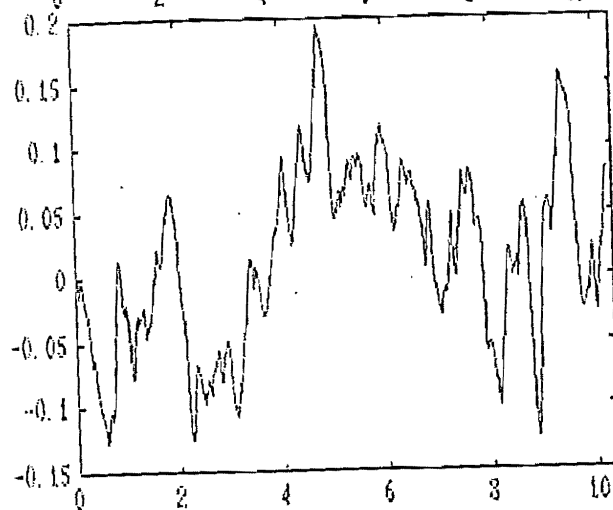
Figuur II.21:



d. de
belasting
met AGS

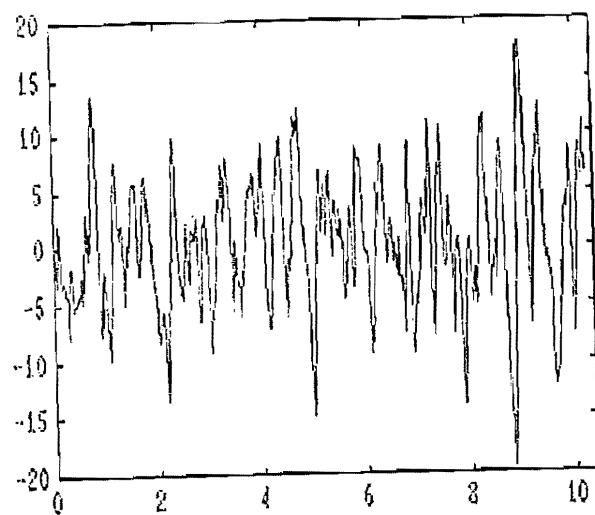


e. de
oriëntatie-
hoek

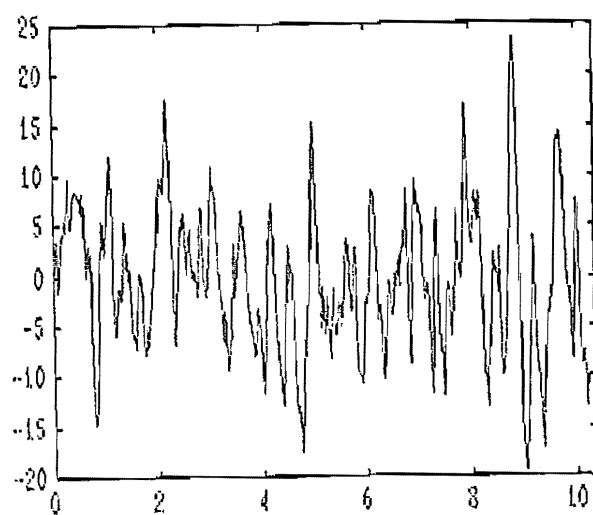


f. de
oriëntatie-
hoek met AGS

Figuur II.21



i. de
roeruitslag
met AGS



j. de
klepuitslag
met AGS

II.4.5. Het 'Ride Control System'

II.4.5.1. Inleiding

Toestellen zoals passagiers-, transport- en bombardementsvliegtuigen hebben als bestaanreden dat ze een grote hoeveelheid 'vracht' over een grote afstand kunnen vervoeren. Om zo veel mogelijk te kunnen vervoeren en toch de weerstand te minimaliseren proberen de constructeurs lange, slanke rompen aan te wenden. De zwakke demping van deze lange rompen vergroten echter de schokken door turbulentie.

II.4.5.2. Probleemstelling

De weerstand van de romp is een functie van zijn vorm en van zijn doorsnede. Om de weerstand te beperken en toch nog een grote laadruimte te bezitten zal gekozen worden voor een lange romp met kleine doorsnede. Daarbij komt nog dat een lange romp een grote afstand tussen vleugel en staartvlak betekent wat een vermindering van de gevoeligheid aan turbulentie tot gevolg heeft.

Het nadeel van een slanke romp is dat de eigenfrequentie klein is en het probleem is dat het energieniveau van turbulenties toeneemt naarmate de frequentie afneemt. Er is dus meer energie beschikbaar om de romp bij zijn eigenfrequenties te exciteren. Alsof dat nog niet volstaat, geeft de vliegtuigstructuur de schokken op bepaalde plaatsen versterkt weer. Voor kritische elektronica en de bemanning is dit een ongewenst verschijnsel.

De klassieke oplossingen zijn veelvuldig en gaan van het plaatsen van de cockpit en de gevoelige apparatuur op de knopen van de belangrijkste eigenmodes tot het verzwaren van de structuur om een grotere stijfheid te bekomen. De

eerste oplossing is niet altijd toepasselijk, soms kan er gewoonweg geen plaats gevonden worden waar de knopen van de eerste modes samenvallen. De tweede methode verzwaart de structuur wat de voordelen van een lange romp tendele teniet doet.

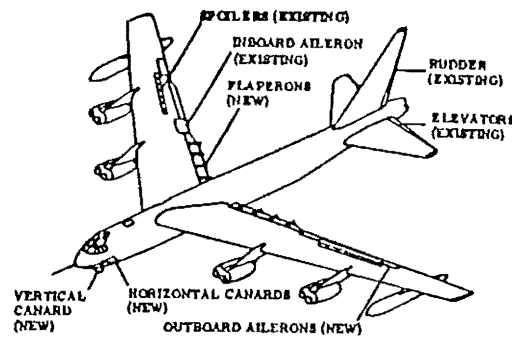
Het uitproberen van een electro-aërodynamische oplossing is hier aanlokkelijk omdat bij het uitvallen van het systeem de situatie niet erger is dan bij het niet bezitten van een dergelijk regelaar.

II.4.5.3. Het 'Ride Control System'

De bedoeling van een 'Ride Control System' (RCS) is een kracht te creëren die de beweging van de gevoelige plaatsen tegengaat. Er is dus een sensor nodig die de versnelling kan vaststellen en een element die de nodige tegenkracht kan opwekken.

Daar het de bedoeling is om de versnelling te beperken is een accelerometer de geschikte sensor. De keuze van de plaats van de sensor is kritische. Het plaatsen van de sensor op de sleutelpositie kan een faseverschil van de reactie met beweging veroorzaken (dit gebeurt, volgens de theorie, niet in een mode maar reële voorwerpen gedragen zich anders). Het plaatsen bij het toepassingspunt van de tegenkracht doet dit probleem teniet maar controleert de beweging op de sleutelplaats niet meer.

Het gebruik van de rolroeren voor de demping van modes waarbij de vleugel een knooppunt is, is nutteloos. Het gebruik van een extra stuurvlak is hierdoor gewenst. Dit stuurvlak kan geplaatst worden ter hoogte van het gevoelig punt maar tevens op ieder punt die buiken verenigd (figuur II.22) .

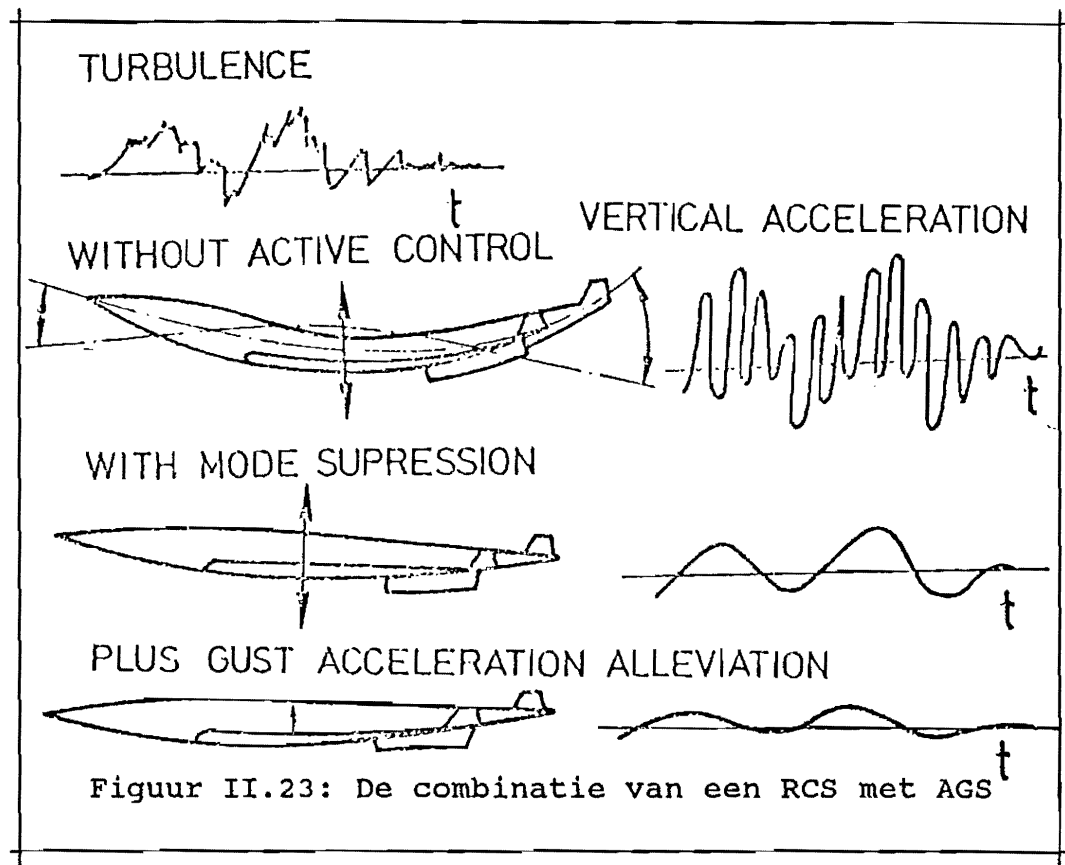


Figuur I.22: 'Canards' als RCS stuuerelementen

II.4.5.4. Slot

De aanwending van een RCS maakt het gebruik van slankere rompen aantrekkelijk. Het is mogelijk om met eenzelfde verbruik m.b.v. een slankere romp en een RCS een groter laadvermogen te hebben dan een 'identiek' vliegtuig. De omgekeerd redenering is ook waar. Het is mogelijk met een lichtere romp, een RCS ter verstijving van de structuur voor eenzelfde vracht een kleinere vleugel en minder krachtige motoren te gebruiken.

De combinatie van een RCS met een AGS verbetert het gedrag in turbulentie zoals te zien is op figuur II.23 .



II.4.6. Besluit

Zoals gezien in dit hoofdstuk probeert de constructeur enerzijds m.b.v. van elektronische regelsystemen tot een besturing te komen waarbij de piloot zich volledig aan zijn missie, zonder zichzelf en/of het toestel in gevaar te brengen, kan wijden. Anderzijds wordt de taak van de piloot als bestuurder door deze systemen sterk verlicht zodat hij zijn taak als jager, bommenwerper of transporteur beter verrichten kan.

Anderzijds wordt er ook geprobeerd het comfort van bemanning en passagiers te vergroten met een minimum aan kosten. Zodoende is het uitvoeren van lange opdrachten

aangenamer en kunnen militaire piloten langdurige missies met een grotere kans op succes afronden.

Deze systemen beveiligen niet echt de structuur maar zorgen er voor dat de piloot niet in aërodynamisch gevaarlijke of in onkomfortabele situaties terechtkomt. Om overbelasting in uitzonderlijke situaties te vermijden wordt in een CCV structuurbeveiligingssysteem geplaatst die besproken worden in het volgende hoofdstuk.

II.5. De groep voor de beveiliging van de structuur

II.5.1. Inleiding

Alhoewel deze groep beschouwd kan worden als een onderdeel van de groep veiligheid en comfort, is ze toch apart vermeld, daar ze vanuit een andere filosofie ontstaan is. De bedoeling van de volgende systemen is niet de werklast van de piloot te verlichten, maar het vliegtuig in uitzonderlijke omstandigheden te laten vliegen zonder extra structurele aanpassingen.

Als voorbeelden van deze groep worden twee ontwikkelingen aangehaald. De eerste, de 'Manoeuvre Load Control' (MLC), heeft de bedoeling het buigend moment in de vleugelwortel te beperken tijdens manoeuvres. De tweede dient om de trillingen van de vleugel tot het aanvaardbare te limiteren.

II.5.2. De manoeuvrebelastingsbeperker

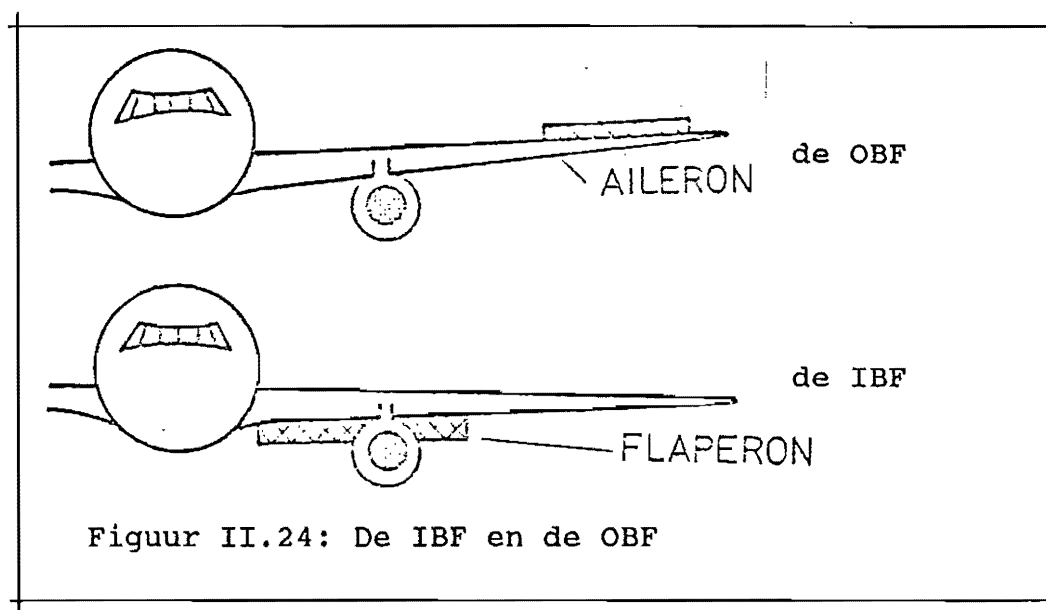
II.5.2.1. Inleiding

In de paragraaf I.2.2. over de vleugel werd vermeld dat een deel van de weerstand omgekeerd evenredig was met de slankheid van de vleugel. De paragraaf I.5.3. over de metaalconstructie toonde aan dat hoe langer de vleugel hoe groter het buigend moment en dus hoe zwaarder de vleugel gebouwd dient te worden. Twee tegengestellingen die niet te combineren waren totdat er ACT aangewend werd.

II.5.2.2. De 'Maneuver Load Control'

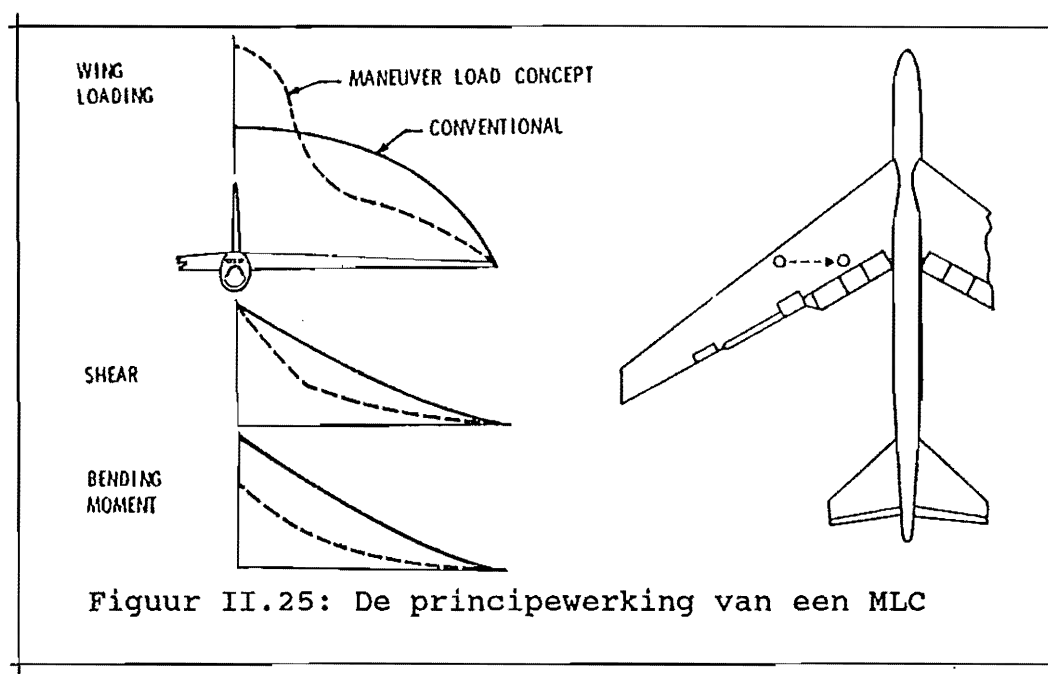
Het ontwerpen van een toestel met slanke vleugel en toch niet te zwaar woog, werd onmogelijk gemaakt doordat een vliegtuig moet manoeuvreren. Een manoeuvre vraagt een grotere draagkracht en belast hierdoor de vleugel meer dan bij kruisvlucht. Het gebruik van inwendige brandstoftanks in de vleugel om het buigend moment te verminderen gaf geen grote voldoening. Grote manoeuvres zijn echter uitzonderingsomstandigheden zodat de extra verzwaring voor manoeuverbelastingen een lange tijd ongebruikt wordt.

Het idee achter de 'Manoeuvre Load Control' (MLC) is het buigend moment tijdens die manoeuvres te verminderen m.b.v. kleppen. Zoals op figuur II.24 te zien is, zijn er



bij dit systeem twee groepen kleppen. De eerste groep, de 'Innerboard Flaps' (IBF), bevinden zich dicht bij de vleugelwortel terwijl de tweede groep, de 'Outboard Flaps' (OBF), bevinden zich tegen de vleugeltip. De regeling van de twee groepen moet zo geschieden dat de totale draagkracht dezelfde blijft als bij het niet aanwenden van de MLC, maar dat het moment aan de wortel kleiner is. Dit kan doordat de OBF de draagkracht van de tipsecties, die

grote hefboomarmen t.o.v. de vleugelwortel hebben, vermindert en hierdoor een sterke afname van het moment veroorzaken. De IBF compenseren de verminderde draagkracht maar veroorzaken slechts een kleine toename van het moment. Het resultaat van een MLC is een herverdeling van de aërodynamische krachten zodat de resultante van de draagkracht zich verplaatst naar de vleugelwortel, waardoor het buigend moment afneemt (figuur II.25).



Figuur II.25: De principewerking van een MLC

Het is duidelijk dat het gebruik van kleppen de weerstand verhogen. Voor transportvliegtuigen is dat geen echt probleem omdat de gewichtsbesparing door het aanwenden van een MLC opweegt t.o.v. de kleine tijd van weerstandsverhoging bij manoeuvres. Voor jachtvliegtuigen is deze tijd echter groot omdat manoeuvreren een voorname taak is. Het aanwenden van een MLC-systeem is hier niet nuttig zodat de constructeur gevechtsvliegtuigen kleine vleugels moet geven.

II.5.2.3. Slot

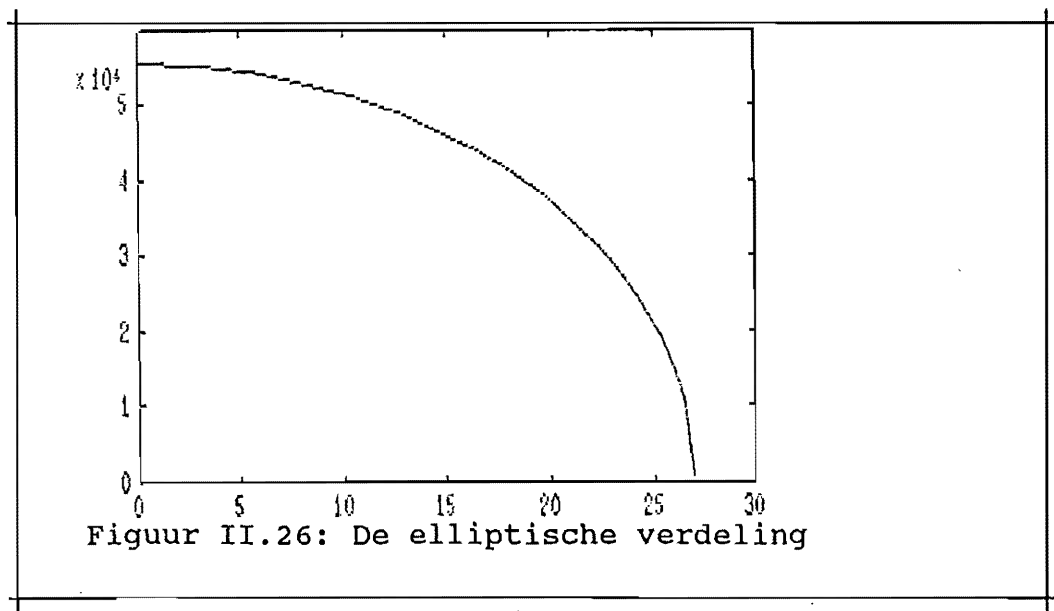
Het inbouwen van een MLC-systeem vermindert het buigend moment aan de vleugelwortel. Hierdoor kan bij grote vliegtuigen de vleugels slanker ontworpen worden. De verlenging van de vleugel vermindert de weerstand tijdens de vlucht zodat een besparing op brandstof bekomen wordt. Een verlenging van de spanwijdte van $\pm 6\%$ betekent een besparing van brandstof van $\pm 3\%$. In de burgerluchtvaart worden MLC-systemen al toegepast in bijv. de Lockheed Tristar.

II.5.2.4. Numeriek voorbeeld

Ter verduidelijking van de bovenstaande theorie wordt hierna een numeriek voorbeeld uitgewerkt. Als voorbeeld werd voor de afmetingen de B-52 bommenwerper gebruikt (figuur II.25). De numerieke gegevens zijn niet correct maar geven een idee van de ordegroottes bij MLC-systemen.

Hypothesen:

- 1) een elliptische verdeling van de draagkracht (figuur II.26)



- 2) geen invloed van de romp op de draagkracht
- 3) geen vervormingen van de vleugel
- 4) de kleppen hebben een lineaire invloed op de plaatselijke draagkracht

De uitdrukkingen van de totale draagkracht in en het totaal buigend moment t.o.v. het punt X worden gegeven door de volgende formules:

$$V = \int_X^{1/1} n \cdot L(x) \cdot dx \qquad M = \int_X^{1/2} n \cdot L(x) \cdot (x-X) \cdot dx$$

De berekening van deze waarden wordt gedaan met een numerieke integratie m.b.v. de formule van Simpson:

$$\int_a^b f(x) \, dx = \frac{h}{3} [f_1 + 4f_2 + 2f_3 + \dots + 4f_{n-1} + f_n]$$

Uit de vergelijkingen van de ellips en waarde van de nodige draagkracht wordt uiteindelijk de uitdrukking van de lokale draagkracht $L(x)$ bekomen

$$L(x)^2 = \frac{16 \cdot G^2}{1 \cdot \pi^2} \cdot \left(1 - \frac{x^2}{(1/2)^2}\right) = \frac{4 \cdot G}{1 \cdot \pi} \cdot \sqrt{1 - (2 \cdot x/l)^2}$$

Indien de IBF de index i en de OBF de index o krijgen dan kunnen de klepuitslagen berekend worden a.d.h.v. de volgende integralen

$$\int_{x1i}^{x2i} CL \delta f_i \cdot \delta f_i \cdot X \cdot dx + \int_{x1o}^{x2o} CL \delta f_o \cdot \delta f_o \cdot X \cdot dx = M_r \quad \int_{x1i}^{x2i} CL \delta f_i \cdot \delta f_i \cdot dx + \int_{x1o}^{x2o} CL \delta f_o \cdot \delta f_o \cdot dx = 0$$

met M_r de gewenste afname van het buigend moment

De gestelde hypothesen vereenvoudigen de berekeningen en herleiden deze intergralen tot lineaire betrekkingen.

$$\begin{aligned} \delta f_i \cdot K_{11} + \delta f_o \cdot K_{12} &= 0 \\ \delta f_i \cdot K_{21} + \delta f_o \cdot K_{22} &= M_r \end{aligned}$$

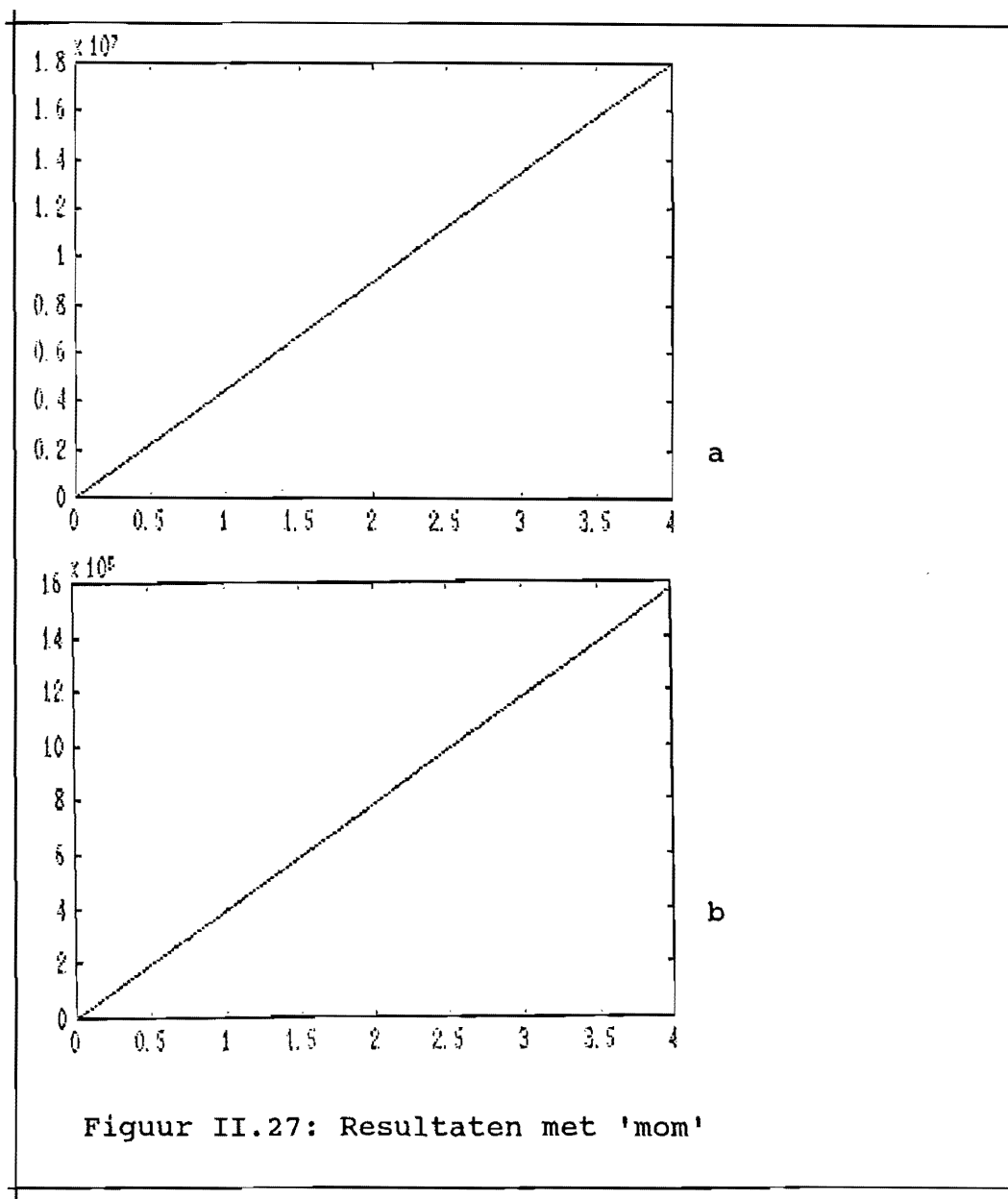
Dit voorbeeld werd uitgewerkt in het programma 'mom' en 'mlc' uit bijlage B. Het programma 'mom' berekent het buigend moment in de vleugelwortel i.f.v. de belastingsfactor terwijl 'mlc' de bijdrage aan draagkracht en moment van ieder punt weergeeft met en zonder MLC-systeem.

De volgende numerieke gegevens werden gebruikt

gewicht vliegtuig	:	80000 kg
spanwijdte	:	54 m
x_{1i}	:	1 m
x_{2i}	:	10 m
x_{1o}	:	14 m
x_{2o}	:	26 m
Cl^i_{α}	:	5 $\cdot 10^{-1}$
Cl^o_{α}	:	8,4 $\cdot 10^{-1}$
gevraagde reductie	:	± 10 % bij 3g

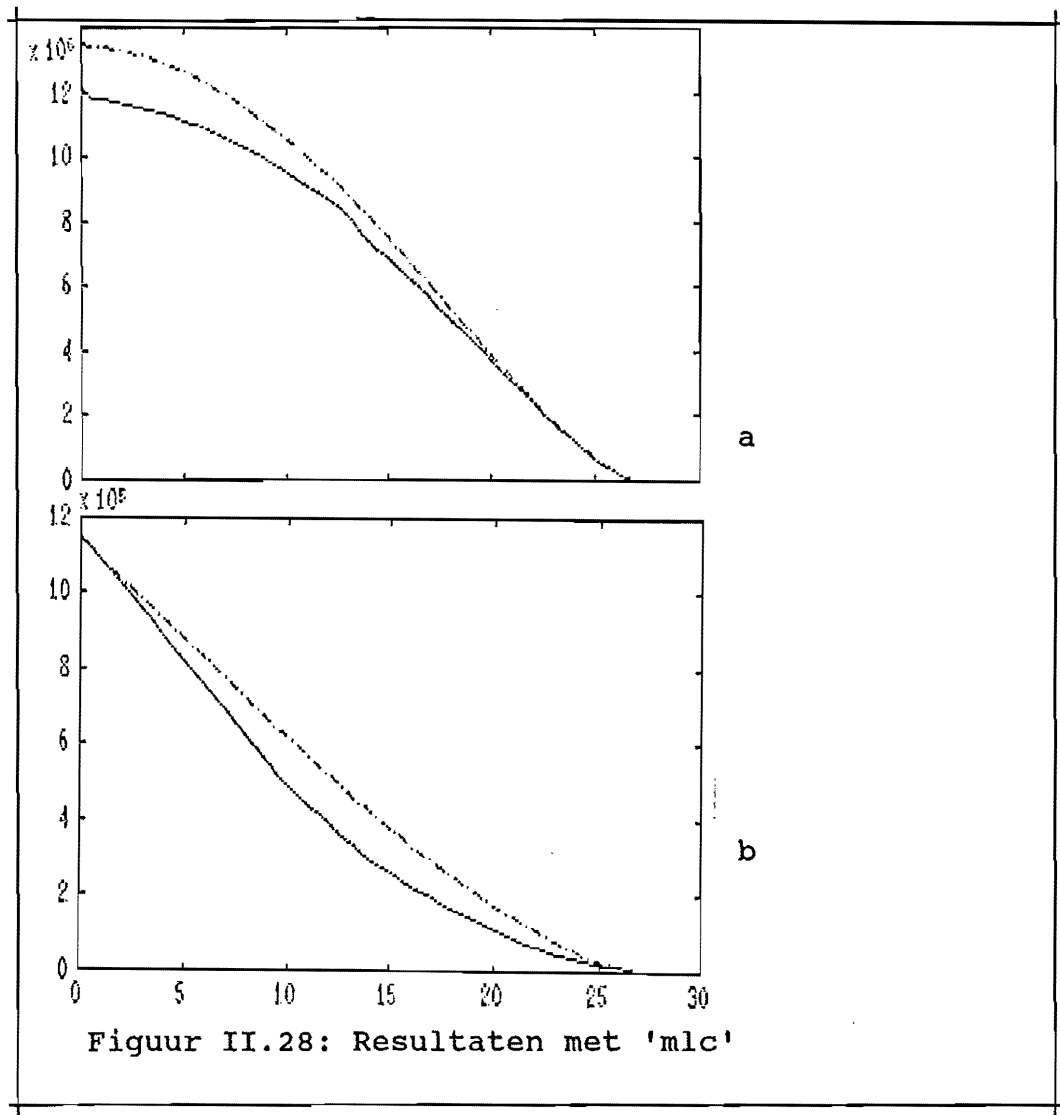
De figuur II.27 geeft de resultaten van het programma 'mom'. Het diagram van de draagkracht toont aan dat er bij 1g een 'Lift' van 392,4 kN geleverd wordt, want het gaat hier om een vleugelheft. Het buigend moment bedraagt dan 4,497 MNm. Het moment bij 3g is 3 maal groter is m.a.w. 13,49 MNm. De berekeningen werden uitgevoerd voor een vermindering van 1,4 MNm.

De eigenlijke simulatie van de invloed van een MLC op de krachten- en momentenverdeling wordt verwezenlijkt door het programma 'mlc'. De figuur II.26 geeft de evolutie van de plaatselijke draagkracht weer en zoals verondersteld is deze elliptisch van vorm aangezien een rechthoekige vleugel gekozen werd. De afname van het moment is waar te nemen in figuur II.28.a. De onderbroken lijn stelt de momenten in de vleugel van het vliegtuig zonder MLC voor terwijl de volle lijn de momenten in de vleugel zonder MLC. De vleugelwortel wordt voorgesteld door de afstand 0 m en de vleugeltip door 27 m. Zoals vooropgesteld is er geen vermindering van de draagkracht, wat vast te stellen is op figuur II.28.b.



Het is duidelijk te zien dat de draagkracht van het verst verwijderd oppervlak verminderd is, maar dat dit verlies gecompenseerd wordt naar de wortel toe.

Om een vermindering van het moment van 10% te bekomen, dienen er kleppenuitslagen van 26.22° voor de IBF en -14.05° voor de OBF gegeven te worden. Dit zijn grote uitslagen, aangezien er grote draagkrachtscoëfficiënten



voor de kleppen genomen werden. De weerstand bij het aanwenden van een MLC neemt dus sterk toe.

II.5.3. Het 'anti-flutter' systeem

II.5.3.1. Inleiding

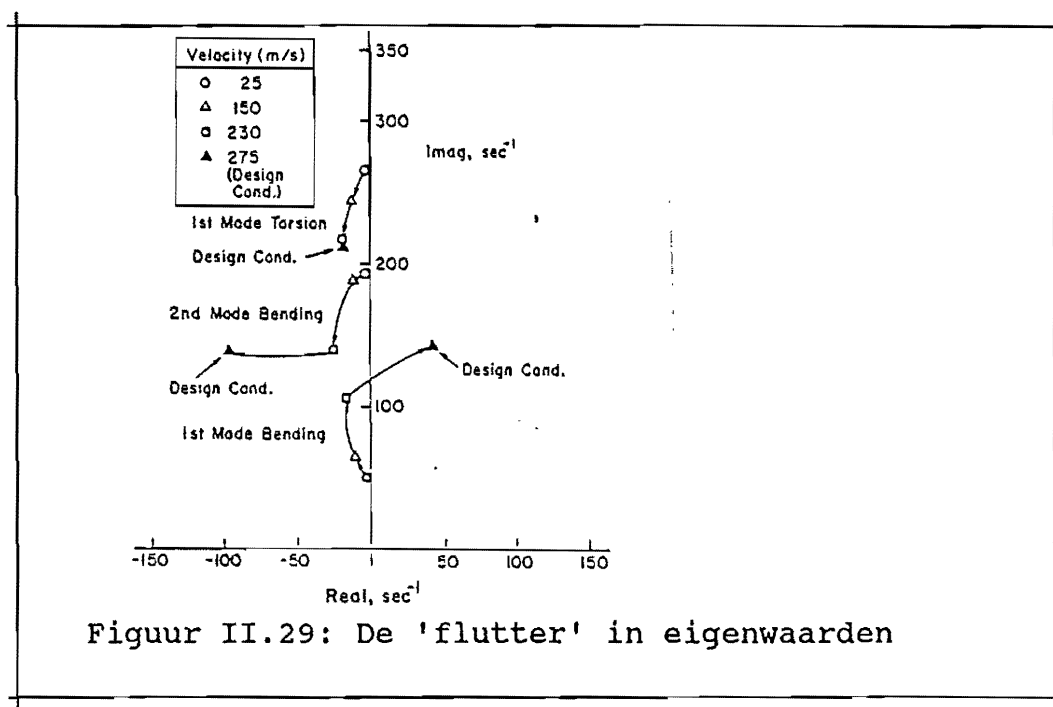
De veranderende aërodynamische krachten op de vleugel veranderen de eigenfrequentie en dempingen van het stelsel

vleugel-luchtstroming. Het is mogelijk dat bij een bepaalde combinatie van snelheid en hoogte het stelsel onstabiel wordt m.a.w. de vleugel breekt af.

II.5.3.2. Het verschijnsel 'flutter'

Bij rust heeft de vleugel, zoals elk voorwerp, bepaalde eigenfrequenties en eigendempingen. Tijdens de vlucht oefenen aërodynamische verschijnselen variërende krachten op de vleugel uit. Deze veranderen met de aanvalshoek en met de dynamisch druk.

Figuur II.29 toont aan dat vanaf een bepaalde waarde



Figuur II.29: De 'flutter' in eigenwaarden

van de dynamische druk het reëel deel van de eigenwaarde positief wordt of m.a.w. er 'flutter' optreedt. Deze waarde van de dynamische druk bepaalt de 'flutterlimit' in het vluchtdomein. Het onderdomein van lage hoogtes bij hoge snelheden gaat verloren door dit verschijnsel. Deze combinatie van hoogte en snelheid is ideaal voor penetratie van het vijandelijk luchtruim en dus moest het probleem

opgelost worden.

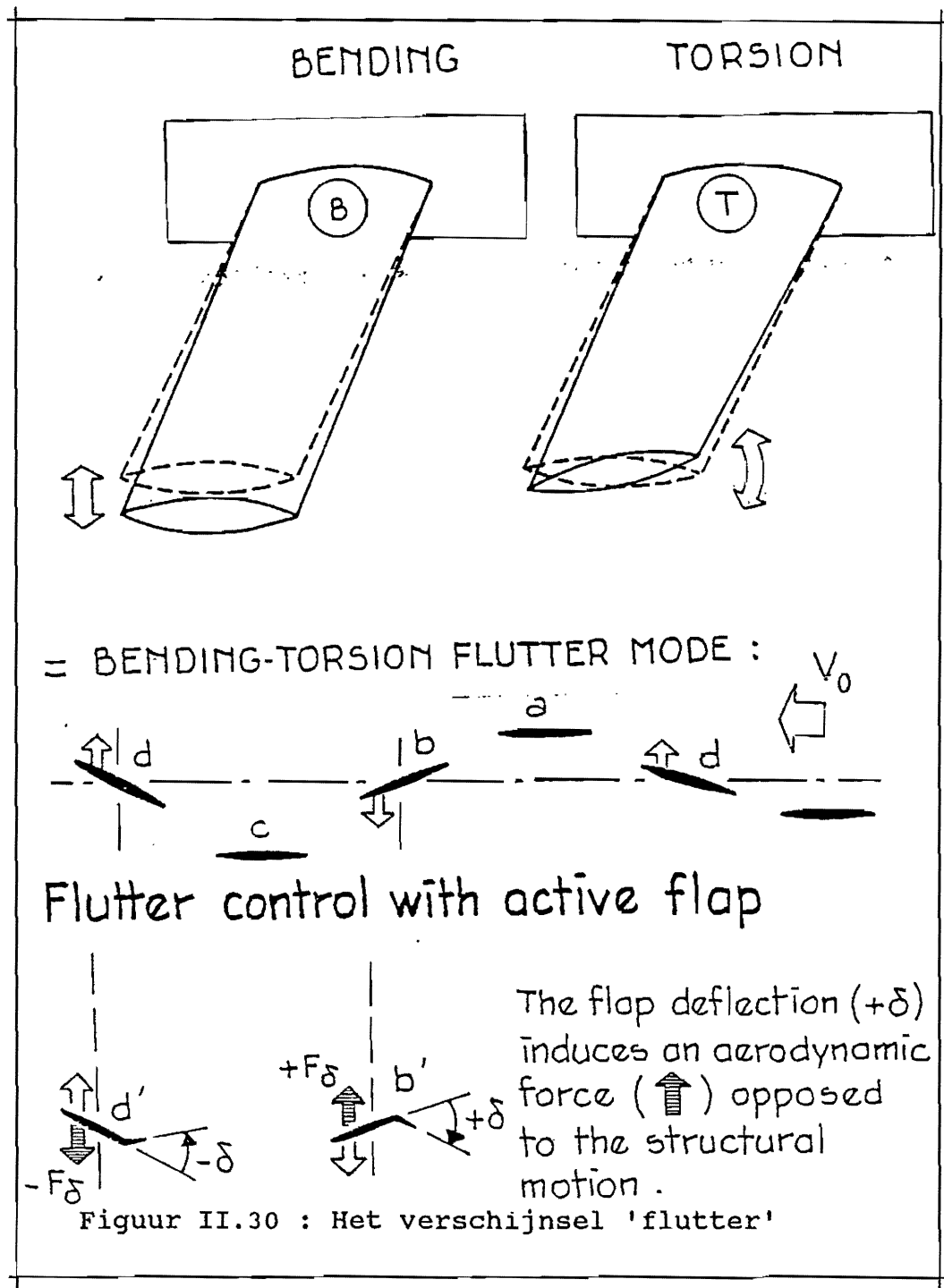
'Flutter' treedt op wanneer twee eigenbewegingen elkaar versterken. Als bijv. de buiging van eerste mode in fase is met de torsie van eerste mode, dan versterken de aërodynamische krachten de buiging (figuur II.30). Deze versterking kan zo groot worden dat de breukspanning bereikt wordt, zodat de vleugel van de romp scheurt, een situatie die ten alle tijde vermeden moet worden.

II.5.3.3. Tegenmaatregelen

Om het afscheuren van de vleugel te vermijden kan het 'flutter'-domein gemeden worden maar aangezien dit domein nuttig is voor militaire operaties diende er naar een andere oplossing te worden gezocht. Om een grotere demping te bekomen kan er stijver materiaal gebruikt worden in stijvere constructiemethodes, bijv. de honinggraatstructuur. Meestal brengt dit een extra gewichtsverhoging met zich mee of zijn deze maatregelen nog onvoldoende.

De mogelijkheden die de ACT boden, worden ook hier aangewend. Een snelle klep en een uitgekiend regelsysteem kan een kracht veroorzaken die de bewegingen van de vleugel tegenwerken. Een vergrootte demping wordt zo op een aërodynamische manier verkregen (figuur II.30) .

Daar sensoren dure apparaten zijn, dient er zuinig mee te worden omgegaan. Ideaal zou er op ieder kritisch punt van de vleugel een sensor geplaatst worden maar dit is een te dure oplossing. Een bruikbaar 'anti-flutter'-systeem (AFS) bestaat uit twee sensoren geplaatst op de buiken van de te dempen modes. Er zijn minimaal twee sensoren nodig om de verandering in hoek vast te stellen. De andere elementen zijn een rekeneenheid en een snelle actieve klep. Met een soortgelijke opstelling is het mogelijk de resulterende demping van het stelsel vleugel-luchtstroming-regelsysteem negatief te maken.



II.5.3.4. Slot

Een 'anti-flutter' systeem vermindert de vibraties en breidt hierdoor het bruikbaar vluchtdomein uit. Een piloot

dient wel te weten wat de beperkingen zijn, mocht het systeem uitvallen. Bij een CCV zal de constructeur proberen met deze actieve regeling een gewichtsvermindering te bekomen.

II.5.3.5. Numeriek voorbeeld

Het ontwerpen en simuleren van een AFS is moeilijk, aangezien er weinig bruikbare gegevens beschikbaar zijn en er een krachtige computer vereist is. Het volgend voorbeeld zal slechts aantonen dat 'flutter' kan optreden. De gebruikte gegevens zijn slechts benaderd realistisch.

Als model wordt een ingeklemde vleugel verdeeld in tien delen, waarvan elk verbindingspunt een gelijke massa bezit, genomen. Voor de doorsnede wordt een holle balk genomen zodat de berekening van de stijfheidsmatrix vereenvoudigd is. De dempingsmatrix, die alleen maar experimenteel exact bepaald kan worden, werd geconstrueerd door een combinatie van de massa- en stijfheidsmatrix en wel zo dat de gereduceerde dempingscoëfficiënten voor de eerste twee eigenfrequenties 0,01 bedragen.

In het model wordt aan ieder verbindingspunt twee vrijheidsgraden gegeven, een rotatie rond de elastische as van de vleugel en een beweging evenwijdig met de topas. Aërodynamisch worden de variaties van de draagkracht en het moment naar de aanvalshoek en zijn afgeleide in rekening gebracht.

numerieke waarden:

dimensies binnenafstanden	9,17m . 0,35m
buitenafstanden	9,20m . 0,40m
soortelijk gewicht	2700 kg
specifieke lengte	9,2 m
vleugel oppervlakte	248,5 m ²
Cl_{α}	4,88 ° ⁻¹
$Cl_{\dot{\alpha}}$	0,1 s/°
Cm_{α}	1,8 ° ⁻¹

$Cm_{\dot{\alpha}}$	-0.1 s/°
afstand drukpunt-elastische as	2 m
soortelijk gewicht lucht (ρ)	1,225 kg/m ³
elasticiteitsmodulus	370 MPa
snelheid	0 - 350 m/s

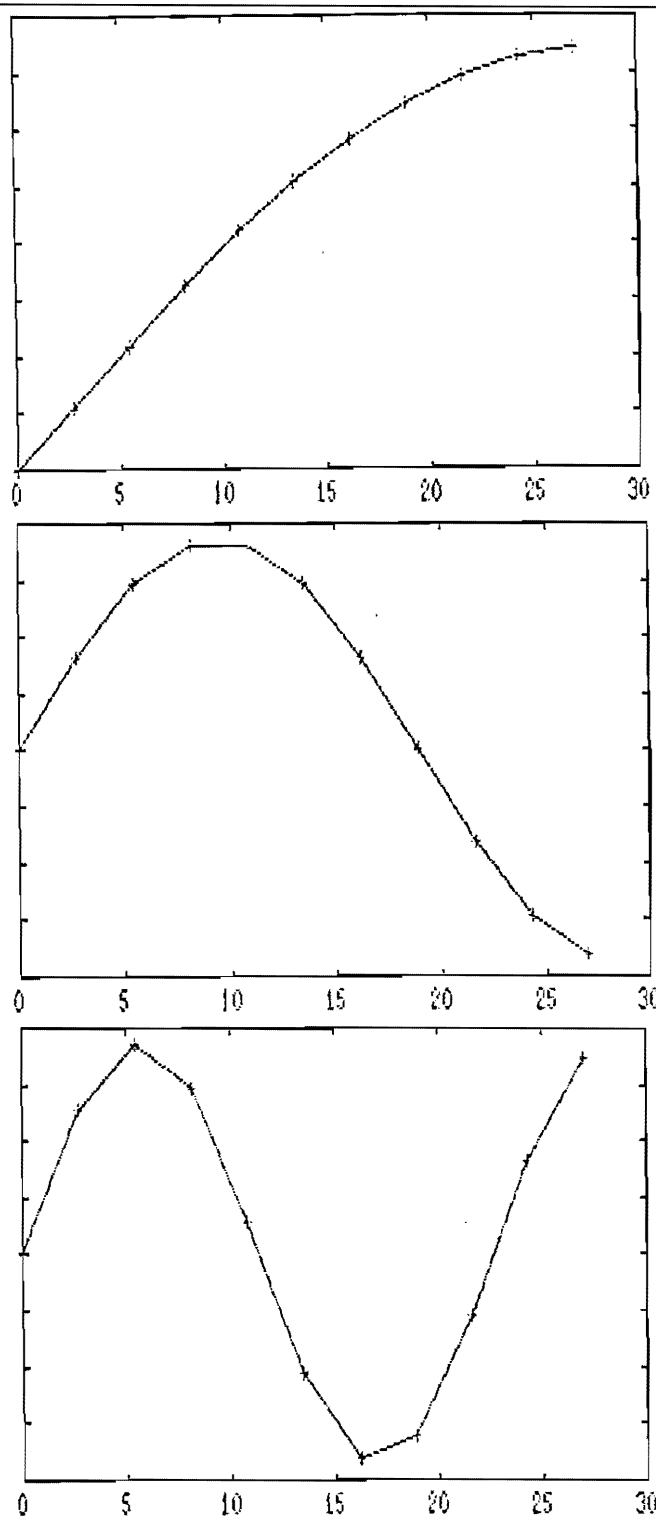
De zes grafieken van figuur II.31 tonen verschillende modes van de vleugel. De volle lijn stelt de beweging van de vleugel voor terwijl de kruisjes de verplaatsing volgens de verticale voorstellingen, hierdoor kan er onderscheid in de soort modes gemaakt worden.

De eerste drie grafieken zijn een voorstelling van de eerste drie buigingsmodes, de kruisjes vallen samen met de volle lijn. De andere drie zijn drie torsiemodes m.a.w. alleen hoekvariatiën.

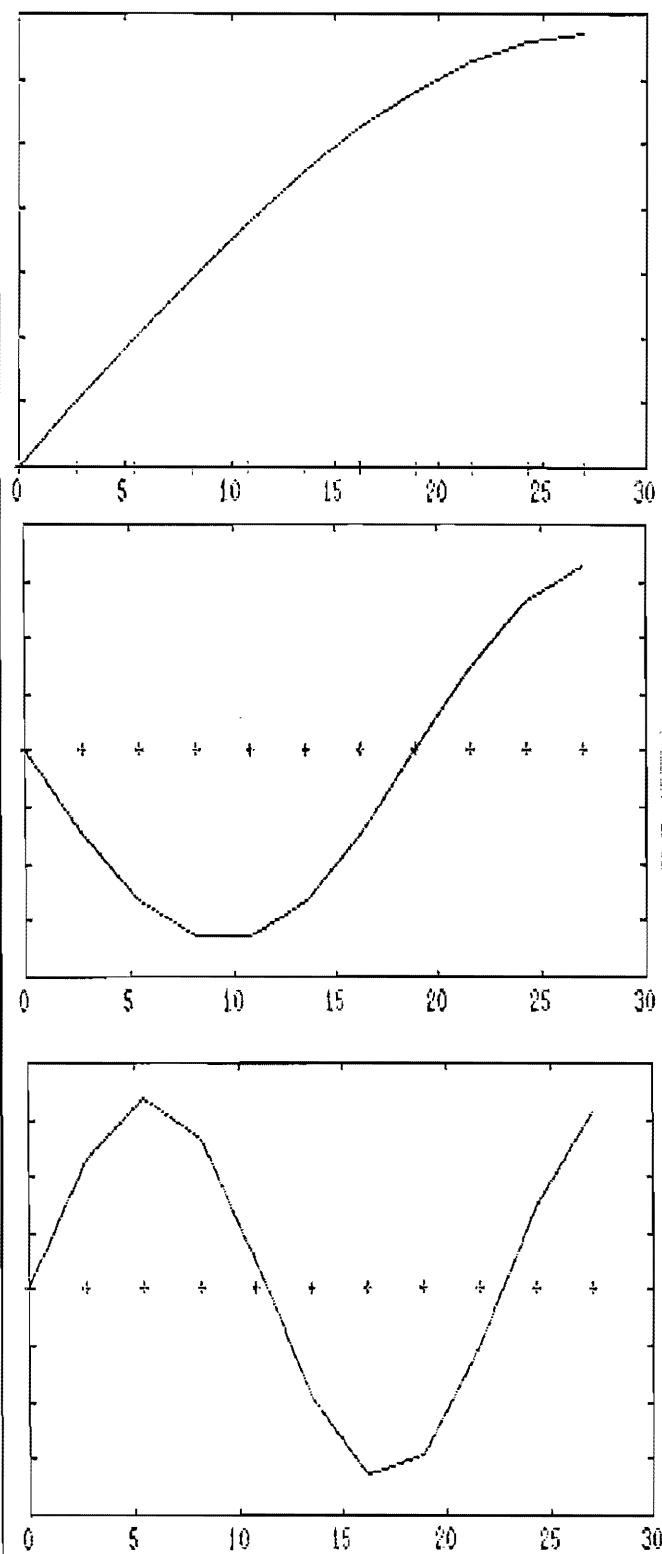
De grafieken die het 'flutter'-verschijnsel aantonen, zijn die van figuur II.32. Deze tonen de variaties van de dempingen (y-as) i.f.v. de eigenpulsaties (x-as). De dempingen bij buigingsmodes nemen toe met de stijgende snelheid terwijl de eigenpulsaties afnemen. Het punt met nulsnelheid wordt voorgesteld door een kruis. Bij torsiemodes nemen de pulsaties af en een wordt zelfs negatief, de eerste torsiemode. Dit negatief worden van de gereduceerde dempingscoëfficiënt is het verschijnsel 'flutter'.

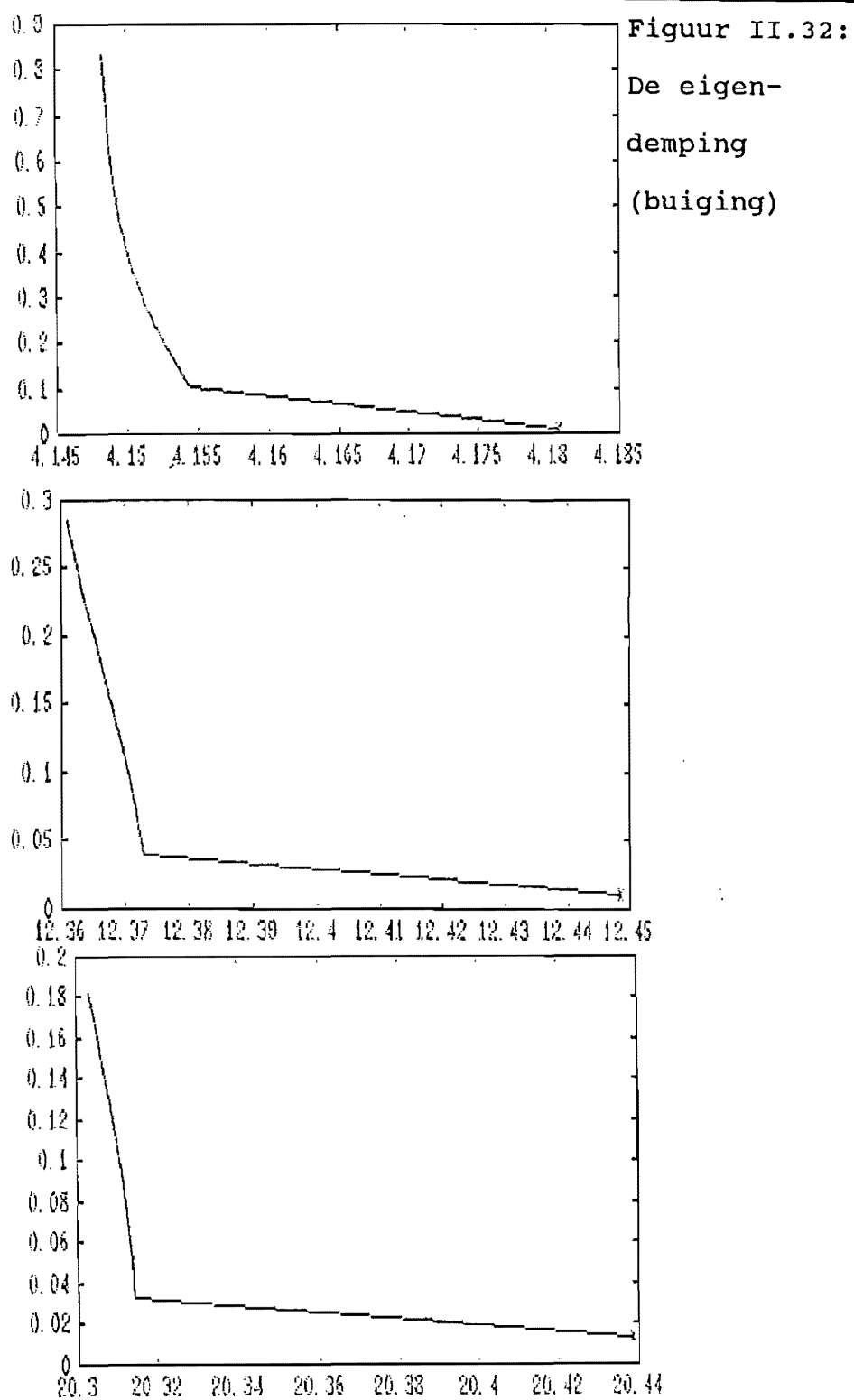
Voor demping van de eerste torsiemode van deze vleugel kan de gestuurde klep overal geplaatst worden maar het efficientst is hij aan het uiteinde van de vleugel. Een eventuele demping van de tweede torsiemode kan niet bekomen worden door de klep op 2/3 van de vleugel te plaatsen omdat dit punt een knoop voor die beweging is. Een dergelijke plaatsing vertaalt zich wiskundig in het niet bestuurbaar zijn van het stelsel. Het is eveneens nutteloos een sensor te situeren op een knoop, want zo wordt het stelsel niet waarneembaar.

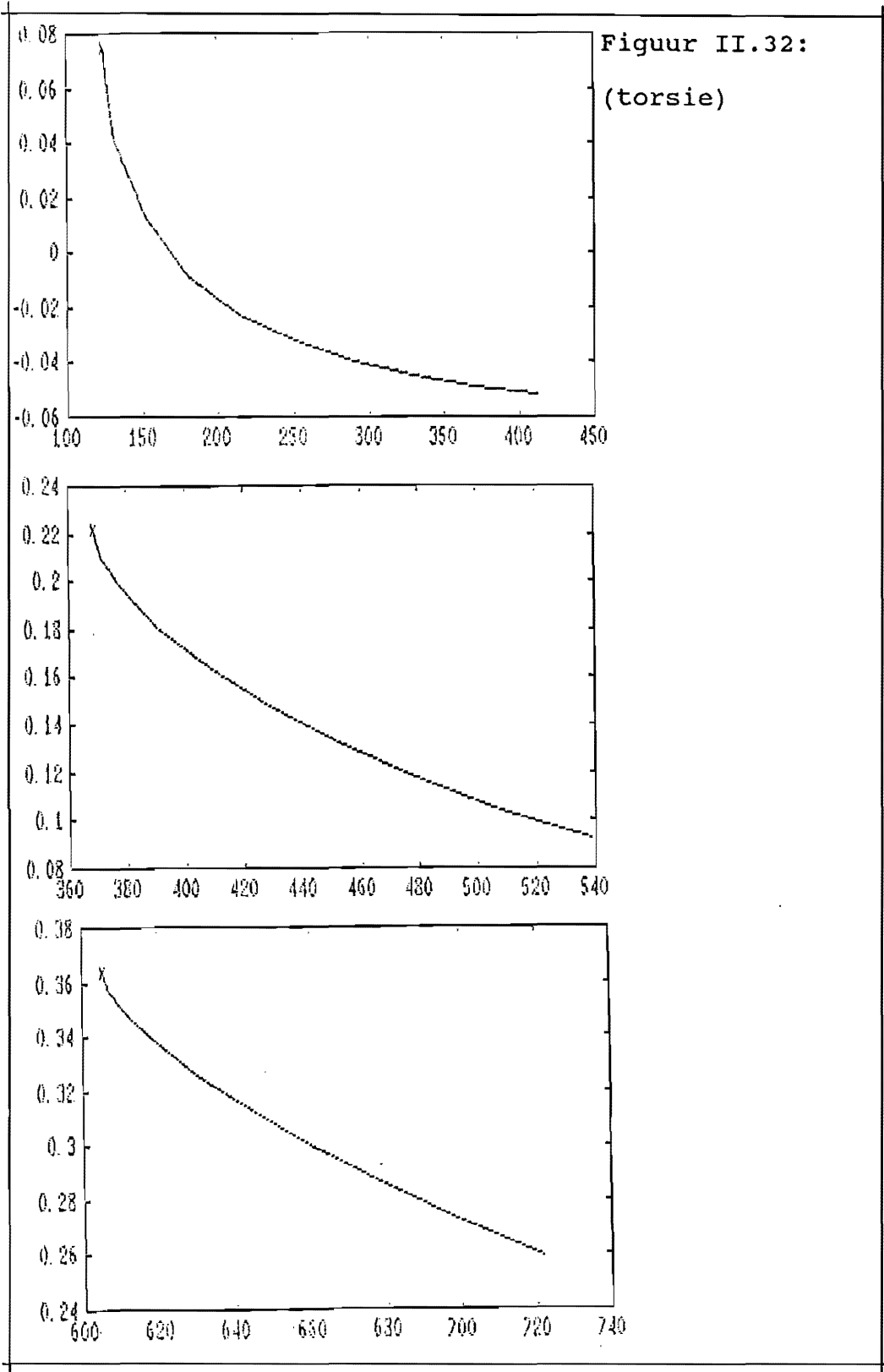
Figuur II.31:
De eigenmodes
van een
vleugel
(buiging)



Figuur II.31:
De eigenmodes
van een
vleugel
(torsie)







II.5.4. Besluit

De structuurbeveiligingssytemen hebben als grootste voordeel dat ze geen bijkomende gewichtsvergroting, in tegenstelling tot de klassieke oplossingen, tot gevolg hebben. Door het implementeren van elektronische en hydraulische componenten worden er kilo's constructiemateriaal uitgespaard. Een ontdubbeling van deze systemen is niet noodzakelijk op voorwaarde dat de piloot weet wat zijn beperkingen zijn bij het uitvallen ervan.

Door het plaatsen van deze controlesystemen kan de ontwerper zich beperken tot het construeren van een vliegtuig berekend op normale vluchtomstandigheden. Bij een CCV zal de constructeur op dit voordeel rekenen voor de optimalisatie van zijn ontwerp. De laatste groep, die in het volgend hoofdstuk beschreven wordt, zal aan zijn vliegtuig verhoogde performanties geven.

II.6. Groep voor de verbetering van de vliegkwaliteiten

II.6.1. Inleiding

Zoals in de studie van de kleppen en roeren werd aangehaald, heeft ieder stuurorgaan enkele neveneffecten. Het uitbuiten van deze bijverschijnselen leidt tot een verbetering van de vliegkwaliteiten. Zo kan bijvoorbeeld een piloot zijn vliegtuig rond en langs de drie assen controleren. De constructeur kan hierdoor ook onconventionele ontwerpen maken die aan speciale eisen moeten voldoen, zoals de B-2.

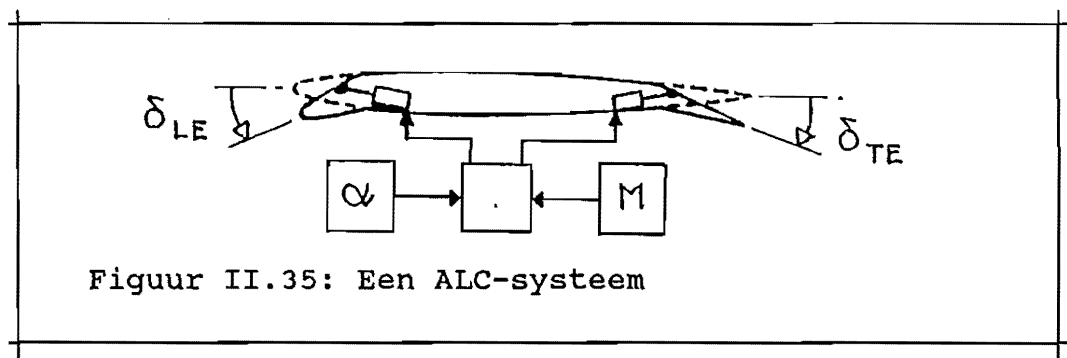
In het eerste deel van dit hoofdstuk wordt de automatische flapcontrole besproken. Vervolgens wordt de zogenaamde 'Swing Wing' (SW), een vleugel met veranderlijke geometrie, die de voordelen van rechte vleugel voor de landing en de pijlvleugel voor hoge snelheden combineert onder de loep genomen. Daarna behandelt dit hoofdstuk de 'Relaxed Static Stability' (RSS) en eindigt met de controle van de '6 Degrees of Freedom'.

II.6.2. De automatische 'Flap' controle

De aërodinamici zoeken al jaren naar een vleugel met een gunstige verhouding draagkracht/weerstand. Door een dergelijke ideale verhouding over een groot domein te bezitten, zou er een grote SEP over een groot deel van het vluchtdomein bekomen worden. Het probleem is dat een goede verhouding maar voor één aanvalshoek te bekomen is, voor andere hoeken verslechterd deze verhouding snel. Een nieuwe goede verhouding bij een andere aanvalshoek is te bekomen door de welving van het profiel te wijzigen.

het duidelijk toont, is het mogelijk een omhullende van de poolkrommes te tekenen. Deze omhullende is de 'ideale' poolkromme voor die vleugel. Voor een piloot is het onmogelijk tijdens de vlucht zijn kleppen constant aan te passen om zo de omhullende te volgen maar met een regelsysteem is dit wel te bereiken.

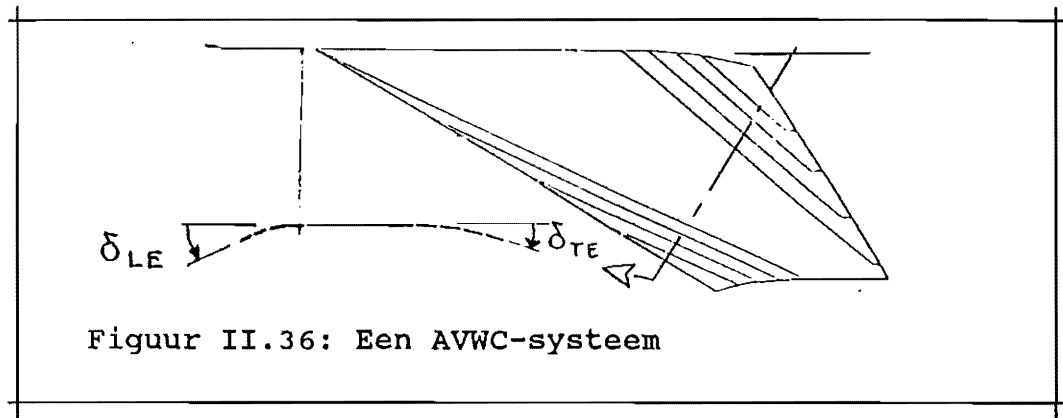
Dit regelsysteem, die de 'Active Lift Control' (ALC) wordt genoemd, is opgebouwd rond een geheugen dat de ideale poolkrommes opgeslagen heeft, figuur II.35 . De ALC regelt



de stand van de kleppen en dit i.f.v. de aanvalshoek en het Machgetal. Dankzij dit systeem is het mogelijk om bij een ontwerp de vleugel te optimaliseren voor kruisvlucht en toch nog goede eigenschappen te bezitten bij ander vluchtregime's.

Een uitbreiding van de ALC is de 'Automatic Variable Wing Camber' (AVWC) waarbij 'flaps' gebruikt worden die uit verschillende segmenten bestaan. Op die manier kan de gewenste welving veel beter gerealiseerd worden. Het is alsof er constant een nieuw vleugelprofiel gemaakt wordt (figuur II.36).

Een ALC mag niet het enige kleppenregelend systeem zijn want er zijn situaties waarvoor de 'ideale' poolkromme verre van ideaal is. De eerste situatie is het 'dogfigthing', luchtgevechten op korte afstand. Hierbij zijn soms op zeer korte tijd grote variaties in draagkracht nodig zodat het volgen van de 'ideale' poolkromme hier



zinloos is. In dit geval worden de kleppen, nu 'Manoeuvre Flaps' genoemd, gestuurd om bij een aanvalshoek een zo groot mogelijke draagkracht te bezitten. Bij het landen en het opstijgen is de draagkracht ook van primair belang en heeft de weerstandskracht bij het landen nut als remkracht. Vliegen in turbulente omgevingen vereist een lage gevoeligheid aan variatie van de aanvalshoek zodat in dit laatste geval de 'ideale' poolkromme evenmin gevolgd wordt.

Zoals het uit de vorige paragrafen blijkt, is het mogelijk d.m.v. een regelsysteem de aërodynamica een handje toe te steken in het bepalen van het vleugelprofiel. Het aanwenden van een regelsysteem heeft daarbij het voordeel dat het de vleugelconfiguratie kan aanpassen aan speciale en uitzonderlijke omstandigheden.

II.6.3. De 'Swing Wing'

II.6.3.1. Inleiding

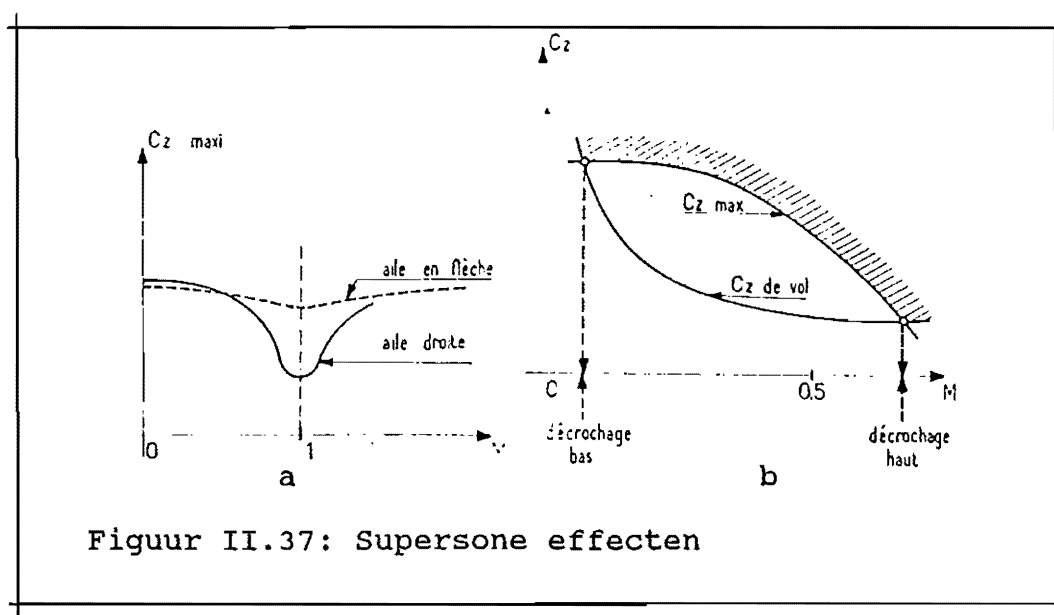
De rechte vleugel biedt voor lange vluchten en het snel manoeuvreren voordelen t.o.v. de vleugel met pijlstelling. De pijlvleugel is echter gunstiger voor het

vliegen op lage hoogte en bij supersone snelheden. Alleen een vleugel met veranderlijke geometrie combineert de voordelen van de twee vleugelsoorten.

II.6.3.2. Overgangsverschijselen

De overgang van subsoon naar supersoon gaat gepaard met een groot aantal verschijnselen, transone effecten genoemd, die te wijten zijn aan de verandering van gedrag van de luchtstroming. Twee effecten, vermindering van de maximale draagkrachtscoëfficiënt en het ontstaan van een schokgolf, leidden tot het idee van de pijlstelling.

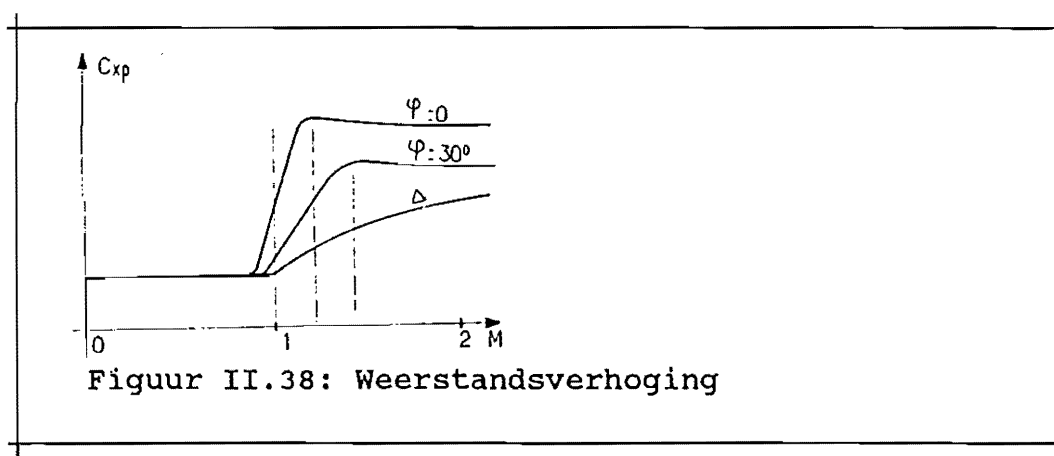
Figuur II.37.a toont de vermindering van de maximale draagkrachtscoëfficiënt bij de overgang van 1 Mach aan. Om bij 1g te vliegen is er een bepaalde draagkrachtscoëfficiënt, die daalt met het toenemend Machgetal, nodig. Op figuur II.37.b zijn die twee kromme voorgesteld voor een



rechte vleugel. De kromme van $C_{z \text{ max}}$ snijdt de kromme van $C_{z \text{ 1g}}$ in twee punten. Het eerste punt, het lage snelheid afhakingspunt, is de minimale snelheid die met het vliegtuig gevlogen kan worden. Het tweede punt, het hoge

snelheid afhakingspunt, stelt de bekende 'geluidsmuur'. Het is hierdoor een aërodynamische onmogelijkheid supersoon te vliegen met een rechte vleugels, uitzondering de F-104. De maximale draagkrachtscoëfficiënt van een pijlvleugel neemt niet in zo'n mate af (figuur II.37.a) zodat er geen snijpunten zijn. Een vliegtuig met pijlvleugels kan dus de 'geluidsmuur' doorbreken.

Een ander verschijnsel die voor narigheid zorgt bij de overgang naar het supersonisch regime en bij het supersoon vliegen is de schokgolf. Over deze schokgolf is er veel te vertellen maar het gevolg dat die ontwikkeling van de pijlvleugel stimuleerde is de resulterende toename in weerstandskracht. Zoals het weergegeven is in figuur II.38 heeft de pijlstelling van een vleugel minder extra weerstand.



II.6.3.3. De combinatie

Een ander voordeel van de pijlvleugel is de kleine gevoeligheid aan de variatie van de aanvalshoek. Deze eigenschap maakt hem bijzonder geschikt voor het vliegen op lage hoogtes daar hij minder te lijden heeft van turbulenties.

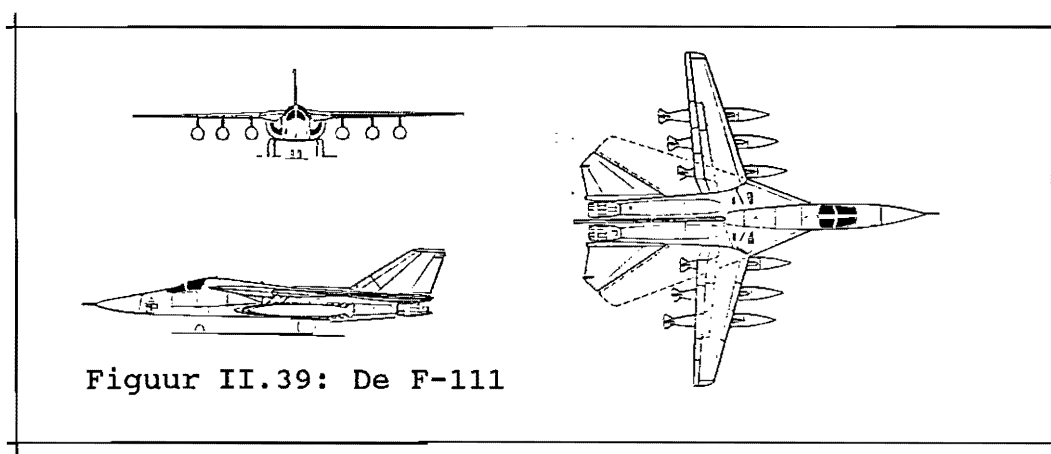
De pijlvleugel heeft echter twee grote nadelen. Ten

eerste is de doeltreffendheid van de roeren en kleppen sterk vermindert en ten tweede is de slankheid veel te klein.

De vermindering van de efficiëntie van de roeren is te wijten aan twee oorzaken. De lengte t.o.v. de relatieve wind waarover de roeren zijn blootgesteld is veel kleiner dan bij een rechte vleugel. Daarbij komt nog dat de afstand tot de romp, de hefboomsarm, veel kleiner is. Hierdoor is de manuvreerbaarheid rond de langsas sterk verminderd.

Daar de slankheid het kwadraat van de spanwijdte op het oppervlak is, is deze groter bij een rechte vleugel met eenzelfde oppervlak. Een grotere slankheid betekent een kleinere weerstand, zodat vliegtuigen met pijlvleugel niet ideaal zijn voor lange afstandsvluchten.

Nu kan er van een vliegtuig geëist worden dat hij een LLHS opdracht uitvoerensnel kan en ook zuinig lange afstanden moet overbruggen, vb. de F-111 (figuur II.39). Een regeling van de vleugelstand naargelang de vliegomstandigheden is hier de enige oplossing.



II.6.3.4. Slot

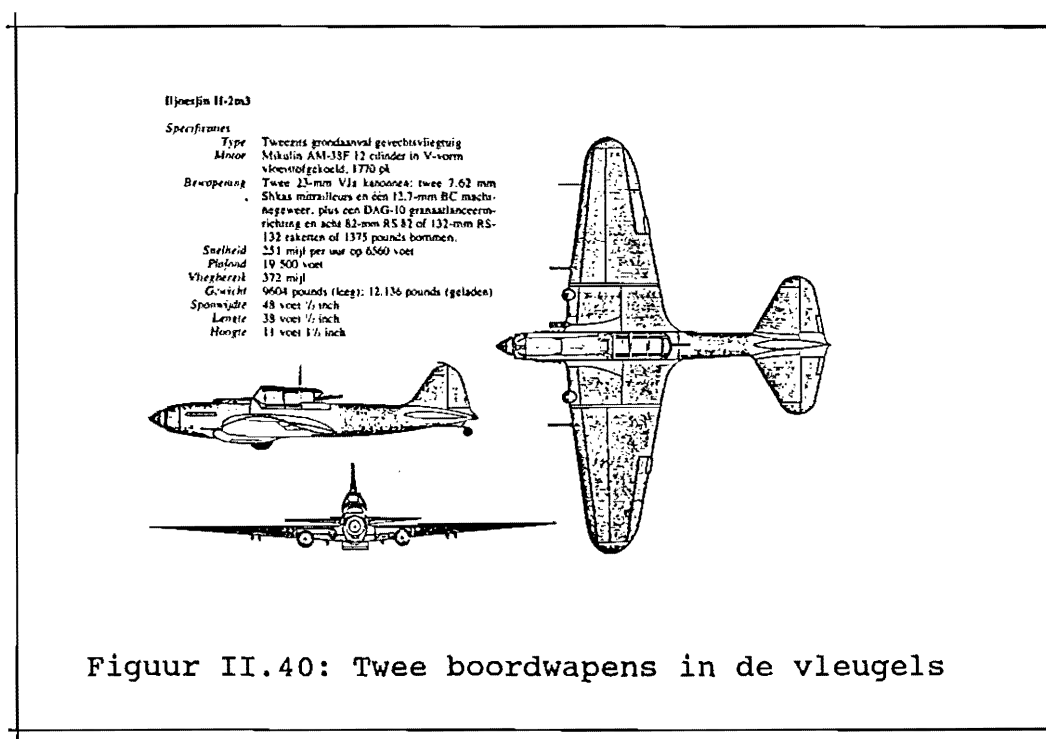
Het is niet de bedoeling de piloot te belasten met de regeling van de pijlstand maar wel dat dit volledig automatisch gebeurt. De inbouw van een 'Swing Wing' kost

enorm veel geld, zodat een onderzoek naar de noodzakelijkheid ervan meer dan wenselijk is.

II.6.4. Het 'Gun Compensation System'

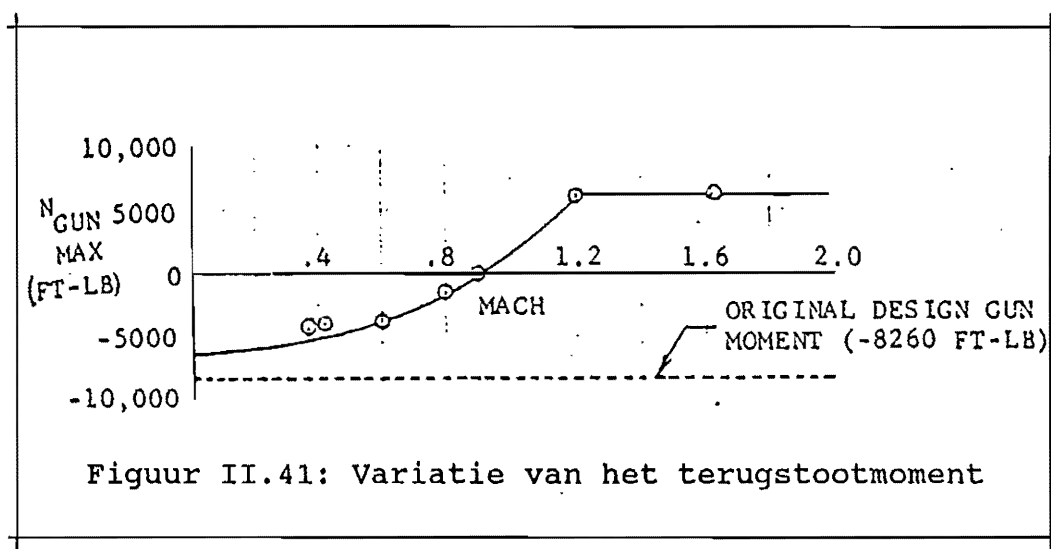
Tijdens het vuren met het boordkanon ondergaat het vliegtuig de reactiekracht ervan. Deze reactiekracht, te vergelijken met terugslag van een geweer, veroorzaakt een moment rond de assen en vermindert de doelmatigheid van het vliegtuig als wapenplatform. Een tegensturing van de piloot kan dit moment gedeeltelijk compenseren maar een tegenactie door een computer kan de vuurprecisie nog verbeteren.

De klassieke ontwerpoplossing voor het compenseren van dit moment is het inbouwen van twee identieke kanonnen symmetrisch t.o.v. de langsas (figuur II.40). Door de verruimde kennis van de ballistiek en de verbetering van



het kruit is het mogelijk lichte en vuurkrachtige kanonnen te maken. Het installeren van twee boordwapens is hierdoor overbodig. De oplossing door het centraal plaatsen van het kanon is soms onmogelijk en dus moest er een andere oplossing gevonden worden.

Het 'Gun Compensation System' (GCS), een regelaar die het gecreëerd moment compenseert, vormt de oplossing. Een GCS zal, rekening houdend met de variatie van het terugstootmoment i.f.v. het machgetal (figuur II.41), tijdens het vuren m.b.v. het richtingsroer een geschikt tegenmoment creëren.



Een normaal FBW-systeem reageert in dit geval te fel omdat het kanon, dat niet evenwijdig met de langsas opgesteld wordt, en het reagerend richtingsroer een zijdelingse kracht creëren. Deze kracht zorgt ervoor dat het vliegtuig lateraal beweegt en dit veroorzaakt een overreactie van de slipsensor. Tijdens het vuren dient hierdoor het normale FBW-circuit kortgesloten te worden. De traagheid van het systeem kanon-vliegtuig maakt een vertraging van ongeveer een tiende van een seconde op de uit- en herinschakeling van de FBW na het vuurbevel van de piloot noodzakelijk.

Alhoewel de zijdelings verplaatsing van het vliegtuig geen grote hinder voor de piloot vormt, zou de vuurprecisie nog vergroot worden door het plaatsen van een verticale 'Canard' die de laterale kracht compenseert.

Een GCS zorgt dat de piloot tijdens het vuren geen compenserende stuurbevelen dient te geven. Zijn ganse concentratie kan gebruik worden voor het vernietigen van zijn doel. Niet alleen is de compensatie van een GCS beter dan een manuele maar tevens verlicht het de taak van de piloot.

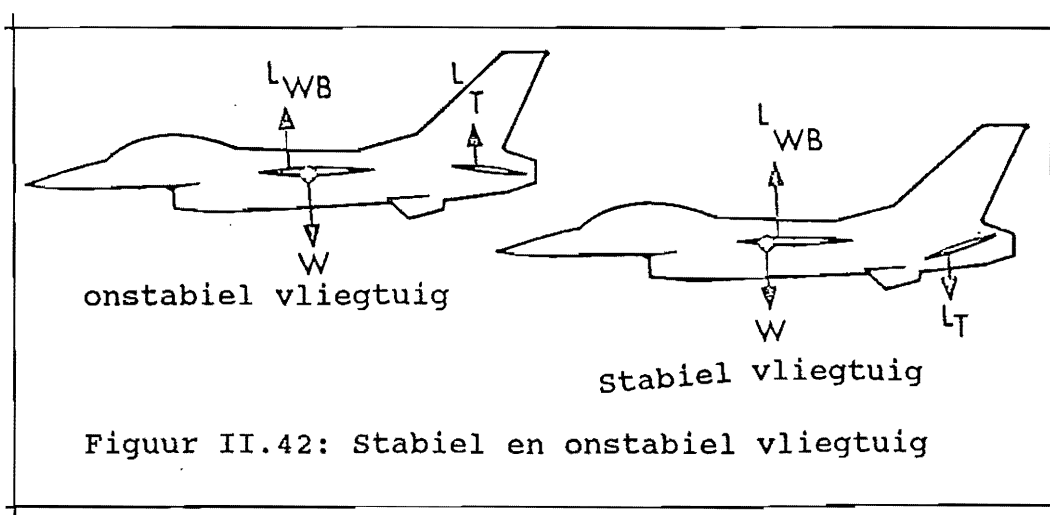
II.6.5. De 'Relaxed Static Stability'

II.6.5.1. Inleiding

In de paragraaf I.3.5. werd de stabiliteit van vliegtuigen besproken. Daarin werd gezien dat een stabiel vliegtuig veel gemakkelijker te vliegen is. Een onstabiele configuratie biedt echter grote voordelen.

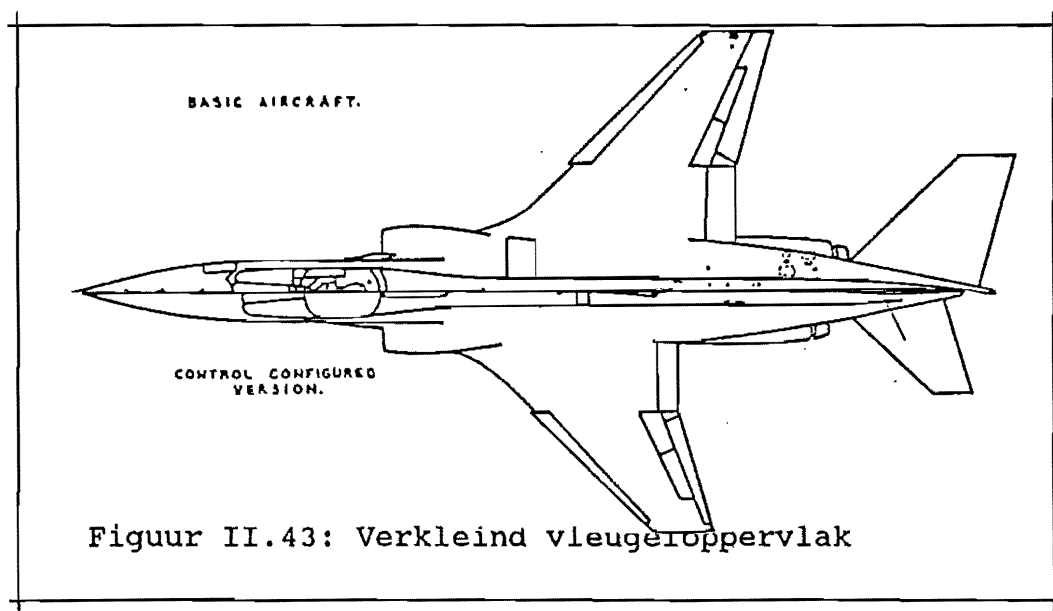
II.6.5.2. De voordelen van een onstabiel vliegtuig

Figuur II.42 toont de vergelijking tussen vliegtuigen



met een stabiel en een onstabiel evenwicht. De voordelen blijken duidelijk uit deze figuur. Bij een onstabiel toestel wordt de draagkracht, ontwikkelt door het staartvlak ter compensatie van het stampmoment, opgeteld bij de draagkracht van de vleugel, in tegenstelling tot het stabiel concept. De bereikbare maximale draagkracht kan zo tot 12% toenemen.

Door deze positieve bijdrage van het staartvlak aan de draagkracht kan het vleugeloppervlak verkleind worden (figuur II.43). Deze vermindering heeft een verminderde weerstand tot gevolg wat dan weer een lager verbruik als resultaat heeft. Een lager verbruik betekent, het sneeuwbaaleffect, een lager gewicht dat een kleiner vleugeloppervlak vereist.



II.6.5.3. Beperkingen

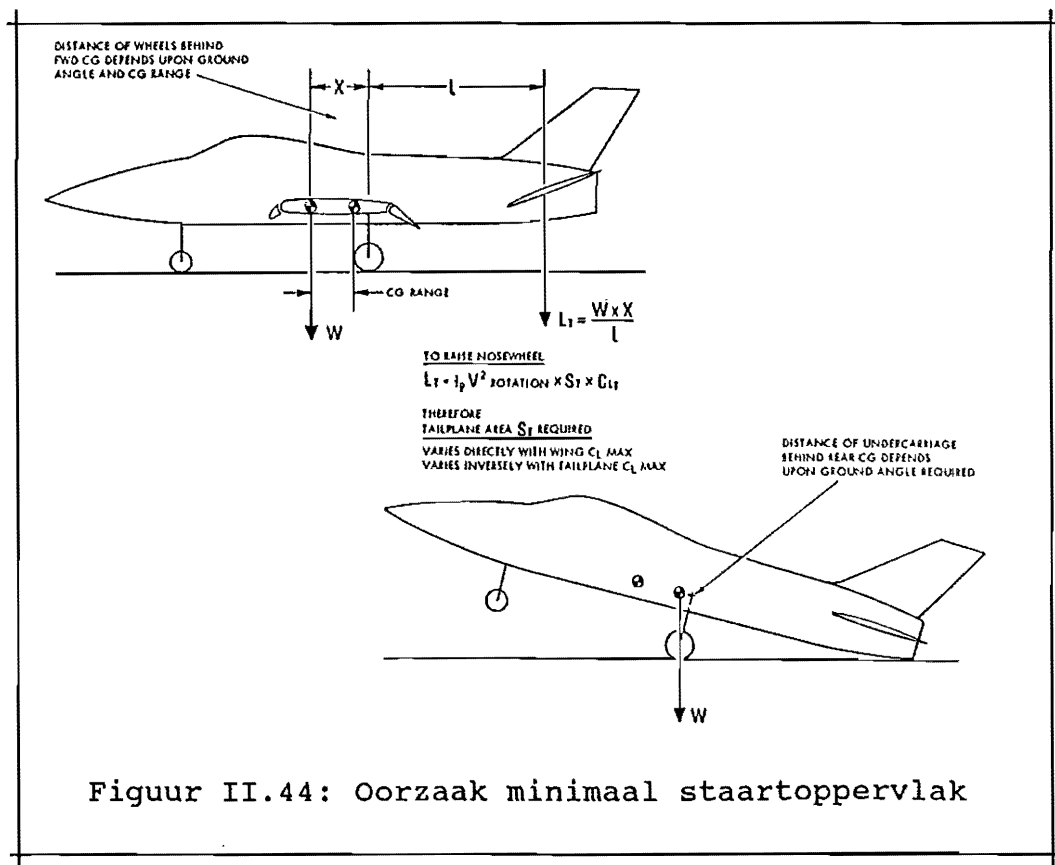
Het is duidelijk dat het vleugel- en staartoppervlak niet onbeperkt verkleind kunnen worden. Een deel van het gewicht is onmogelijk te verminderen, o.a. het gewicht van de piloot, instrumenten en de 'payload', en hiervoor dient

een zekere draagkracht geleverd te worden. Er bestaat een minimale verhouding tussen de oppervlaktes van de vleugel en de staart om een zekere speling op de ligging van het zwaartepunt toe te laten. Deze verhouding kan bepaald worden a.d.h.v. van vier beperkingen (figuur II.44).

De eerste beperking wordt opgelegd door de voorwaarde dat het vliegtuig getrimd dient te worden bij maximale draagkracht. Het stampmoment gecreëerd bij het aanwenden van de grootst mogelijke draagkracht dient gecompenseerd te worden door een moment opgewekt door het staartvlak (limiet D).

Bij aanwending van de minimale draagkracht moet het staartvlak in staat zijn het vliegtuig te trimmen. Deze mogelijkheid tot trimmen moet opgaan voor zowel een stabiele als onstabiele configuratie (limiet B).

Zoals figuur II.44 het aantoont moet het staartvlak



in staat zijn om de neus van het vliegtuig op te richten bij de start. Het zwaartepunt ligt op een zekere afstand van het achterste landingswiel om het omkantelen te voorkomen. Het staartvlak moet een voldoende groot moment bij de rotatiesnelheid, snelheid waarbij de piloot de neus van het vliegtuig opricht, creëren om te kunnen opstijgen (limiet A).

Het verschil tussen de twee configuraties wordt gevormd door limiet C. Een stabiel vliegtuig moet niet alleen voldoen aan voorwaarden van het rotatieevenwicht maar eveneens moet het stabiel zijn.

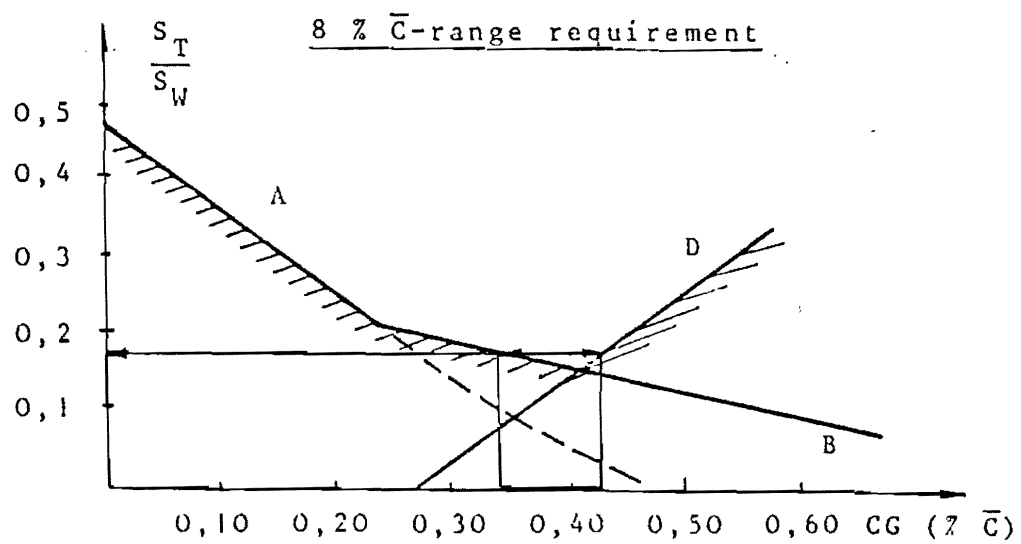
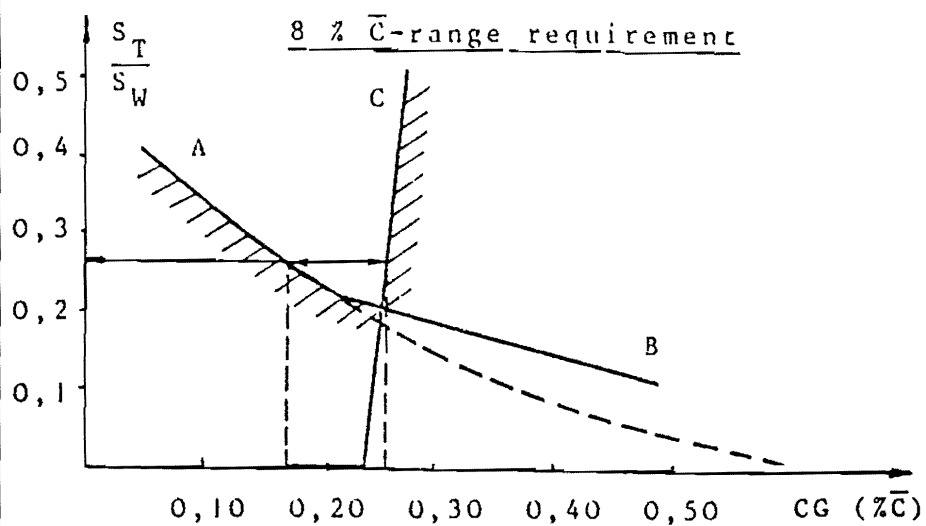
Met een speling van 8% op de ligging van het zwaartepunt toont figuur II.45 aan dat het mogelijk is een reductie van ongeveer 35% van de oppervlakteverhouding staart/vleugel te bekomen.

II.6.5.4. De F-16 CCV/RSS

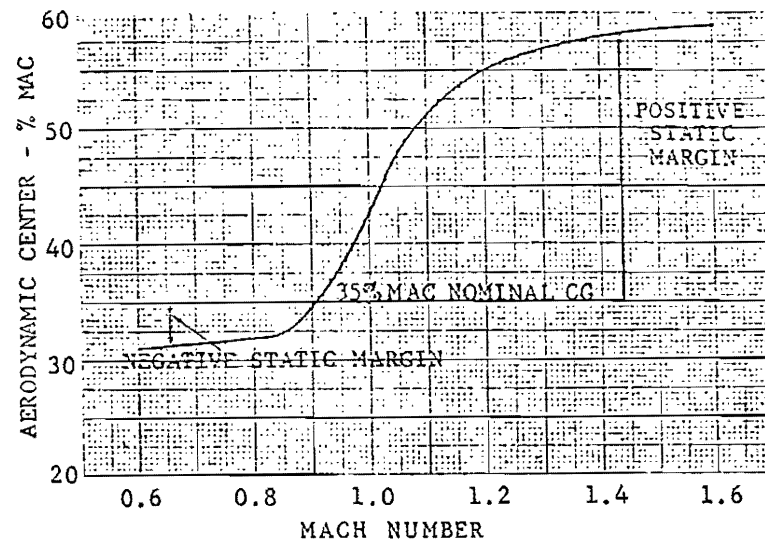
Een deel van het testprogramma F-16 CCV/RSS werd gespendeerd aan een onderzoek van de mogelijkheden van de 'Relaxed Static Stability' (RSS). Tijdens deze test werd de invloed van de ligging van het zwaartepunt op de performanties nagegaan.

Het brandpunt verplaatst zich bij een verhoging van het Machgetal naar achteren (figuur II.46). Het is hierdoor mogelijk dat een subsonisch onstabiel vliegtuig stabiel wordt in het supersoon domein. Het F-16 concept is op dit principe van RSS gebaseerd.

De overgangssnelheid werd zo gekozen, 0.91 Mach, dat de F-16 in zijn meest gebruikt domein een quasi neutrale stabiliteit bezit. Zodoende is de staartuitslag om te manoeuvreren klein en hierdoor vermindert de weerstandtijdens manoeuvres. Het bijkomend voordeel is dat de maximale roeruitslag geen beperkende factor is tijdens het manoeuvreren (dit tot Mach 1.4 op hoogtes onder de 13.



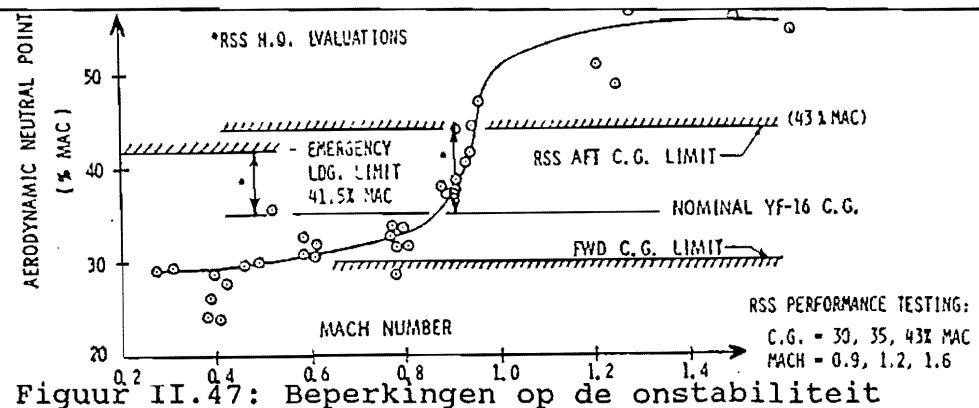
Figuur II.45: De dimensioneringsdiagrammen



Figuur II.46: Stabiliteitsvariatie

km).

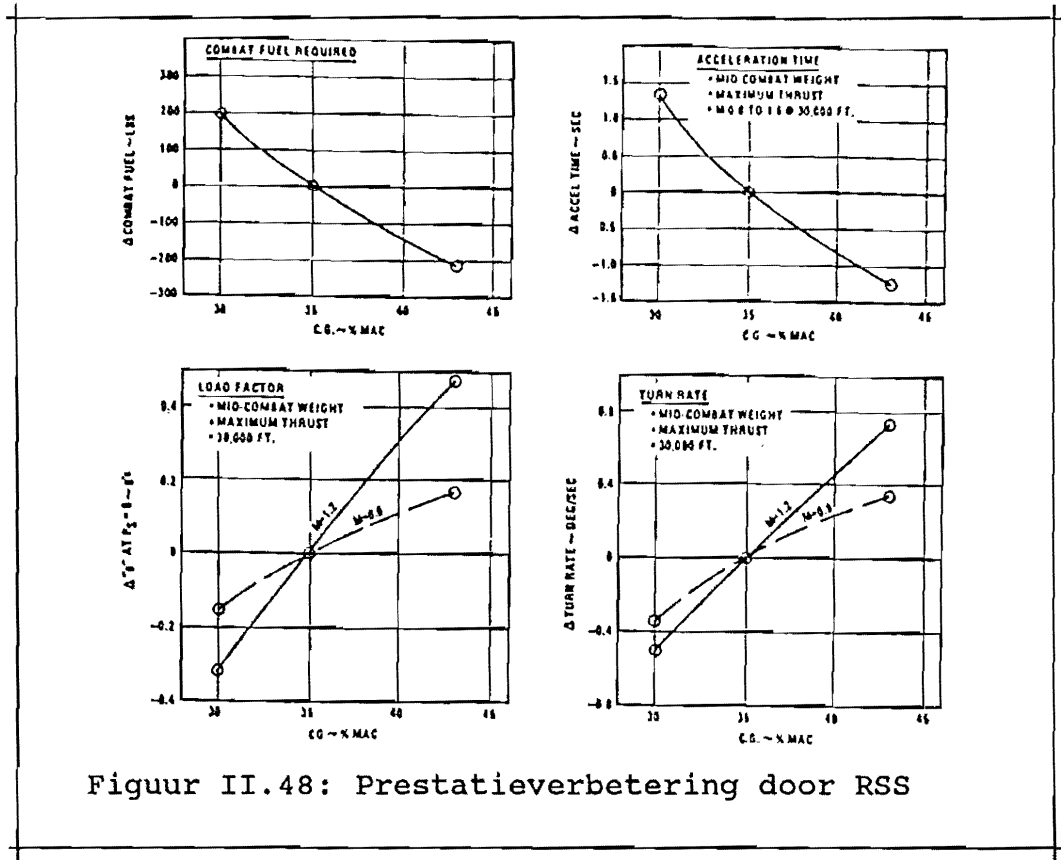
De bedoeling van het F-16 CCV/RSS-programma was na te gaan wat de grenzen van de ligging van het zwaartepunt zijn. Hiervoor werden de brandstoftanks gecalibreerd zodat d.m.v. het overpompen van brandstof het zwaartepunt bepaald kan worden. Vanaf een zwaartepuntsligging op 39% van de koorde werd de landing bemoeilijkt, zeker in turbulenties (figuur II.47). Landen met een zwaartepunt op 41.5% werd



Figuur II.47: Beperkingen op de onstabiliteit

als limiet aanzien, terwijl vliegen met 43% de limiet vormde omdat de bestuurbaarheid sterk afnam.

Als een standaard F-16 als vergelijking genomen wordt dan is op figuur II.48 een grote verbetering van de



Figuur II.48: Prestatieverbetering door RSS

prestaties te zien. De drie configuraties 30%, 35% (standaard F-16) en 43% werden getank om dezelfde actieradius te bezitten. Bij een kleiner verbruik kan het onstabiel vliegtuig toch beter accelereren, sneller draaien en een grotere belastingsfactor verdragen. Het is duidelijk dat het onstabiel vliegtuig superieure kwaliteiten bezit.

II.6.5.4. Het staartloos vliegtuig

De algemene gedachtengang is dat het staartvlak dient om een vliegtuig zijn nodige stabiliteit te geven m.a.w.

dat het dient om het vliegtuig te trimmen en te controleren rond de dwarsas. Het is echter de relatieve ligging van het zwaartepunt t.o.v. het brandpunt die de stabiliteit bepaald. Er valt niet te miskennen dat het staartvlak een invloed op de stabiliteit heeft maar geen die niet door een herschikking van het zwaartepunt niet te bereiken is.

Aangezien een staartvlak weerstand biedt en niet noodzakelijk is, leidt dit tot een staartloos ontwerp. In kruisregime is de stabiele vliegende delta, vb. de Concorde, een vliegtuig met uitstekende eigenschappen maar bij lage snelheden is deze configuratie nadelig. Het gebruik van 'Trailing Edge Flaps' is niet mogelijk omdat er niets is die hun stampmoment compenseren kan. Het trimmen van andere draagkrachtverhogende elementen kan slechts gebeuren door een positieve uitslag van de 'Elevelons', roeren die zowel als hoogte- als rolroer dienen, wat een liftvermindering tot gevolg heeft. Een onstabiele, traagvliegende delta heeft dit nadeel niet, daar een negatieve uitslag vereist is en dit een extra 'Lift' levert.

II.6.5.5. Slot

Het is duidelijk dat een onstabiel vliegtuig grotere vliegkwaliteiten bezit. De aanwending van RSS in een ontwerp levert een heleboel voordelen op maar er is wel een betrouwbaar FBW-systeem nodig want een eventueel uitvallen ervan betekent een crash.

II.6.5.6. Numeriek voorbeeld

Een regelaar voor het verhogen van de stabiliteit is meestal van het modale type. In het voorbeeld wordt de matrici le voorstelling uit bijlage A genomen. Een analyse van de eigenwaarden van de matrix A geeft de volgende

resultaten :

$$\begin{aligned}\lambda_1 &= - 7,6662 \\ \lambda_2 &= 5,4520 \\ \lambda_3 &= 0,0000 \\ \lambda_4 &= - 20 \\ \lambda_5 &= - 20\end{aligned}$$

De eerste twee eigenwaarden duiden op een onstabiele korte-periode beweging. Dit was te verwachten, aangezien het een matrici le voorstelling van de F-16 bij 0,6 Mach is en dit vliegtuig een RSS heeft (zie paragraaf II.6.5.4.). De derde eigenwaarde betekent dat er geen demping is op de 'pitch attitude' mode. De laatste twee eigenwaarden zijn de dempingen van de roeren en kleppen.

Voor een SAS voor dit vliegtuig zijn de volgende eigenwaarden gewenst :

$$\begin{aligned}\lambda_1 &= - 5,6 + 4,2i \\ \lambda_2 &= - 5,6 - 4,2i \\ \lambda_3 &= - 1 \\ \lambda_4 &= - 19 \\ \lambda_5 &= - 19,5\end{aligned}$$

De eerste twee gewenste eigenwaarden zijn de vertaling van een systeem met een gereduceerde dempingscoëfficiënt van 0,8 en een eigenpulsatie van 7 rad/s. Deze waarden worden gekozen om te voldoen aan de eisen van een categorie A niveau 1 vlucht (MIL-F-8785C) d.w.z. een niet-terminale vluchtfase met snelle manoeuvres voor precisieachtervolgingen. De andere eigenwaarden zijn arbitrair gekozen.

De berekening en het gebruik van deze modale regelaar gebeurt in paragraaf II.6.7.6.

II.6.6. Bijzondere bewegingsmogelijkheden

II.6.6.1. Inleiding

De mogelijkheden die het gecombineerd gebruik van kleppen en roeren bieden, werd na de invoering van het FBW-systeem snel uitgebuit. Na een experimentele periode werd de verworven kennis aangewend voor onconventionele ontwerpen. De 'Direct Lift Controls' (DLC) en de 'Direct Sideforce Controls' (DSFC) vormden de directe aanlopen voor de besturing met zes vrijheidsgraden.

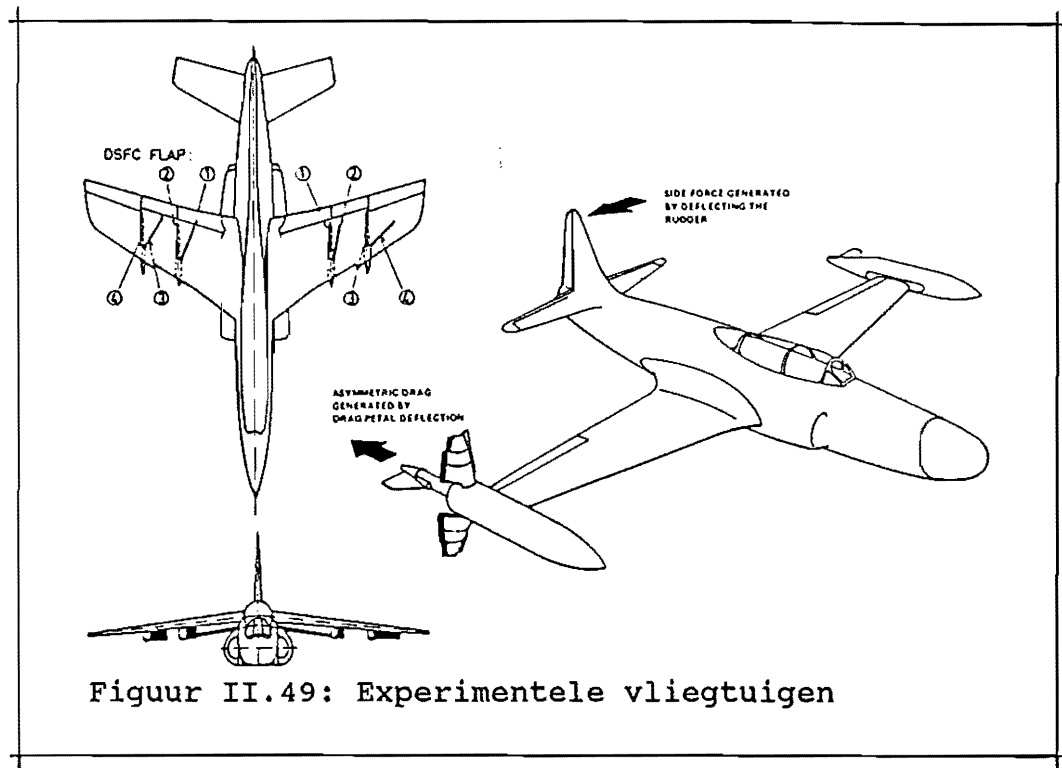
II.6.6.2. De 'Direct Sideforce Control'

Een neveneffect van het richtingsroer is de creatie van een zijdelingse kracht. Deze kracht werd vroeger als nadelig beschouwd. Het proberen uit te buiten van deze kracht leidde tot de ontwikkeling van de DSFC.

Een DSFC tracht het koppel van het richtingsroer tegen te gaan of een zijdelingse kracht te creëren en het parasitair moment te compenseren m.b.v. het richtingsroer. Een voorbeeld van de eerste filosofie vormt het experiment met een T-33 (figuur II.49.a). Een Alpha Jet met 'Split Pylons' vormt een toepassing van het tweede idee (figuur II.49.b).

Het verschil met de zes vrijheidsgradenbesturing ligt bij regelwetten. Deze waren bij deze experimenten heel elementair zodat er nog geen sprake was van een echte optimale controle.

Een recente toepassing van deze technologie vormt de B-2. Deze bommenwerper gebruikt het idee van de T-33 maar wel in de omgekeerde zin. I.p.v. het moment van het richtingsroer tegen te gaan door een weerstandsverhoging aan één kant van de vleugel gebruikt hij deze weerstandsverhoging voor zijn stabiliteit en sturing. Om de

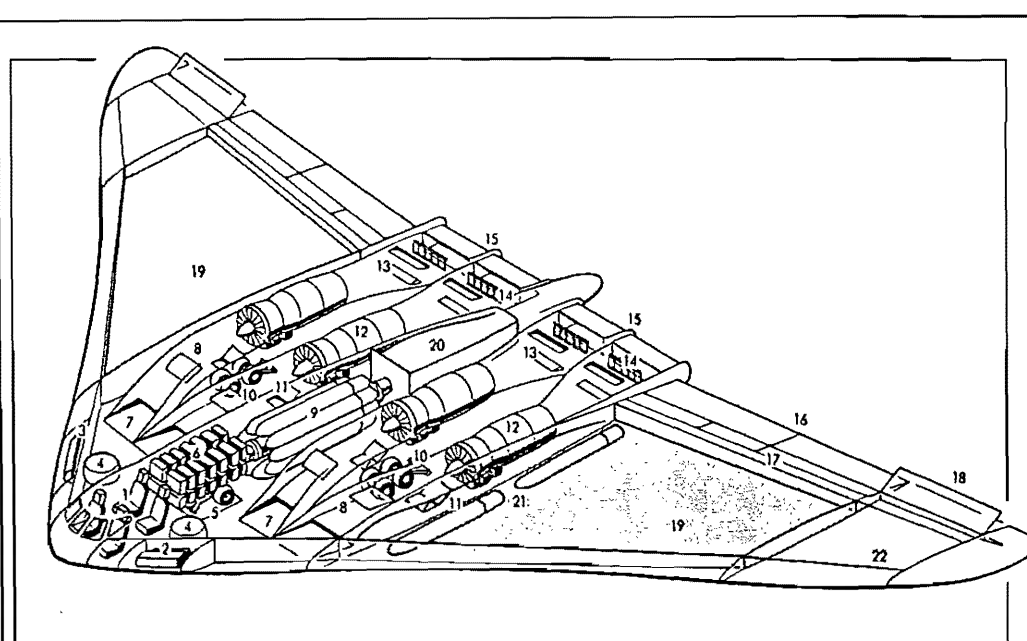


detectie zo klein mogelijk te maken werd er geopteerd voor een vliegende vleugel zonder richtingsroer. De vliegende delta bezit door zijn pijlstelling een weinige maar onvoldoende richtingsstabiliteit. Door op het principe van de remklep te steunen is het mogelijk m.b.v. een directionele SAS toch voldoende stabiliteit te verkrijgen (figuur II.50).

II.6.6.3. De 'Direct Lift Control'

'Flaps' hebben als voornaamste eigenschap de draagkracht van een vleugel te beïnvloeden. Het is dus mogelijk om m.b.v. kleppen de stijghoek te controleren. Dit idee ligt aan de grondslag van de DLC.

Tijdens de naderingsprocedure moet van een aanvangshoogte afgedaald worden naar de landingshoogte. Deze daling moet met een bepaalde precisie gebeuren omdat



Internal layout of the ATB, as I conceive it, shows that most of the center-section is likely to be taken up by the engines, crew station and weapons bay. Concealing the engines effectively, while ensuring that they operate efficiently, is one of the challenges facing the designer of a Stealth aircraft. (Michael A. Badrocke)

KEY

- 1 Four-man crew
- 2 Covert strike radar
- 3 Electronic warfare antennae
- 4 Retractable packs for FLIR and laser radar systems
- 5 Nose-wheel bay
- 6 Shielded avionics bay
- 7 Completely flush ventral inlets
- 8 Serpentine, RAM-treated duct with internal streamwise baffles
- 9 Common Strategic Rotary Launcher (eight cruise missiles or B83 thermonuclear gravity weapons)
- 10 Main landing gear
- 11 Auxiliary air inlets
- 12 Four modified General Electric F101 engines
- 13 Auxiliary inlets for IR suppression
- 14 Absorbent baffles for IR and radar suppression
- 15 Two-dimensional vectoring/reversing nozzles
- 16 Flaperons, possibly with flexible covering
- 17 Roll/lift-dump spoilers
- 18 Split wing-tip surfaces function as elevators, rudders and air brakes
- 19 Wing fuel tanks
- 20 Fuselage fuel tank
- 21 Possible conformal carriage of Advanced Cruise Missiles
- 22 External RAM

Figuur II.50: Voorontwerp B-2

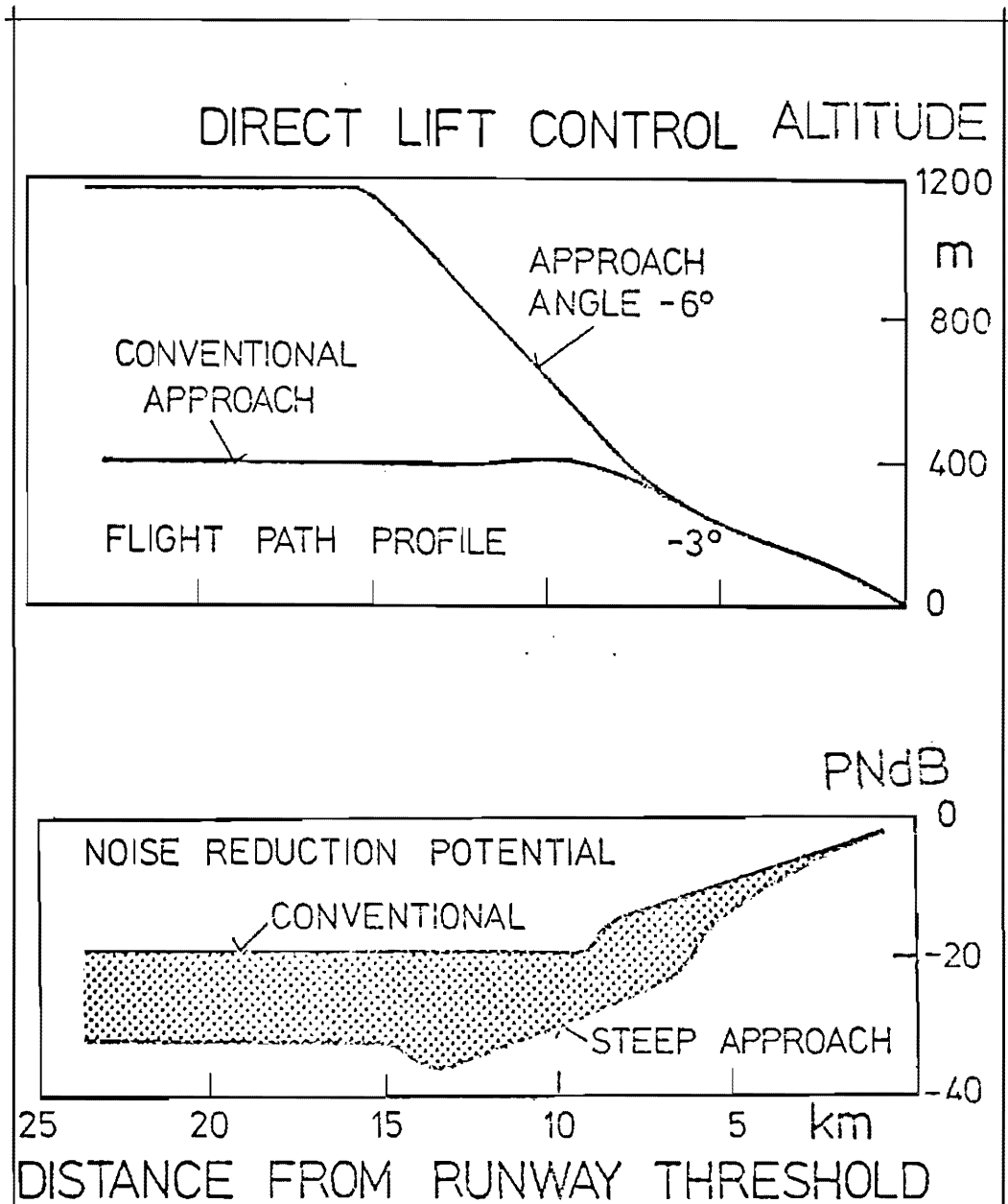
op het einde van de nadering het vliegtuig met weinig correcties moet landen en dit eventueel bij nulzicht. Indien het vliegtuig bestuurd wordt met de roeren en de kleppen enkel dienen om in een vadtgestelde stand de juiste draagkracht te creëren dan is de daalhoek 3° . Door het gebruik van de kleppen als actief gestuurde elementen kan met behoud van de precisie een daalhoek van 6° gebruikt worden.

Het voordeel van deze grotere daalhoek is een vermindering van het lawaaihinder (figuur II.51). Dit komt doordat het vliegtuig hoger zich boven de grond bevindt. Op 1000m van de landingsbaan zit een vliegtuig met een DLC-systeem meer dan twee maal hoger dan een vliegtuig zonder.

Een ander voordeel van het gebruik van DLC is een zachtere landing of 'Touch Down'. De huidige landingsgestellen verslijten het meest tijdens het taxiën maar de schokken tijdens het landen verhinderen een optimalisatie voor het rijden op de grond. Indien de schokken door de landing gevoelig verminderen, is een verbetering van het landingsgestel mogelijk en daaruit voortvloeiend een vermindering van zijn gewicht.

II.6.6.4. Slot

Een beter gebruik van de stuulementen biedt voordelen qua optimalisatie van het ontwerp en qua vermindering van de geluidshinder. Een volledige benutting van de hoofdeigenschappen en de neveneffecten wordt gedaan in de besturing met zes vrijheidsgraden.



**Figuur II.51: Vermindering lawaaihinder
door toepassing van DLC**

II.6.7. De besturing met zes vrijheidsgraden

II.6.7.1. Inleiding

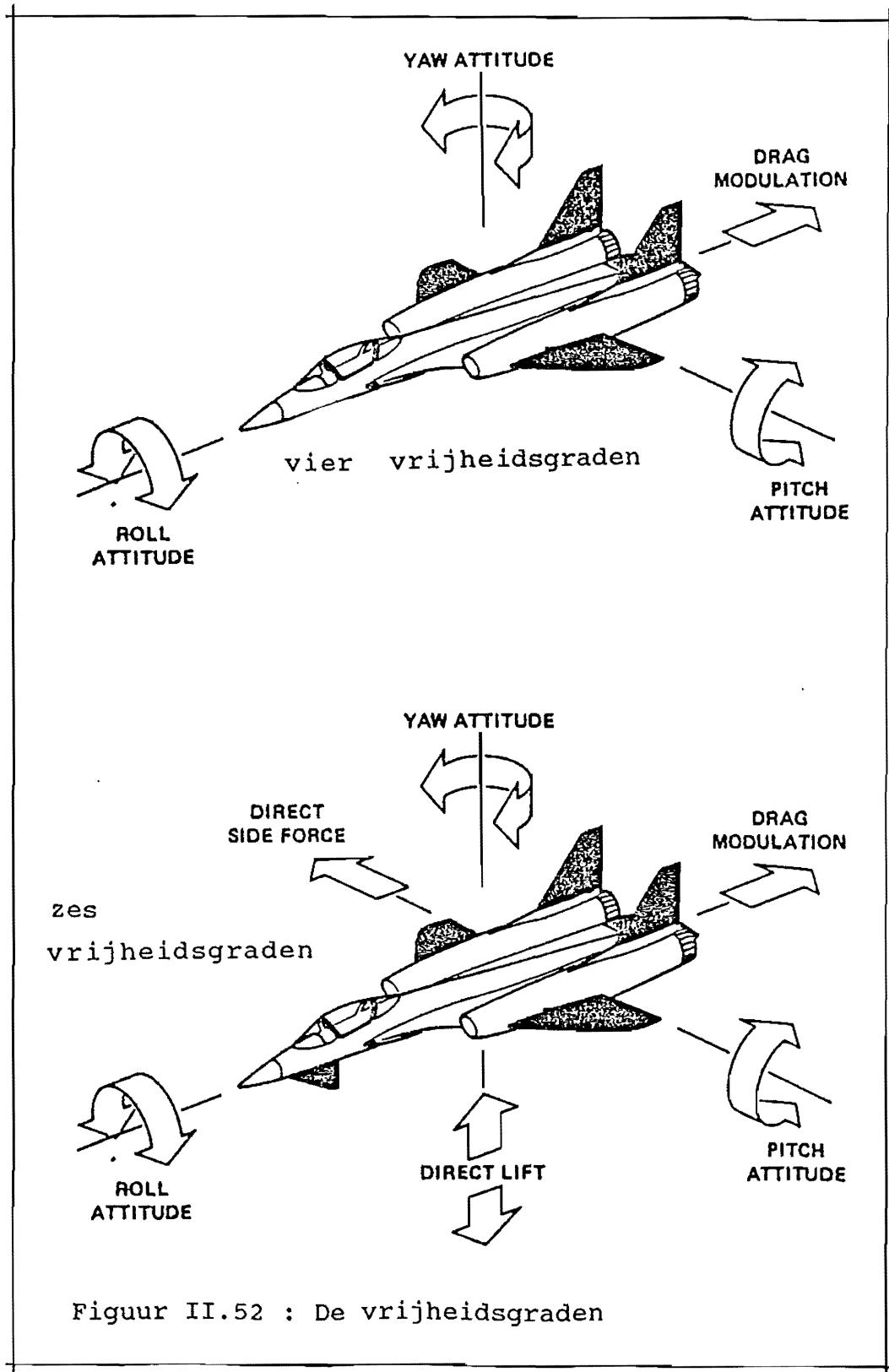
Een piloot kan een klassiek vliegtuig controleren rond de drie assen en volgens de langsas. Door het exploiteren van de neveneffecten van roeren en kleppen en door het kiezen van de juiste regelwetten is het mogelijk een beweging langs de topas en de dwarsas te bekomen.

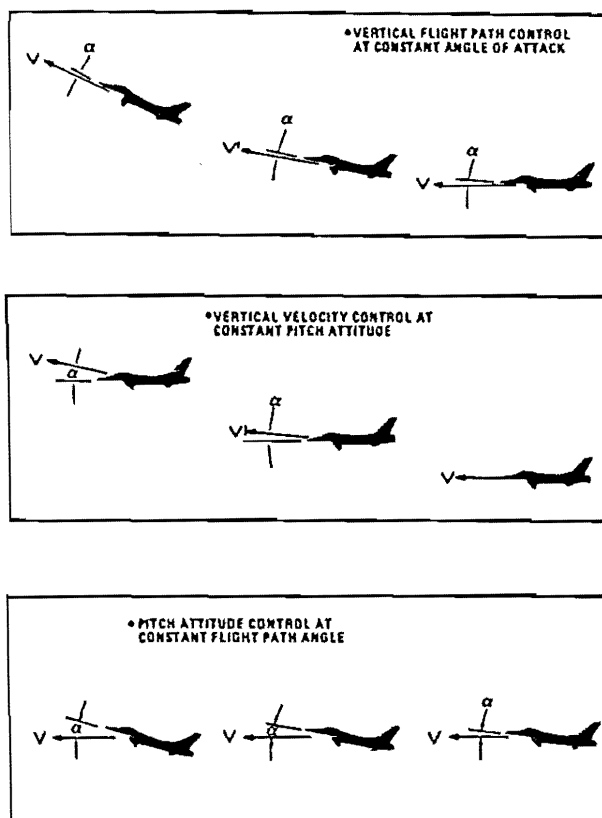
II.6.7.2. Andere bewegingsmogelijkheden

Figuur II.52 heeft de voorstellingen van een besturing met vier vrijheidsgraden en één met zes vrijheidsgraden. De mogelijke ontkoppeling van de toestandsveranderlijken die hieruit volgt, laat enkele nieuwe bewegingen toe.

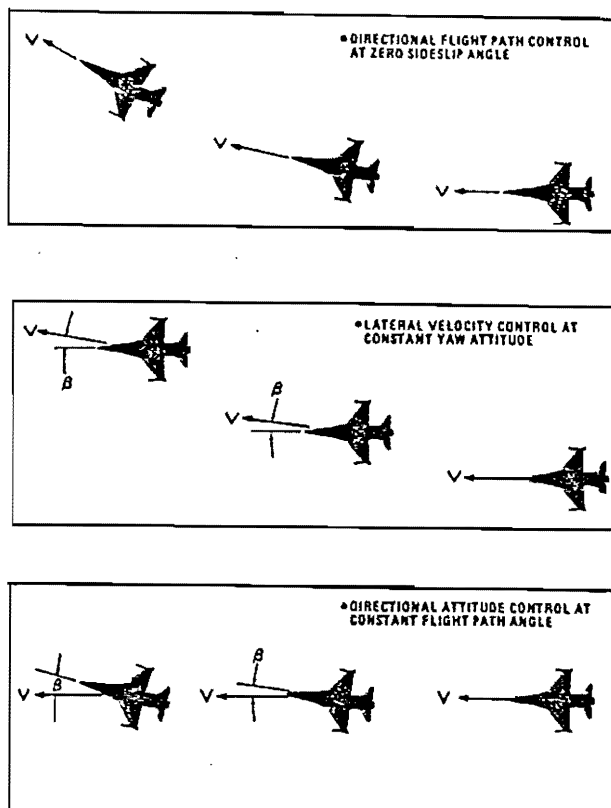
De eerste groep zijn de 'Direct Force Modes'. Dit betekent het manoevreren bij constante aanvalshoek, 'Direct Lift' (mode A_N), of bij nulslip, 'Direct Sideforce' (mode A_Y). De 'Pointing Modes', de tweede groep, zorgen ervoor dat de piloot de neus van het vliegtuig kan richten zonder van zijn vluchtpad af te wijken. In deze groep wordt de longitudinale respectievelijk de laterale variëte de 'Pitch Pointing Mode' (mode α_1) en 'Yaw Pointing Mode' (mode β_1) genoemd. De derde groep wordt gevormd door de 'Vertical' (mode α_2) en de 'Lateral Translation Modes' (mode β_2). Bij deze bewegingen blijven de hoeken van het vliegtuig t.o.v. de aarde constant (figuren II.53 en 54).

Op figuur II.55 worden de verschillende bewegingen voorgesteld op een diagram draagkracht i.f.v. de aanvalshoek. De mode 'Manoeuver Enhancement' (ME) is een gesloten lus regeling met de directe krachtencontrole om de gewenste baan te bekomen. Bij de longitudinale ME wordt de DLC gebruikt om sneller de nodige draagkracht te bereiken en dit tot bijna 8g/s. De implementatie van deze mode

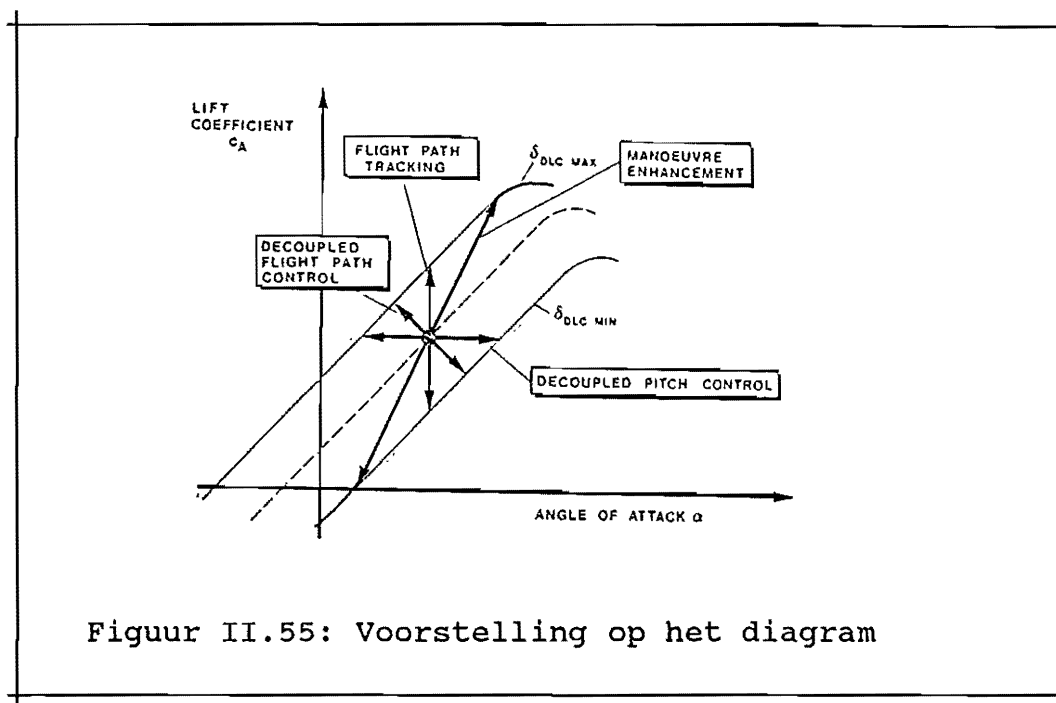




Figuur II.53: De longitudinale modes

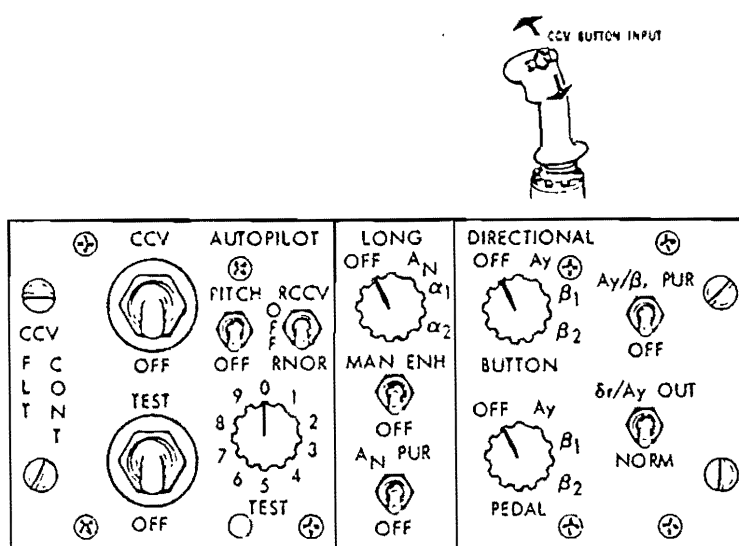


Figuur II.54: De laterale modes



biedt het bijkomend voordeel van een vermindering van de gevoeligheid voor gust. Bij de laterale variant hiervan wordt de DSFC gebruikt om de laterale acceleratie in de cockpit te minimaliseren. Hierdoor kan een vliegtuig sneller draaien met eenzelfde belasting van de piloot en dit tot $90^\circ/\text{s}$. Deze snelle draaibeweging kan bereikt worden doordat het vliegtuig een zo klein mogelijke rolbeweging maakt. Hierdoor wordt er geen tijd verloren met het overwinnen van de roltraagheid.

De bediening voor deze modes gebeurde in het testprogramma F-16 CCV m.b.v. een extra bedieningspaneel en een kleine stuurknop die bediend wordt met de duim (figuur II.56). Voor de controle van de sturing werd er een nieuwe digitale computer aan het bestaande FBW-systeem toegevoegd. Een uitvoerig testprogramma zou een automatische keuze van de modes naargelang de taak mogelijk maken.



Figuur II.56: De supplementaire stuurorganen

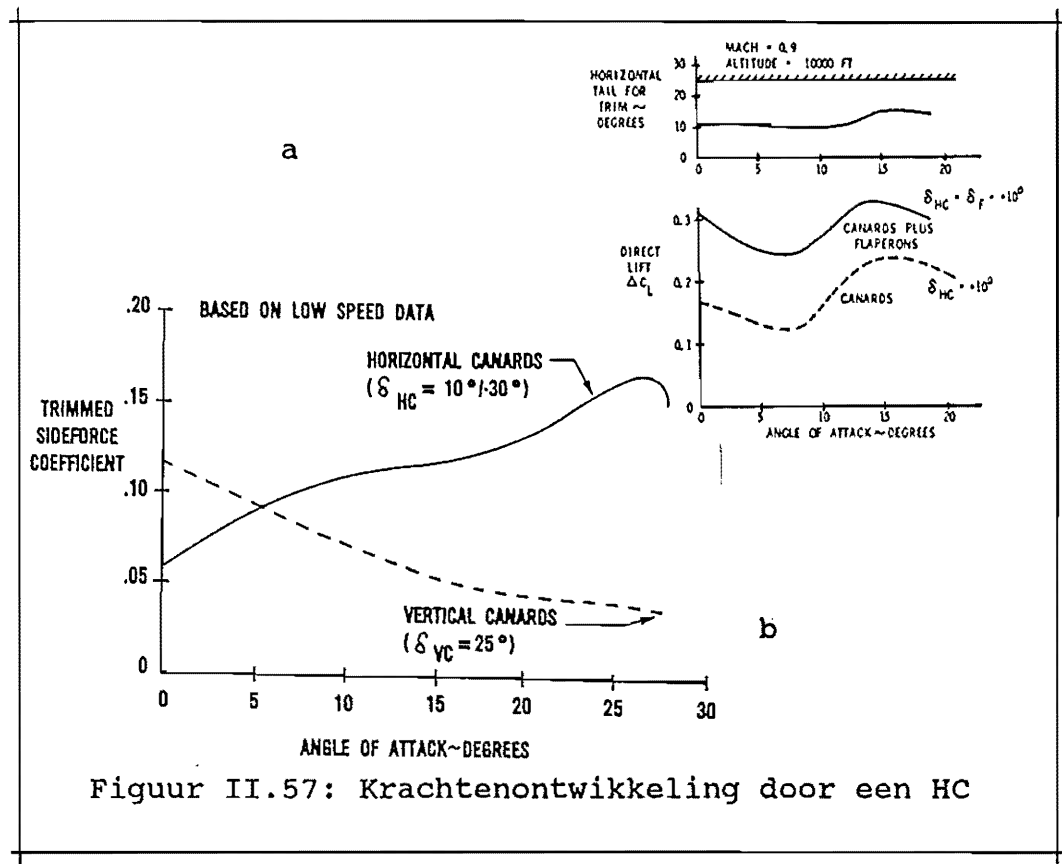
II.6.7.3. Nieuwe stuuerelementen

Deze nieuwe bewegingen zijn mogelijk door een juiste controle van de momenten rond en van de krachten volgens de drie assen. Met de conventionele besturingen, het hoogte- en richtingsroer, is het slechts mogelijk de momenten te beheersen. Het plaatsen van 'Canards' biedt de bijkomende mogelijkheid de krachten te beheersen.

In paragraaf I.2.5. werden de aërodynamische eigenschappen van de neusvleugeltjes besproken. Hetgeen hierna volgt is een vergelijkende studie tussen de verticale en de horizontale 'Canards'.

De voorwaarde om de nieuwe bewegingen te kunnen uitvoeren is een perfecte controlemogelijkheid van de krachten en momenten. Voor de beheersing van de zijdelingse krachten is het logisch een verticale 'Canard' (VC) aan te wenden. Deze 'Canard' heeft echter geen enkele invloed

volgens de topas zodat hiervoor ofwel 'Flaps' ofwel horizontale 'Canards' (HC) gebruikt dienen te worden. De HC kunnen dienen voor de DLC (figuur II.57.a) maar ook voor de DSFC (figuur II.57.b) en dit door de twee vlakken van de HC

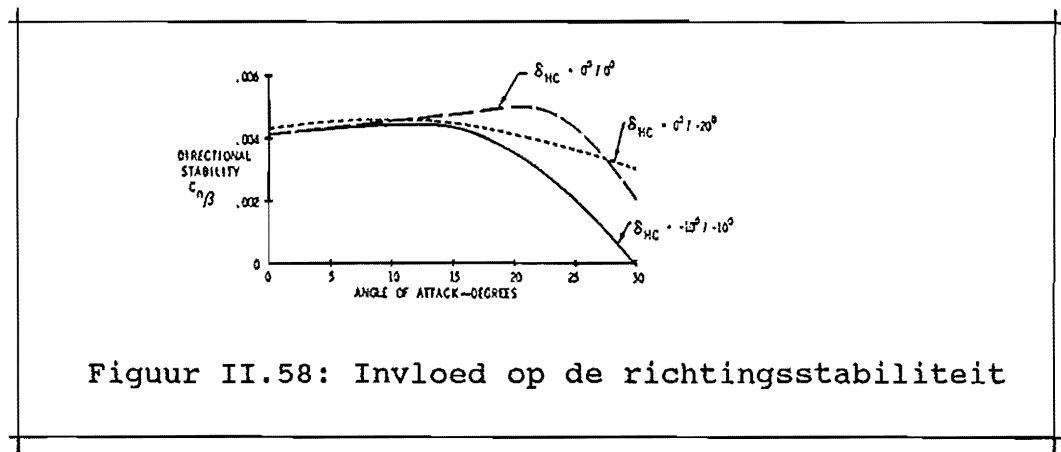


Figuur II.57: Krachtenontwikkeling door een HC

een verschillende roeruitslag te geven. Figuur II.57.b toont tevens aan dat de VC superieur is voor DSFC bij kleine aanvalshoeken en bij hoge snelheden, maar dat de HC beter is bij hoge aanvalshoeken.

Door het aanbrengen van extra stuurvlakken verandert de ligging van het brandpunt en hierdoor de stabiliteit van het vliegtuig. De invloed van een VC hierop is minimaal maar, een HC brengt een grote voorwaartse verschuiving van het brandpunt teweeg. Dit maakt het vliegtuig onstabiel, wat voordelig is (zie II.6.5), maar het aanwenden van een HC heeft een negatieve invloed op de richtingstabiliteit.

Bij grote aanvalshoeken verandert deze stabiliteit sterk met de variatie in roeruitslag (figuur II.58), dit verschijnsel werd niet vastgesteld bij de VC.

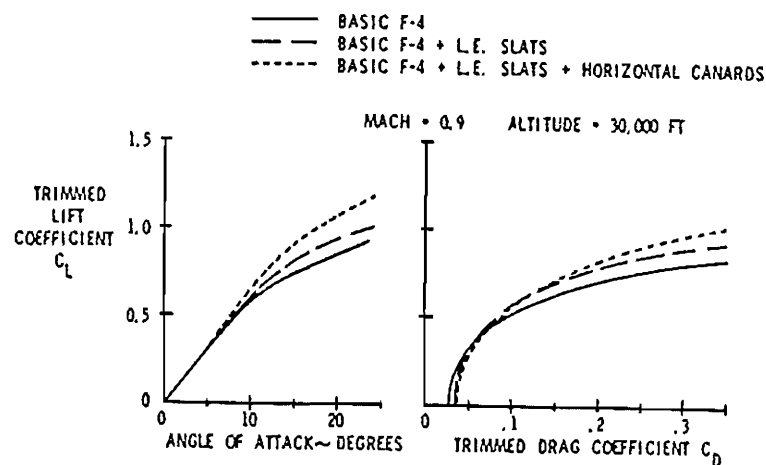


De inbouw van een verticale 'Canard' vraagt weinig extra werk. Het is mogelijk om hem, mits enkele kleine aanpassingen, te installeren op een bestaand ontwerp. Daar hij weinig invloed heeft op de vliegeigenschappen van het vliegtuig is een minimum aan windtunneltesten vereist. Het aanwenden van een HC brengt, door de grote invloed op de vleueleigenschappen en op de stabiliteit, een groot aantal windtunneltesten met zich mee. Het implementeren ervan vraagt een structurele herziening van het ontwerp rekening houdend met de ideale aërodynamische situering, het gezichtsveld van de piloot en de structurele belasting. Toch kan het gebruik van een horizontale 'Canard' voordelig uitvallen in een nieuw ontwerp. Een samenvatting van deze vergelijking wordt gegeven in figuur II.59 .

Zoals aangetoond werd met de F-16 CCV en de F-4 CCV is het goed mogelijk de logitudinale modes uit te voeren m.b.v. 'Flaps' en 'Slats'. Het gecombineerd gebruik van deze dispositieven met een HC levert extra voordelen op. Zo kan het een grotere directe draagkracht leveren met een kleinere trimming (figuur II.60.a). Dit voordeel werd grondig getest bij de F-4 CCV en toonde aan dat bij de ME-

ITEM	VERTICAL CANARDS	HORIZONTAL CANARDS
• Direct Lift	No Adverse Effects	Double Trimmed ΔC_L Available from the Trailing Edge Flaps
• Direct Side Force	Superior at High Speeds and Low α 's at Low Speed	Differential Deflection Provides Usable Control to High α
• Relaxed Longitudinal Stability	Small Fwd Aerodynamic Center Shift	Fwd ac Shift Plus Increased Control Power Yield ~ 10% MAC Additional RSS Capability
• Directional Stability	Generally Better at Critical High α 's	Strong Variation in Stability with Canard Deflection
• Airframe & Systems Changes	Easily Accomplished within the Capabilities of the Basic Fuselage	Requires Major Equipment Relocation and Structural Changes
• Wind Tunnel Testing	Within Scope of the Basic Program	Significant Additional Testing Required to Develop Configuration

Figuur II.59: Samenvattende tabel



Figuur II.60: Gecombineerd gebruik

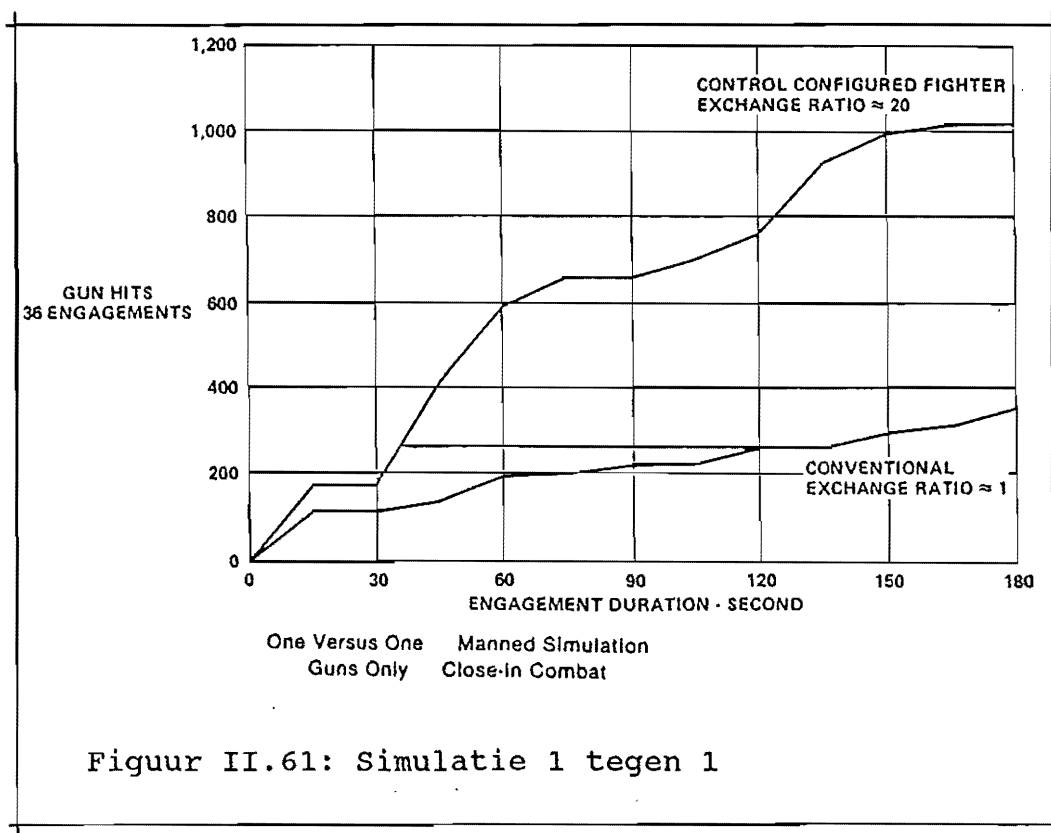
mode het bruikbare maneuvardomein vergroot werd. Een bijkomend voordeel was de verminderde weerstand bij hoge aanvalshoeken (figuur II.60.b) wat de SEP ten goede komt.

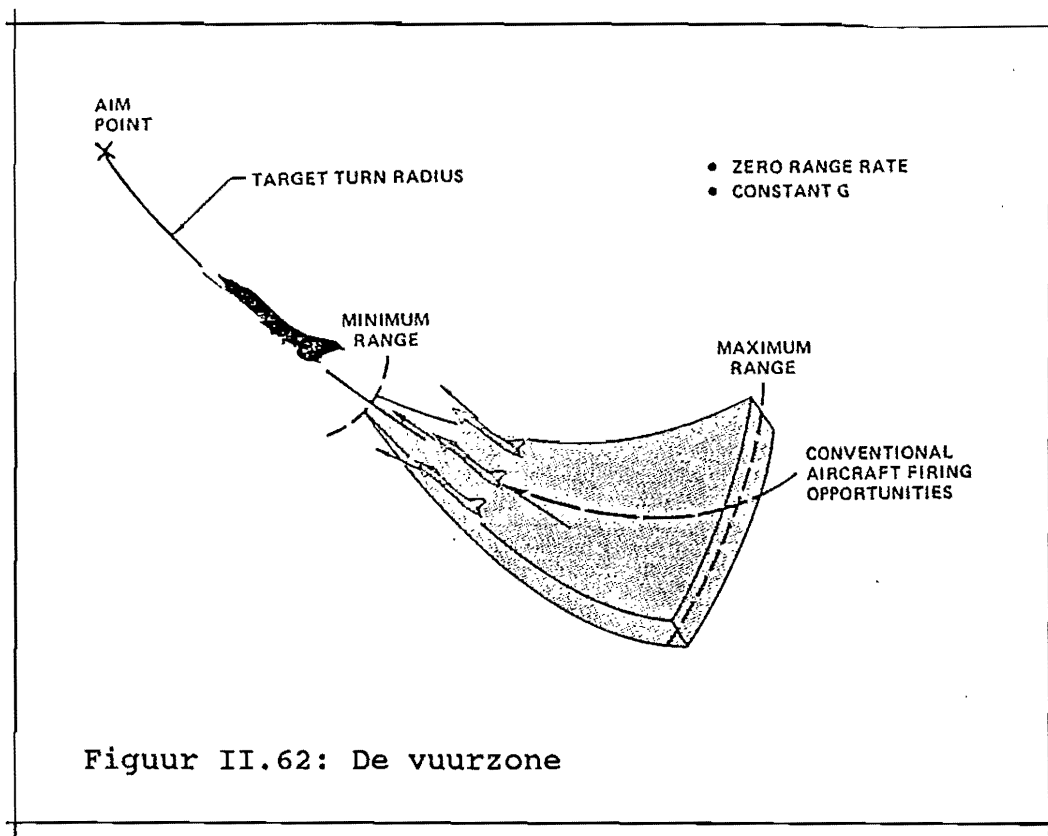
II.6.7.4. Gevechtswaarde van de nieuwe modes

De kosten voor het ontwerpen van gevechtsvliegtuigen met 'Canards' is maar verantwoord als de nieuwe

bewegingsmogelijkheden leiden tot een betekenisvolle verbetering van de gevechtswaarde. De bedoeling van deze paragraaf is aan te tonen dat een goed ontworpen CCV met neusvleugels superieur is aan een 'gelijkaardig' conventioneel ontwerp.

De belangrijkste taak voor een jachtvliegtuig is het winnen van een luchtgevecht. Een eerste soort luchtgevecht is het 'Dogfighting', dit is het nabije luchtgevecht van vliegtuig tegen vliegtuig met het kanon als wapen. Figuur II.61. toont de resultaten van een simulatie met piloten. Deze verbetering komt doordat een conventioneel vliegtuig zich op de ideale vuurlijn moet bevinden om de vijand te treffen terwijl een CCV een ideale vuurzone heeft (figuur II.62). Het is duidelijk dat de trefkans van een CCV groter is maar daarbij komt nog dat er 20 maal meer kans bestaat dat de CCV het conventioneel vliegtuig in het vizier heeft dan omgekeerd.





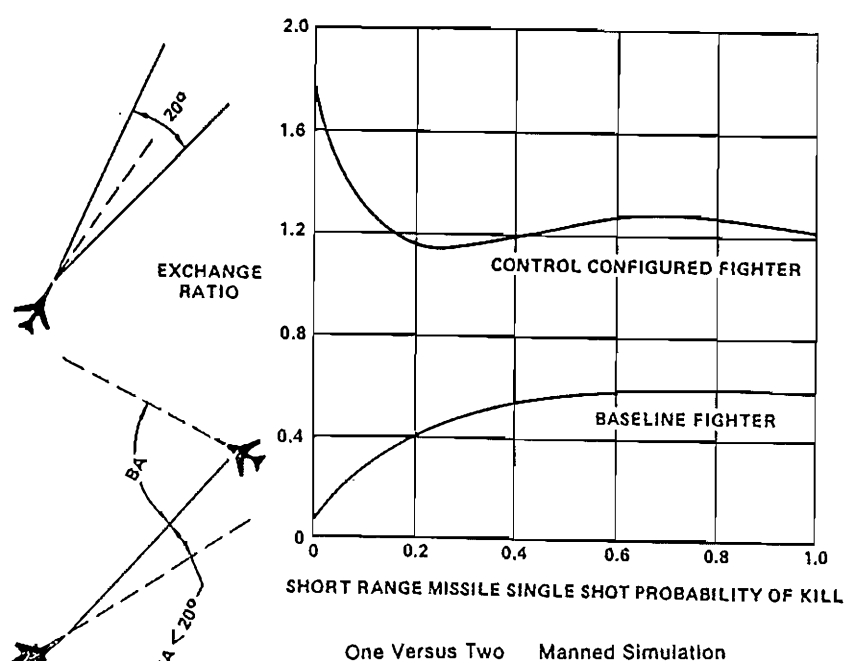
Een tweede soort is een luchtgevecht op korte afstand met 'Short Range Missiles' (SRM). De kans om de vijand te vernietigen hangt voor een groot deel van trefzekerheid van de raket af maar ook van de manoeuvreerbaarheid van het vliegtuig. Een belangrijk aspect is de SRM in een vuurpositie te kunnen plaatsen en deze een tijd aan te houden. Figuur II.63 toont de resultaten van een simulatie van een tegen twee vijanden. Voor de 'Engagement Time' werd de tijd genomen waarvoor 1) de 'Bearing Angle' (BA), de hoek tussen snelheidsvector en de verbindingslijn met de vijand, kleiner dan 20° is, 2) de eigen BA kleiner is dan de vijandelijke BA en 3) het andere vijandelijke vliegtuig het eigen toestel niet op de aanvalsradar heeft. Uit de vergelijking blijkt duidelijk de superioriteit van de CCV. Een vaststelling die bevestigd wordt door de 'Exchange Ratio' (ER) (figuur II.64). De ER van meer dan 1.2 van EEN

CONTROL CONFIGURED FIGHTER: BASELINE SCORE

ENGAGEMENT CONTROL TIME		2.5:1
TRACKING		2:1
TIME IN ENVELOPE	SRM	2:1
	GUN	4:1
KILLS	SRM	1.5:1
	GUN	10:1
EXCHANGE RATIO		2:1

One Versus Two Manned Simulation

Figuur II.63: Simulatie 1 tegen 2



Figuur II.64: ER voor gevecht met SRM

CCV tegen 2 conventionele vliegtuigen bij een trefkans van 1 kan slechts behaald worden met VIER conventionele vliegtuigen tegen 2.

Een tweede belangrijke taak is de grondaanval waarvoor een goede nadering belangrijk is. Een voorbeeld is

een aanval op lage hoogte op een rijdend voertuig, bijv. een tank. Bij een conventioneel vliegtuig heeft de tankbemanning een kans om te ontkomen door naar het aanvallend vliegtuig toe te rijden. Als de piloot de tank in zijn vuurlijn wilt houden moet hij zijn neus naar beneden richten en hierdoor verliest hij hoogte. Na een tijdje moet hij de aanval staken omdat hij te dicht bij de grond komt. Bij een CCV kan de piloot de neus van het vliegtuig naar beneden richten zonder dat het vliegtuig daardoor hoogte verliest. De aanval kan dus doorgaan totdat het doel vernietigd of gepasseerd is.

Tijdens het F-16 CCV testprogramma werden de verschillende modes getest door 6 piloten en dit voor een gamma aan taken. De bevindingen van de piloten zijn weergegeven in figuur II.65 . Alhoewel het slechts om een kleine groep gaat, is het duidelijk dat de piloten de nieuwe mogelijkheden weten te waarderen. Een verder onderzoek met prototypes om een automatische instelling van de modes te bekomen is zeker de moeite waard.

II.6.7.5. Slot

Deze paragraaf toonde de mogelijkheden door het aanwenden van 'Canards' en uitgekiende regelwetten. De extra problemen, onderzoek en kosten die ze met zich meebrengen zijn te verantwoorden door de superieure eigenschappen die ze bezitten. De implementatie in bestaande toestellen verhogen de gevechtswaarde maar een volledige uitbuiting van de voordelen wordt pas bekomen indien ze beschouwd worden als optimalisatiefactor in de ontwerplus.

TASK	MANEUVER ENHANCEMENT	DIRECT FORCE				FUSELAGE POINTING				TRANSLATION			
		LIFT		SIDE		PITCH		YAW		VERTICAL		LATERAL	
AJA TRACKING													
DEFENSIVE MANEUVERS													
AIR COMBAT (Option)													
FORMATION													
REFUELING (Option)													
		0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6
		PILOTS				PILOTS				PILOTS			

TASK	MANEUVER ENHANCEMENT	FUSELAGE POINTING				DIRECT FORCE				TRANSLATION			
		PITCH		YAW		LIFT		SIDE		VERTICAL		LATERAL	
AIR-TO-GROUND GUNNERY													
• TRACKING (30 sec)													
• BANNER STRAFE													
• AREA STRAFE													
• 30 MPH VEHICLE													
• 60 MPH VEHICLE													
AIR-TO-GROUND BOMBING													
• TRACKING (30 sec)													
• OPERATIONAL O/B													
• 30 MPH VEHICLE													
• PULL-UPS													
OTHER TASKS													
• ROAD RECON													
• APPROACH & LOG (Option)													
		0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6	0 1 2 3 4 5 6
		PILOTS				PILOTS				PILOTS			

Figuur II.65: Bevindingen met de F-16/CCV

II.6.7.6. Numeriek voorbeeld

In dit numeriek voorbeeld worden de twee systemen voor controle van de longitudinale modes besproken. Het eerste systeem is een open lus regeling gebaseerd op de voorwaartse regeling. Met behulp van de resultaten uit die regeling zal een gesloten lus regeling ontworpen worden.

a) De open lus regeling

Deze simulatie gebeurt m.b.v. de programma's 'trap' en 'forward' na een modale regeling met het programma 'space'. Om een simulatie te maken wordt in de matriciële voorstelling de oriëntatiehoek als toestandsvariabele vervangen door de klimhoek, die gemeten kan worden met een hoogteradar. Voor de terugkoppeling gebeurt d.m.v. de stamprotatiesnelheid, de belastingsfactor, de klimhoek en de roeruitslagen.

De matrix wordt als volgt gekozen om de klimhoek en de oriëntatiehoek als gecontroleerde variabelen te hebben

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad y_t = H \cdot x$$

Een eerste ontwerp heeft de volgende kenmerken: de eigenwaarden uit het voorbeeld van de RSS en de onderstaande eigenvectoren die een ontkoppeling van het vluchtpad en de korte-periode beweging trachten te bekomen.

gewenste eigenvectoren

bereikbare eigenvectoren

$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & x & x \\ 1 & x & 0 & x & x \\ x & 1 & 0 & x & x \\ x & x & x & 1 & 0 \\ x & x & x & 0 & 1 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 0,00 & 0,00 & 0,67 & -0,01 & -0,01 \\ 1,00 & -5,60-4,20i & -0,33 & 1,07 & 0,06 \\ -0,11-0,09i & 1,00 & -0,33 & -0,05 & 0,01 \\ -0,07-0,53i & 2,63-2,69i & -0,81 & 1,00 & 0,00 \\ 0,63+0,81i & -6,94+1,92i & -0,32 & 0,00 & 1,00 \end{bmatrix}$
---	---

de terugkoppelingsmatrix wordt dan gegeven door

$$K = \begin{vmatrix} 0,9303 & 8,4401 & 2,1133 & 0,1355 & -0,7546 \\ -0,9537 & -11,957 & -5,3187 & -0,5250 & 1,0404 \end{vmatrix}$$

en de matrix voor de voorwaartse regeling

$$G = \begin{vmatrix} -2,8780 & 0,7648 \\ 1,9769 & 3,3418 \end{vmatrix}$$

Dit ontwerp wordt aangewend voor de simulatie van de drie mogelijke longitudinale modes. Figuur II.66 toont de resultaten voor de 'Pitch Pointing Mode' die bevredigend zijn. Een poging om een goede verticale translatie te bekomen mislukte omdat de hoeken niet volledig onkoppeld zijn (figuur II.67).

Om een betere ontkoppeling te bekomen wordt in het tweede ontwerp de gewenste eigenvectoren veranderd, zodat

gewenste eigenvectoren

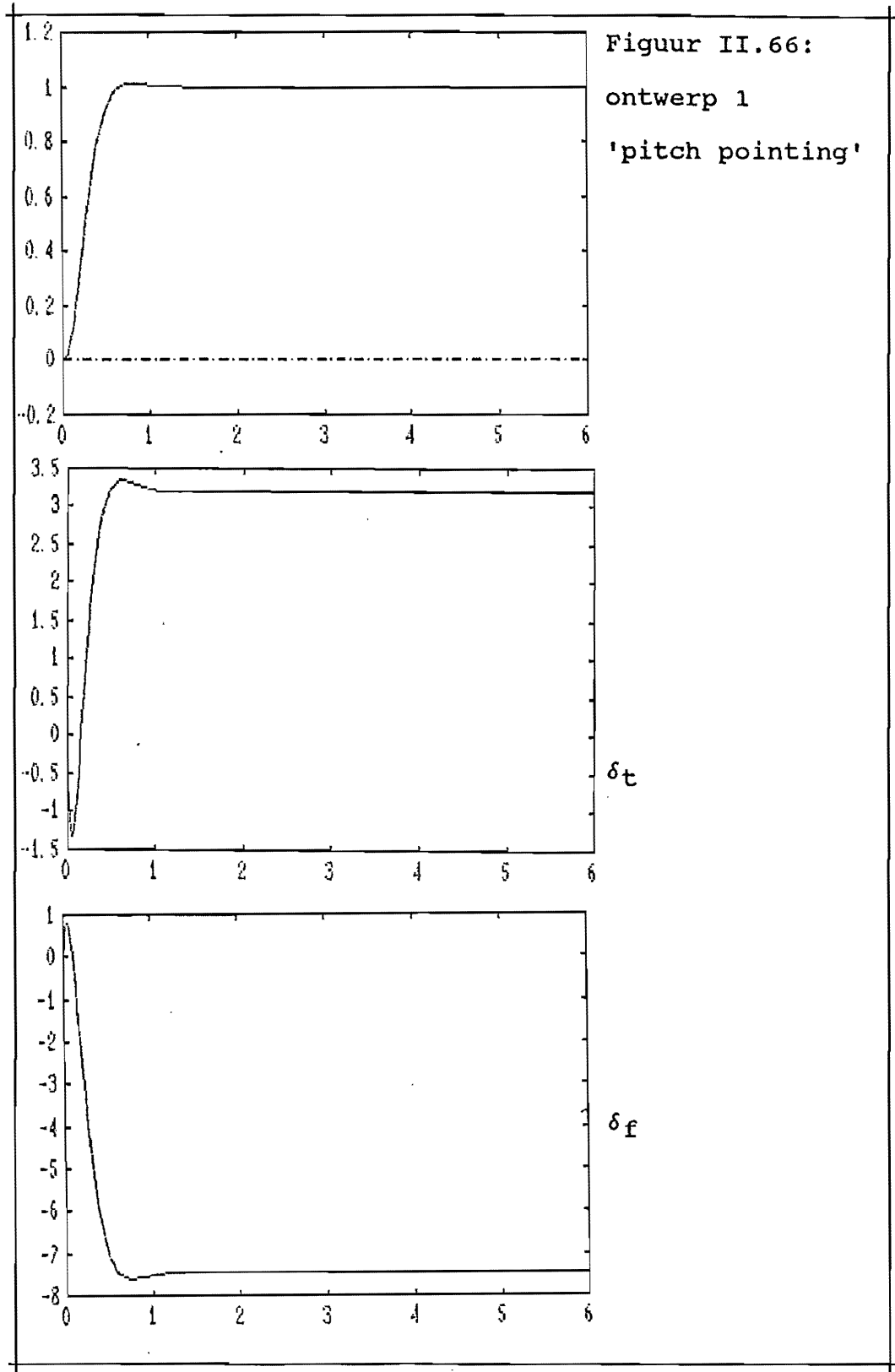
bereikbare eigenvectoren

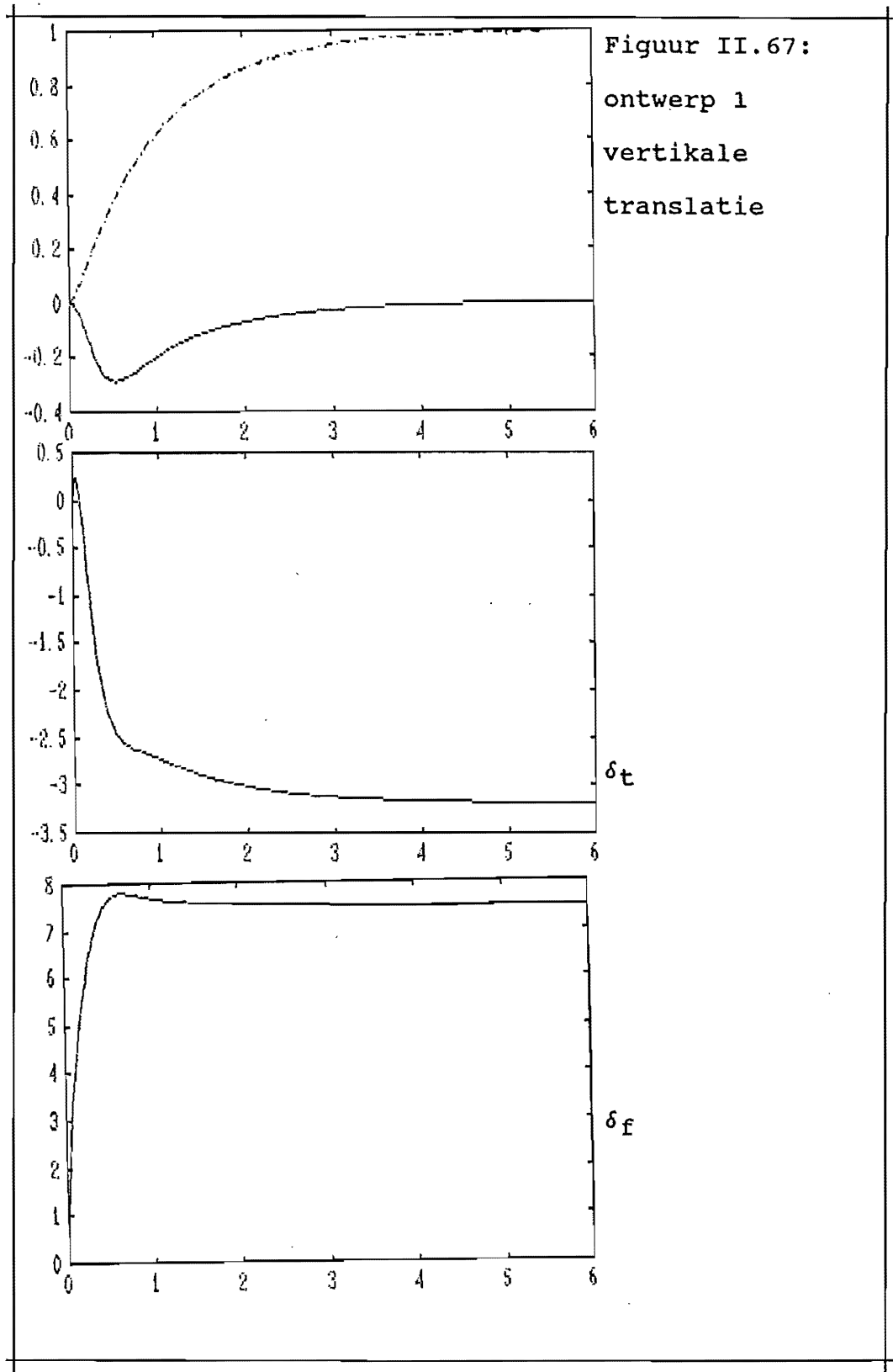
$$\begin{vmatrix} 0 & 0 & 1 & x & x \\ 1 & x & 0 & x & x \\ x & 1 & x & x & x \\ x & x & x & 1 & 0 \\ x & x & x & 0 & 1 \end{vmatrix} \quad \begin{vmatrix} 0,00 & 0,00 & 1,00 & -0,01 & -0,14 \\ 1,00 & -5,60-4,20i & 0,00 & 1,07 & 0,06 \\ -0,11-0,09i & 1,00 & -1,00 & -0,05 & 0,01 \\ -0,07-0,53i & 2,63-2,69i & -2,80 & 1,00 & 0,00 \\ 0,63+0,81i & -6,94+1,92i & 3,22 & 0,00 & 1,00 \end{vmatrix}$$

de terugkoppelingsmatrix is dan

$$K = \begin{vmatrix} 0,9309 & 8,5323 & 3,2504 & 0,1530 & -0,7471 \\ -0,9542 & -12,0206 & -6,1008 & -0,5370 & 1,0352 \end{vmatrix}$$

de matrix van de voorwaartse regeling wordt





$$G = \begin{vmatrix} -2,8773 & -0,3731 \\ 1,9764 & 4,1244 \end{vmatrix}$$

Figuur II.68 tot figuur II.70 tonen de resultaten van de verschillende longitudinale modes. De modes zijn volledig onkoppeld zodat deze modale regeling als basis zal dienen voor een ontwerpregeling in gesloten lus. Deze gesloten lus regeling zal iets trager zijn maar minder gevoelig aan storingen. De grootte van de roeruitslagen moeten van beide regelingen ongeveer dezelfde zijn.

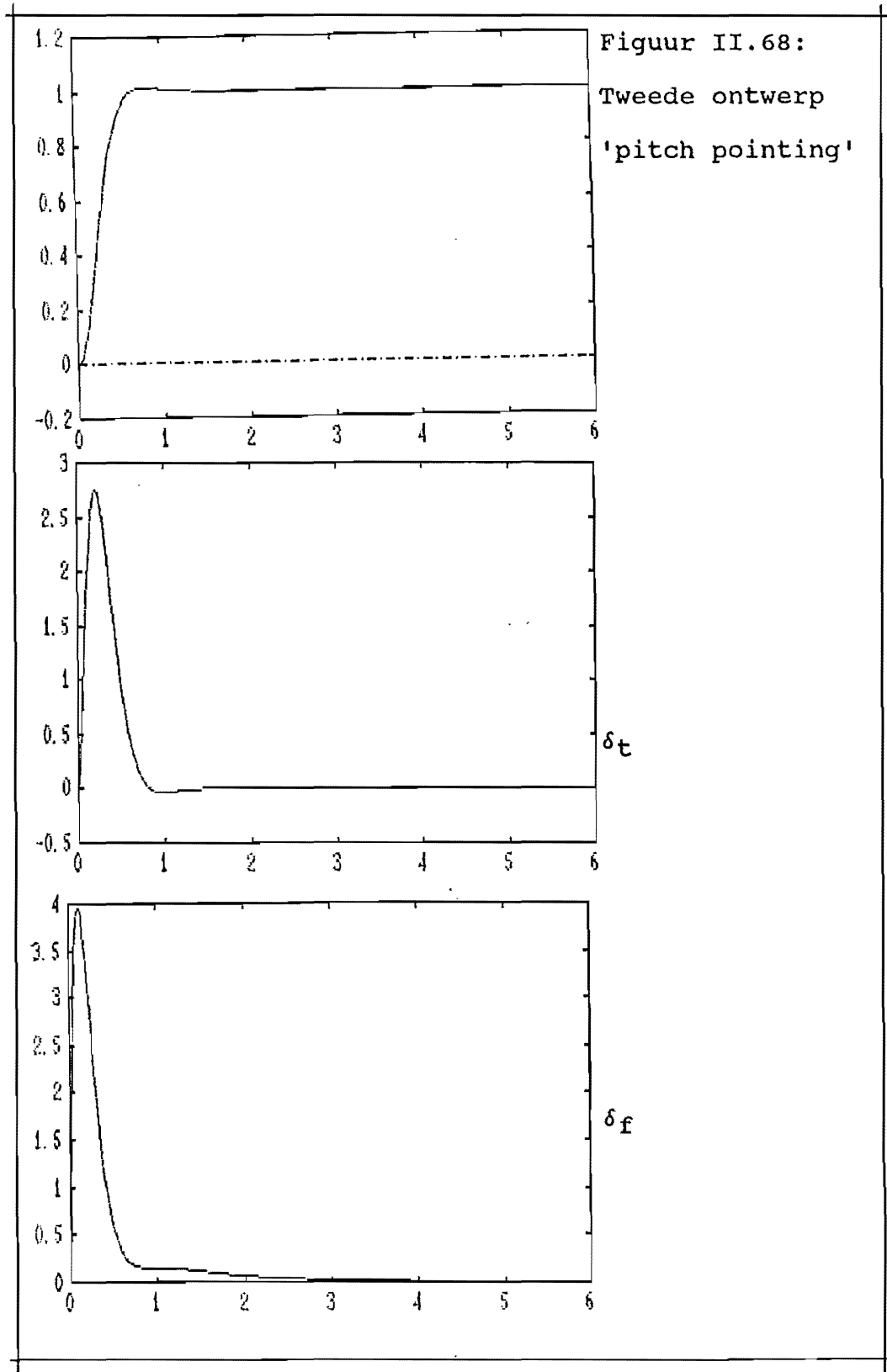
2) de gesloten lus regeling

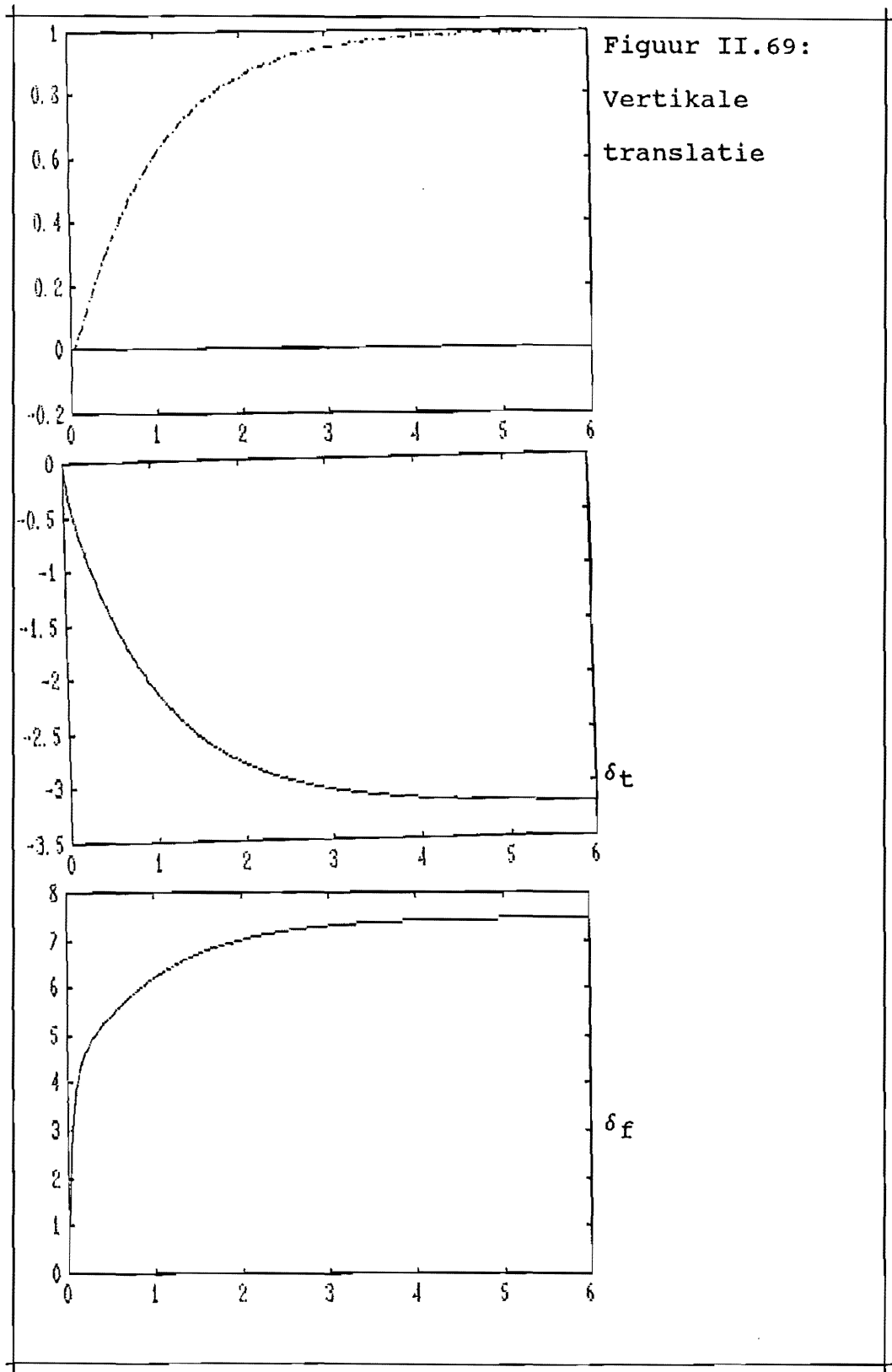
De gesloten lus regeling is van het type minimalisatie van een kostenfunctie. Deze kostenfunctie zal een minimalisatie van de afwijking t.o.v. van de gewenste positie en van de grootte van de belasting in rekening brengen. Er dient wel rekening gehouden te worden met de dode tijd die in het systeem verscholen zit. De regelaar moet dus noodzakelijk van het tweestapstype zijn.

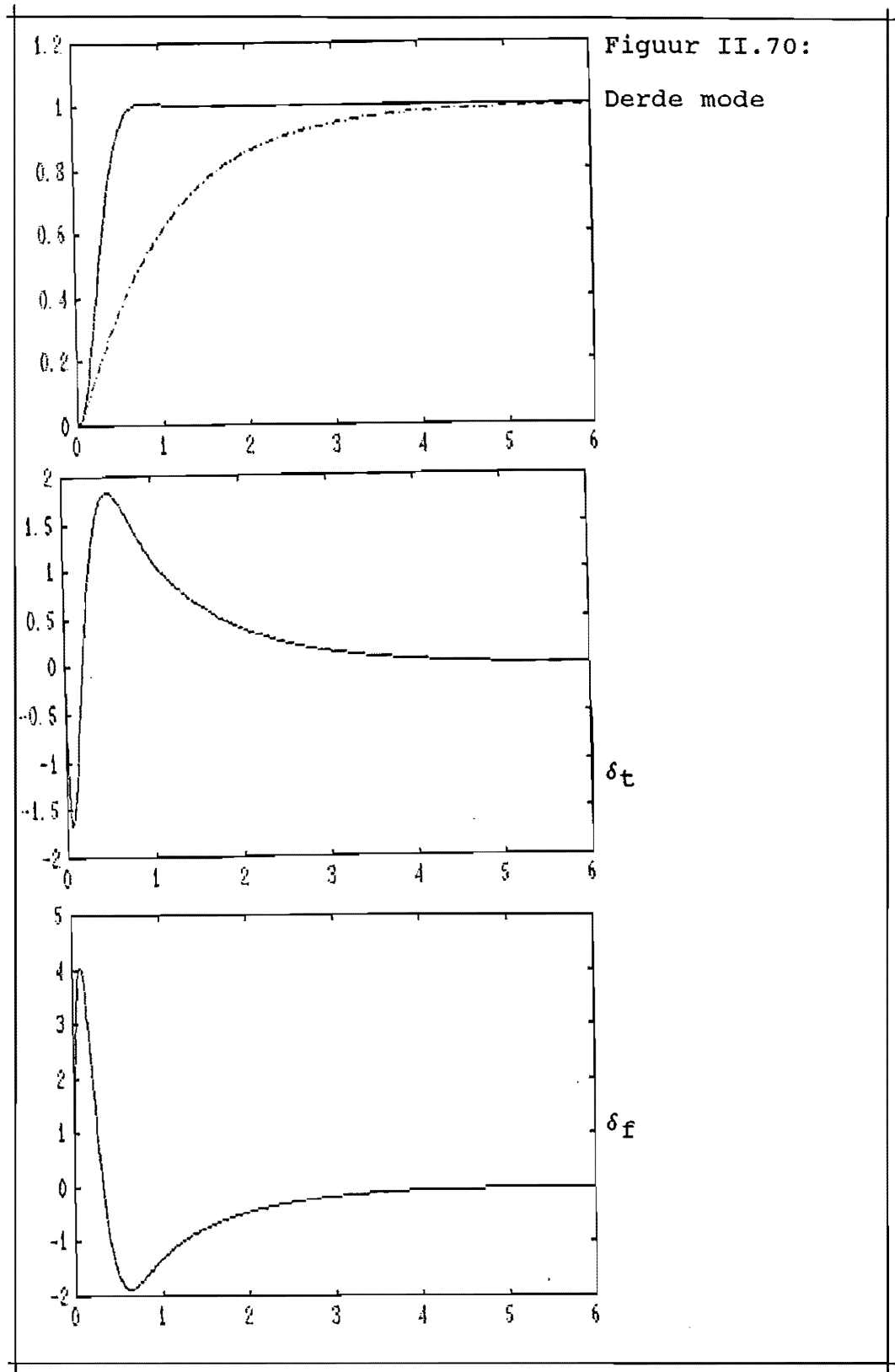
De figuren II.71 en II.72 tonen de resultaten van een simulatie met min of meer optimale parameters. De regeling is zoals verwacht ietsje trager en minder ideaal t.o.v. de open lus regeling. Wel is de verminderde belasting in de cockpit een positief punt voor de gesloten lus regeling (figuur II.73).

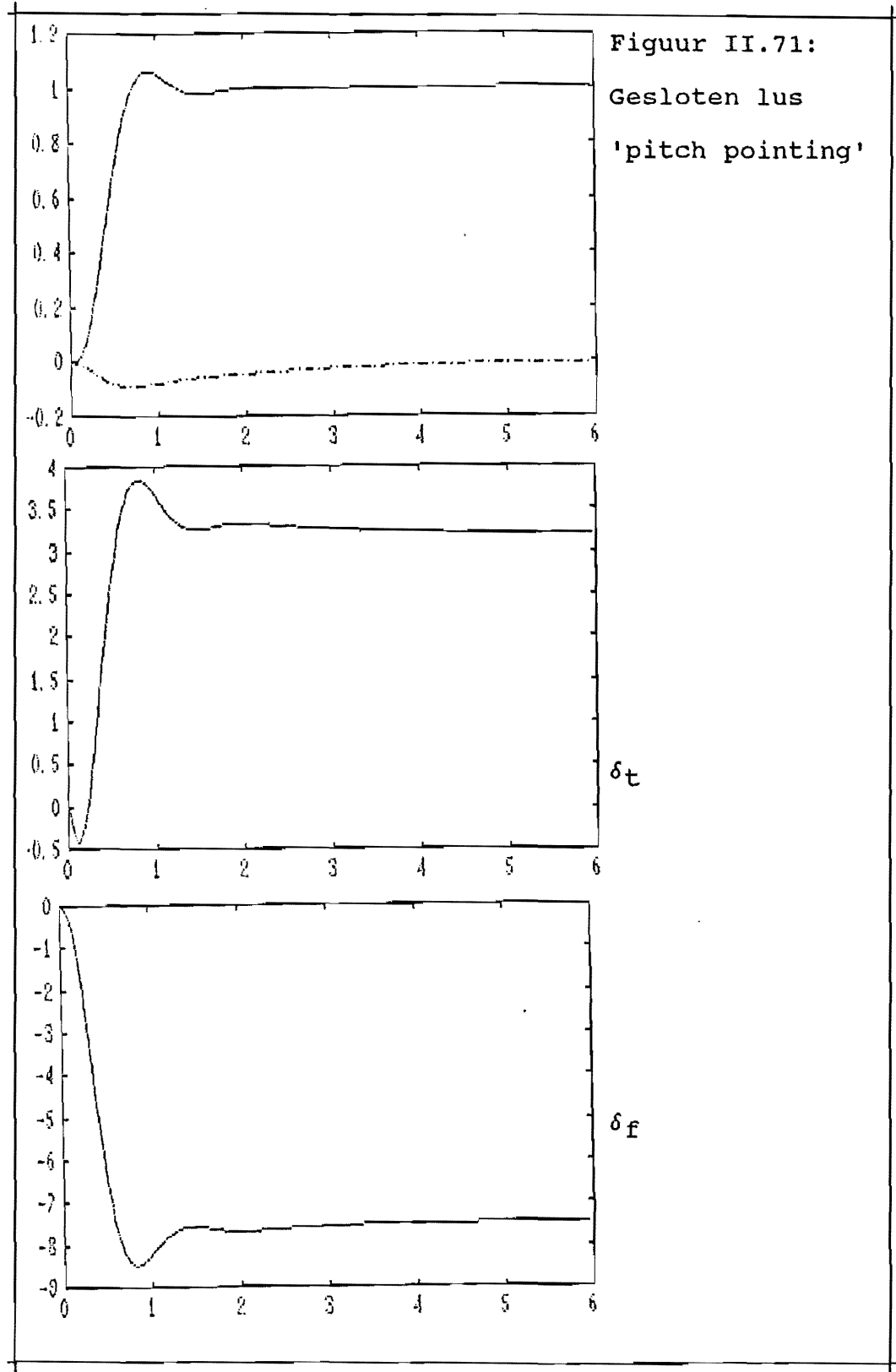
De keuze van de optimalisatie parameters is belangrijk zoals de figuur II.74 het aantoont. Een slechte keuze kan de regeling negatief beïnvloeden zodat de regeling te traag verloopt, maar kan ook een mode ideaal regelen en voor oscillaties in een andere zorgen. Deze parameters dienen bepaald te worden m.b.v. een lange reeks tests.

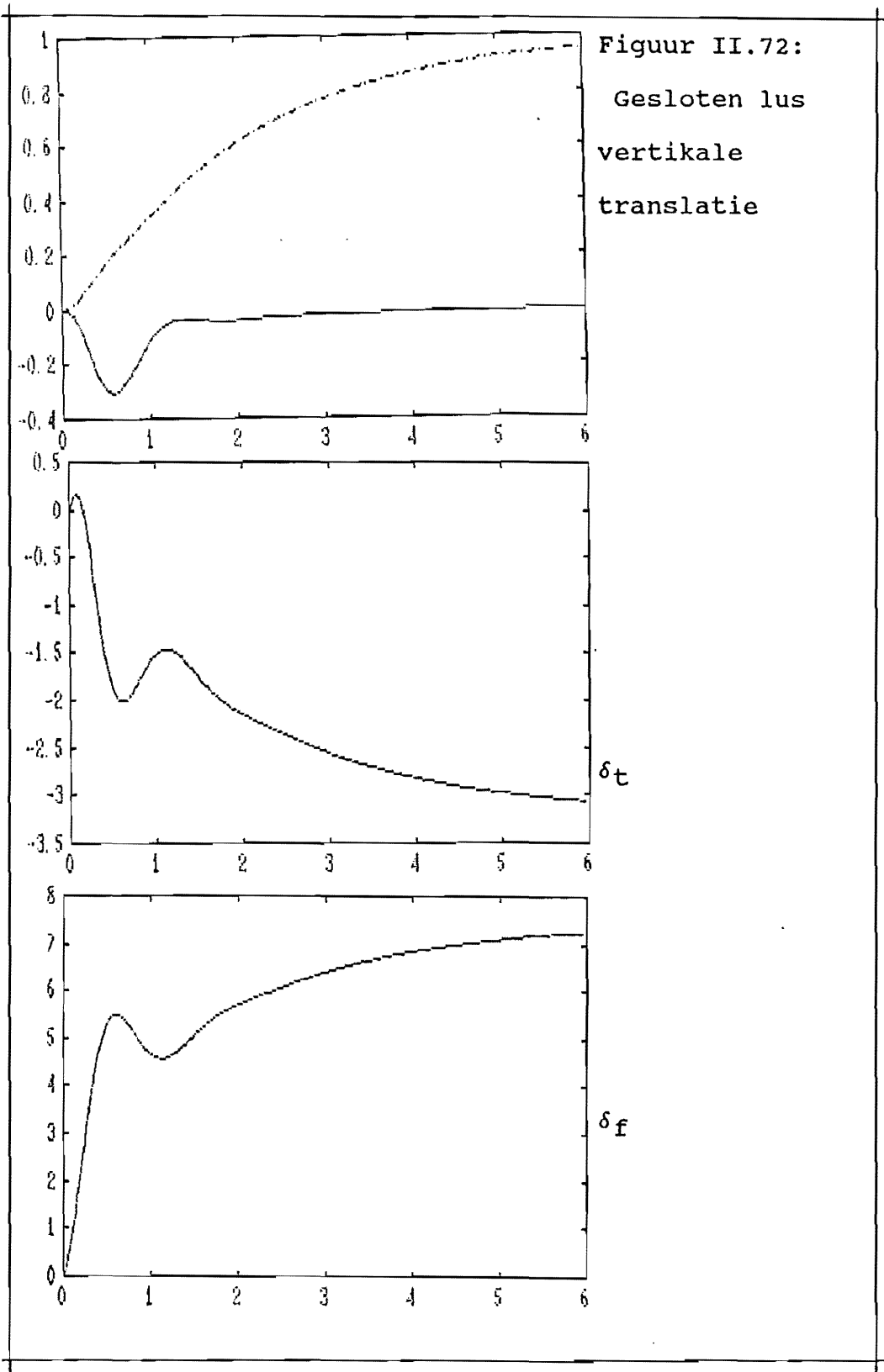
De simulatie van de regeling in gesloten lus werden bekomen m.b.v. de programma's 'tryc' en 'ccv'.

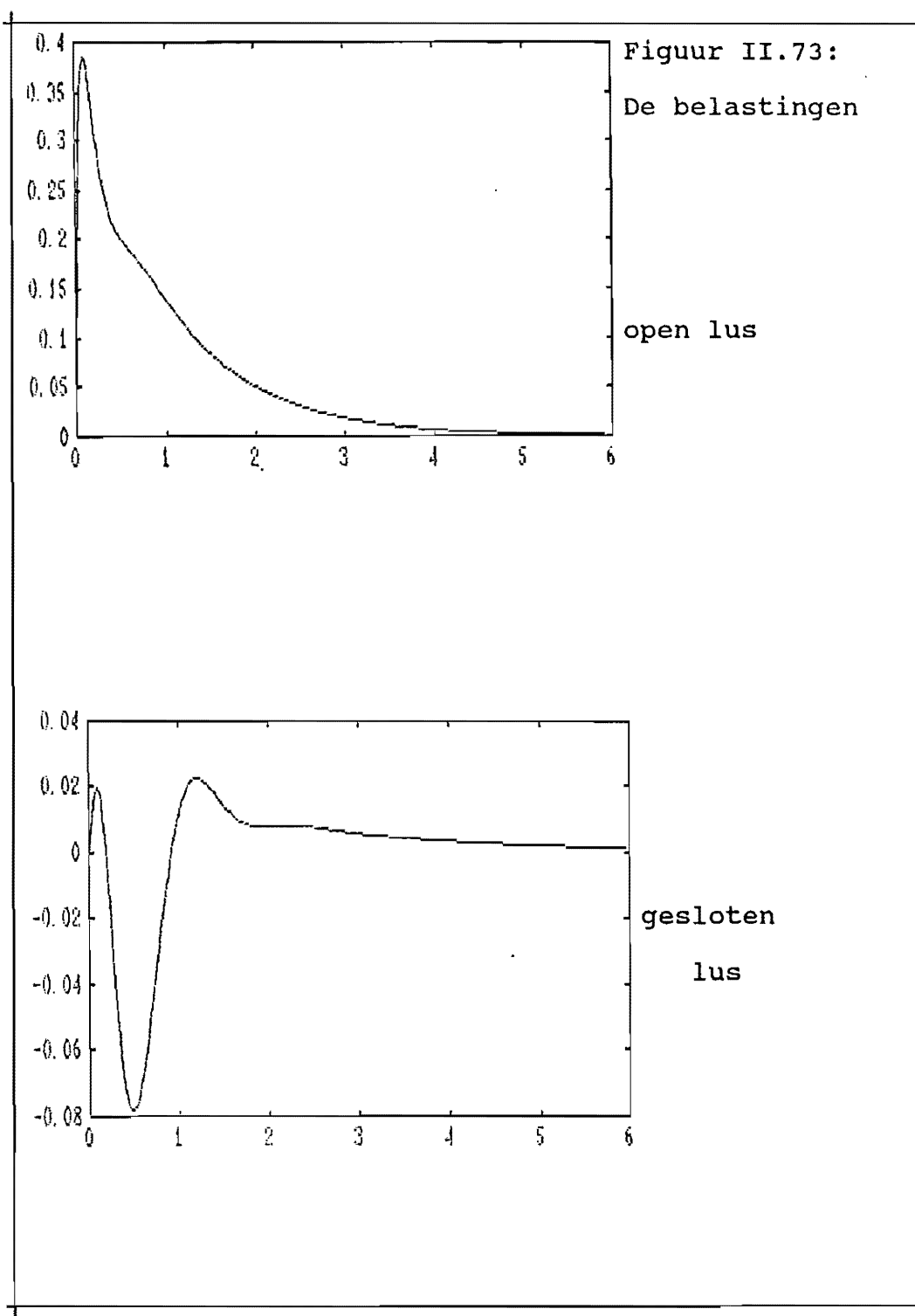


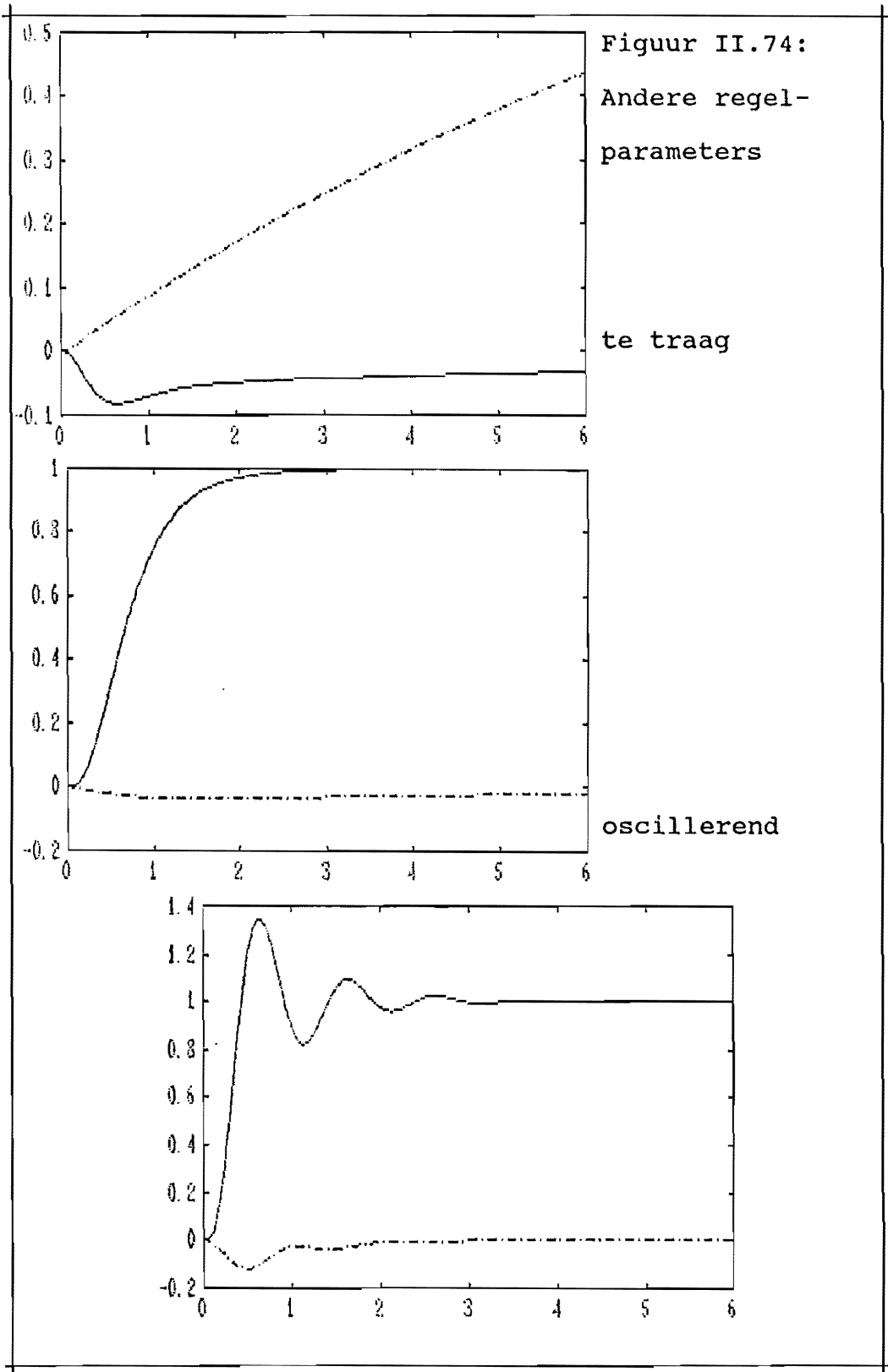












II.6.8. Besluit

Dit hoofdstuk toonde aan dat door een doordacht gebruik van de nevenverschijnselen en het aanwenden van gepaste regelwetten het mogelijk is om de performanties van vliegtuigen te verbeteren. Deze verbeteringen die ontstaan zijn uit de noodzaak om steeds performantere gevechtsvliegtuigen te bouwen vinden al hun toepassingen in de burgerluchtvaart.

Van alle ACT-mogelijkheden beïnvloeden de technieken van deze laatste groep het ontwerp wel het meest. Met het juiste inzicht kan de constructeur vliegtuigen die aërodynamisch onstabiel en door een mens niet te besturen zijn toch doen vliegen. Eveneens kan hij speciale manoeuvres toelaten die een piloot onmogelijk m.b.v. een manuele controle aankan. M.a.w. de constructeur kan zijn vliegtuig zo ontwerpen dat het voldoet aan de meeste van de gestelde eisen, zelfs aan de schijnbaar onmogelijke.

II.7. Slotbeschouwingen

II.7.1. Toepassingsproblemen

Alhoewel de vorige hoofdstukken voldoende de mogelijkheden van ACT-toepassingen aangetoond hebben, is het moeilijk deze toe te passen in de burgerluchtvaart. Deze tak van de vliegtuigindustrie moet zich aan heel strikte voorschriften houden. Zo moeten alle elektronische controlesystemen, uitgezonderd de FBW, niet kritisch zijn waarmee bedoeld wordt dat het uitvallen ervan het vliegtuig niet in gevaar mag brengen. Dit staat een volledige optimalisering van het ontwerp in de weg. Een herziening van de veiligheidsvoorschriften zou het toelaten van veilige kritische ACT-systemen moeten beogen.

In de militaire luchtvaart zijn er al veel toepassingen van ACT te vinden evenals vliegtuigen ontworpen volgens het CCV-concept. Dit komt omdat voor militairen de gevechtswaarde even hoog aangeschreven staat als de veiligheid. Mits enkele beperkingen mag een systeem aangewend worden als het een verbetering, zonder een vermindering van de betrouwbaarheid, betekent. Er kan gerust gesteld worden dat de militaire luchtvaart de testbank is van de ACT.

II.7.2. Toekomstmogelijkheden

De evolutie van de CCV staat niet stil. Voordurend is er de interactie tussen eisen, configuratie en controlesystemen. Enkele voorbeelden dienen om de noodzaak tot verder onderzoek aan te tonen.

De aërodynamici dienen te zoeken naar vliegtuig

ontwerpen met superieure eigenschappen rekening houdend met de mogelijkheden van de ACT. Zelf kunnen ze deze mogelijkheden vergroten door hun kennis over de stuurvlakken te verruimen en hiermee stuurvlakken te bepalen met een groot soortelijk stuurvolume.

Hydraulici en electronici kunnen ook hun steentje bijdragen. De eerste door snellere en krachtigere 'servoactuators' te ontwerpen. De tweede groep door snellere en betrouwbaardere elektronische componenten te fabriceren. Zo kunnen er computers ontworpen worden die krachtiger, compacter en sneller zijn.

De specialisten in de regeltechniek kunnen ingewikkelder modellen hanteren zodat er een betere controle mogelijk is. De studie van niet-lineaire modellen is volop aan de gang. Een verregaande digitalisatie zou de mogelijkheid bieden om de besturingsmodellen missieafhankelijk te maken. Ook is het hanteren van optimalisatiemethodes met unilaterale beperkingen gewenst. Het neusje van de zalm van de ACT zou een algehele optimalisatie van alle aspecten van een vliegtuig zijn.

De uitdaging om het 'BESTE' vliegtuig te maken is gericht aan een gans team. Het vereist specialisten die toch nog de mogelijkheden van de andere disciplines kennen.

II.7.3. Belangrijke opmerking

Het 'Controls Configured Vehicle'-concept biedt veel mogelijkheden en kan tot euforie leiden. Het houdt twee gevaren in die zeker nooit uit het oog verloren mogen worden.

Het eerste gevaar schuilt in een blind vertrouwen in de 'software'. De noodzaak om een bepaald ontwerp tijdig af te hebben, kan tot gevolg hebben dat bepaalde situaties

niet beschouwd werden. Een continue controle en 'updating' van de programmatuur is hierdoor onmisbaar. De gebruiker dient de zelfdiscipline aan boord te leggen om het vliegtuig alleen te gebruiken waarvoor ze aangeschaft is behoudens de toestemming van de fabrikant.

Het tweede gevaar bestaat erin de beginselen van het CCV-concept te vergeten nl. een verlaging van de 'Overall Operation Cost', de aanschaffings- en werkingskosten gedeeld door het aantal vliegreuren, en/of een verbetering van de vliegkwaliteiten. Het is de bedoeling een CCV tijdig op de markt aan te bieden en dit in een concurrentiële positie, want alles heeft zijn maximum prijs. Het is zinloos om bijvoorbeeld het ganse Europees luchtruim te verdedigen met een vijftigtal superieure vliegtuigen.

II.7.4. Eindconclusie

Het ideale CCV is een optimalisatie van alle functies. Deze functies liggen in de domeinen van de aërodynamica, de vluchtmechanica, de regeltechniek, de electronica, de exploitatie en de economie. De moeilijkheid hiervan is de juiste prioriteiten vast te leggen. De weg naar het ideale vliegtuig, als het bestaat, is nog lang en moeilijk, maar niettemin fascinerend.

BIJLAGEN #

#####

BIJLAGE A : Opstelling van de longitudinale transmittantie

A.1. Inleiding

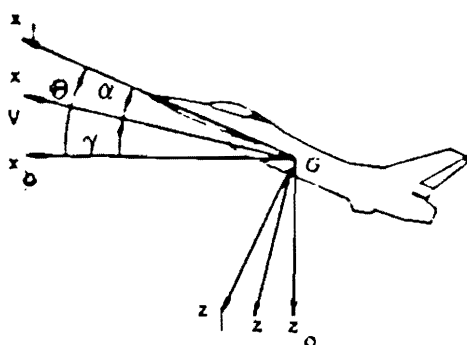
De bedoeling van deze bijlage is het opstellen van de longitudinale transmittantie van een vliegtuig. Deze transmittantie zal weergegeven worden in een matriciële voorstelling van de vorm :

$$\dot{x} = A.x + B.u$$

$$y = C.x + D.u$$

A.2. De vergelijkingen

De 3 vergelijkingen die het evenwicht der krachten en momenten uitdrukken, worden teruggevonden a.d.h.v. figuur A.1.



Figuur A.1: De longitudinale beweging

$$m \cdot \frac{dV}{dt} = F \cdot \cos(\alpha) - m \cdot g \cdot \sin(\gamma) - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_x \quad [1]$$

$$m \cdot V \cdot \frac{d\gamma}{dt} = F \cdot \sin(\alpha) - m \cdot g \cdot \cos(\gamma) + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_z \quad [2]$$

$$C_m = \frac{B}{0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot l} \cdot \frac{dq}{dt} \quad [3]$$

Er zijn nog twee vergelijkingen die de betrekkingen tussen de hoeken weergeven.

$$\theta = \alpha + \gamma \quad [4]$$

$$q = \frac{d\theta}{dt} \quad [5]$$

Voor de berekening van de aërodynamische coëfficiënten worden de lineaire uitdrukkingen gebruikt.

$$C_x = C_{x0} + C_{x\alpha} \cdot |\alpha| + C_{x\dot{\alpha}} \cdot \frac{V}{l} \cdot |\dot{\alpha}| + C_{xq} \cdot \frac{V}{l} \cdot |q| + C_{x\delta_t} \cdot |\delta_t| + C_{x\delta_f} \cdot |\delta_f| \quad [6]$$

$$C_z = C_{z0} + C_{z\alpha} \cdot \alpha + C_{z\dot{\alpha}} \cdot \frac{V}{l} \cdot \dot{\alpha} + C_{zq} \cdot \frac{V}{l} \cdot q + C_{z\delta_t} \cdot \delta_t + C_{z\delta_f} \cdot \delta_f \quad [7]$$

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha + C_{m\dot{\alpha}} \cdot \frac{V}{l} \cdot \dot{\alpha} + C_{mq} \cdot \frac{V}{l} \cdot q + C_{m\delta_t} \cdot \delta_t + C_{m\delta_f} \cdot \delta_f \quad [8]$$

A.3. Hypothesen

Er zijn twee hypothesen. De eerste is de hypothese van de kleine bewegingen d.w.z. kleine afwijkingen t.o.v. een evenwichtstoestand en kleine variaties in snelheid en hoogte. Door deze hypothese kunnen de voorgaande vergelijkingen gelineariseerd worden en kunnen de invloeden van de hoogte en de snelheid verwaarloosd worden.

De tweede hypothese is de verwaarlozing van de hogere eigenfrequenties van de vijzels. Dit kan doordat deze hoge frequenties veel groter zijn dan de hoogste eigenfrequentie van het vliegtuig.

$$\frac{\delta^C}{\delta} = \frac{(52^2) \cdot 20}{(p^2 + 52 \cdot p + 52^2)} \approx \frac{20}{p + 20}$$

of

$$\frac{d\delta}{dt} = -20 \cdot \delta + 20 \cdot \delta^C \quad (\text{het gebruikt model}) \quad [8]$$

De evenwichtstoestand wordt gegeven door

$$\gamma = 0^\circ \quad \theta = \alpha = \alpha_0 \quad \delta_t = \delta_{t0} \quad \delta_f = \delta_{f0}$$

$$q = 0 \text{ } ^\circ/\text{s}$$

A.4. Uitwerking van de formules

De linearisatie werkt alle termen van hogere orde weg, zo wordt

$$\sin(\beta_0 + \beta) = \beta_0 + \beta$$

$$\cos(\beta_0 + \beta) = \cos(\beta_0)$$

De volledige uitwerking van deze vergelijkingen is eenpuur wiskundig werk. Het is niet de bedoeling van deze bijlage dit te doen. Het eindresultaat dat bekomen moet worden indien

$$x = [\gamma \quad q \quad \alpha \quad \delta_t \quad \delta_f]^T$$

is A gelijk aan

$$\begin{vmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & M_q + M \cdot a_{32} & M + M \cdot a_{33} & M_t + M \cdot a_{34} & M_f + M \cdot a_{35} \\ 0 & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ 0 & 0 & 0 & -20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -20 \end{vmatrix}$$

$$\text{met } a_{32} = -(-m \cdot V + Z_q) / (m \cdot V + Z_{\dot{\alpha}})$$

$$a_{33} = -(F \cdot \cos(\alpha_0) + Z_{\dot{\alpha}}) / (m \cdot V + Z_{\dot{\alpha}})$$

$$a_{34} = -Z_t / (m \cdot V + Z_{\dot{\alpha}})$$

$$a_{35} = -Z_f / (m \cdot V + Z_{\dot{\alpha}})$$

$$M_i^1 = 0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot l \cdot C_{m_i}$$

$$Z_i^1 = 0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_{z_i}$$

¹ Rekening houdend met de correctiefactor voor de hoeksnelheden!

de belasting in het zwaartepunt wordt gegeven door

$$n_{CG-1} = \frac{[0 \quad Z_G + \dot{Z} \cdot a_{32} \quad \ddot{Z} + F \cdot \cos(\alpha_0) + 2 \dot{Z} \cdot \dot{\alpha} \cdot a_{33} \quad Z_t + \dot{Z} \cdot \dot{\alpha} \cdot a_{34} \quad Z_f + \dot{Z} \cdot \dot{\alpha} \cdot a_{35}]}{(m \cdot g) \cdot x}$$

de belasting in de cockpit wordt verkregen door

$$n_p = n_{CG} + \dot{q} \cdot \text{afstand}(\text{zwaartepunt naar cockpit})$$

A.5. De transmittantie van de F 16

Voor de AFTI/F-16 vliegend met een snelheid van Mach 0,6 en op een hoogte van 1200 m hebben de matrices de volgende uitdrukking (de hoeken in graden)

$$A = \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -0,86939 & 43,223 & -17,251 & -1,5766 \\ 0 & 0,99335 & -1,3411 & -0,16897 & -0,25183 \\ 0 & 0 & 0 & -20 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -20 \end{vmatrix}$$

$$B = \begin{vmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 20 & 0 \\ 0 & 20 \end{vmatrix}$$

$$n_{CG} = [0 \quad 0,0024 \quad 0,4819 \quad 0,0607 \quad 0,0906].x$$

$$n_p = [0 \quad -0,0047 \quad 0,8336 \quad -0,0796 \quad 0,0777].x$$

A.6. Opmerking

Er bestaan natuurlijk enkele limieten op de beweging van de roeren en kleppen die niet overschreden kunnen worden. De eerste zijn de maximale uitslagen

$$(\delta_t)_{max} = \pm 25^\circ$$

$$(\delta_f)_{max} = \pm 20^\circ$$

De tweede soort zijn de maximale hoeksnelheden

$$(\dot{\delta}_t)_{max} = 42^\circ/s$$

$$(\dot{\delta}_f)_{max} = 56^\circ/s$$

Dit is 70% van de waarde van de niet belaste maximale hoeksnelheid.

Normaal gezien dient, om een optimale regeling te bekomen, met deze limieten rekening gehouden te worden. In dit werk worden deze beperkingen niet beschouwd daar dit te veel rekenwerk vraagt en dit niet noodzakelijk is om algemene conclusies te kunnen maken (zie paragraaf I.4.8.).

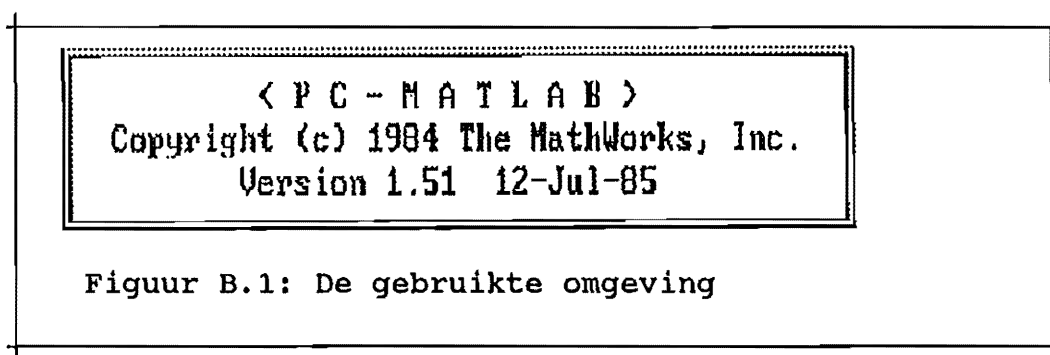
A.7. Besluit

In deze bijlage werd de matriciële voorstelling van een vliegtuig opgesteld. Deze matrixvoorstelling zal ter grondslag liggen aan de simulaties van ACT-toepassingen.

BIJLAGE B : De lijst der programma's

B.1.: De gebruikte omgeving

Bij het simuleren van het gedrag van vliegtuigen is het werken met matrices gewenst. In de programmeertaal 'Pascal' is dit een moeilijke opgave. Om het werk enigzins te verlichten wordt er gewerkt in een programmeromgeving. De gebruikte omgeving heet 'PC-MATLAB' versie 1.51.



B.2. De lijst der programma's

B.2.1. Opmerking

Ieder programma is om redenen van overzichtelijkheid op een afzonderlijk blad afgedrukt. Telkens zijn er twee puntjes die er aan voorafgaan:

- de verklaring van de naam
- de plaats waar de gebruikte theorie werd uitgediept

B.2.2. Het programma ZTT

- de transformatie van de Z-ruimte naar (To) de Tijdsruimte
- paragraaf I.4.4.

```

function [c] = ztt(a,b,n)
% Transformation from z-space to values in time following a matrix-
% calculationmethod
%
% input: a = denominator
%        b = counter
%        n = nombre of solutionpoints
%
% output: c = vector of results

b = b/a(1);
a = a/a(1);
a(1) = 0;
l1 = length(a);
l2 = length(b);
for i = 1:n,
    if i>l2,
        b(i) = 0;
    end
    c(i) = b(i);
    for j = 1:i,
        if j>l1,
            a(j) = 0;
        end
        c(i) = c(i)-c(i-j+1)*a(j);
    end
end
end

```

B.2.3. Het programma C2D

- de discretisatie van een stelsel uitgedrukt in zijn matriciële vergelijking, 'Continuous To Discrete'
- paragraaf I.4.5.

```
function [x,y]=c2d(a,b,ts)
% This program transform the matrices a and b into discrete matrices

y = eye(a);
fac = 1;
for i = 1:20
    fac = fac*(i+1);
    y = y+((a*ts)^i)/fac;
end
y = y*ts*b;
x = expm(a*ts);
end
```

B.2.4. Het programma SPACE

- bepaling van de modale kontrolematrix volgens de 'eigenSPACE' theorie
- paragraaf I.4.9.

```

function [k,v,d] = space(a,b,c,vd,lambda)

% Calculation of controlmatrix K following the eigenspacetheory
%
% input: a = statematrix
%        b = steeringmatrix
%        c = outputmatrix
%        vd = desired eigenvectors
%        lambda = desired eigenvalues
%
% output: k = modale matrix
%         v = achievable eigenvectors
%         d = eigenvalues

index = max(size(a));
for i = 1:index,
    g = 1;
    t = eye(a);
    vector = vd(:,i);
    for j = 1:index,
        if vector(j)>-100,
            t(g,g) = 0;
            t(j,j) = 0;
            t(g,j) = 1;
            t(j,g) = 1;
            g = g+1;
            q(i,j) = 1;
            if vector(j) == 1,
                n(i) = j;
            end
        end
    end
    g = g-1;
    vector = t*vector;
    l = inv(lambda(i)*eye(a)-a)*b;
    l = t*l;
    z(:,i) = inv(l(1:g,:))*l(1:g,:)*l(1:g,:)*vector(1:g);
    v(:,i) = l*z(:,i);
    v(:,i) = t*v(:,i);
    lv(:,i) = lambda(i)*v(:,i);
end
v1 = v;
i1 = min(size(b));
i2 = min(size(c));
trans(1:i1,index-i1+1:index) = inv(b(index+1-i1:index,:));
trans(i1+1:index,1:index-i1) = eye(index-i1);
trans = inv(trans);
vd = inv(trans)*v;
s1 = vd(:,1:i2);
for i = 1:index,
    s2(1:i1,i) = lambda(i)*vd(1:i1,i);
end

```

```

c1 = c*trans;
lv = inv(trans)*a*trans;
s3(1:i1,:) = lv(1:i1,:);
k = (s2-s3*s1)*inv(c1*s1);
[vector,la] = eig(a+b*k*c);
for i = 1:index,
    d(i) = lambda(i);
    for j = 1:index,
        if abs(la(j)-lambda(i))<0.005,
            cst = vl(n(i),i)/vector(n(i),j);
            v(:,i) = cst*vector(:,j);
        end
    end
end
end
end

```

B.2.5. Het programma FORWARD

- bepaling van de kontrolematrix volgens de theorie der voorwaartse, 'FORWARD', regeling
- paragraaf I.4.10.

```
function [g] = forward(a,b,c,t,k)

% This program calculates the feedforwardmatrix with the
% theory of modelfollowing
%
% input: a = statematrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         t = trackingmatrix
%         k = modale controlmatrix
%
% output: g = feedforwardmatrix

l1 = length(a);
l2 = min(size(b));
omega = [a b];
omega(l1+1:l1+l2,1:l1) = t;
omega = inv(omega);
g = omega(l1+1:l1+l2,l1+1:l1+l2)-k*c*omega(1:l1,l1+1:l1+l2);
end
```

B.2.6. Het programma TRY

- longitudinale simulatie van een FBW-vliegtuig, de eerste poging, 'TRY'
- paragraaf II.3.6.3.

```
function try (a,b,c,k,h,h1,f,gforce,ts,n,p)

% This program simulates a FBW-control
%
% input: a = statematrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         k = modal controlmatrix
%         h, h1 = loadfactormatrixes
%         f = weigthingvector
%         gforce = desired loadfactor
%         ts = samplingtime
%         n = nombre of samplingpoints
%         p = weigthingmatrix
%
% output: grafics

l1 = length(a);
l2 = min(size(b));
[a,b] = c2d(a+b*k*c,b,ts);
[m1,m2,m3] = fbw(a,b,h,f,p);
u(l2,1) = 0.0;
x(l1,2) = 0.0;
for i = 2:n+2,
    u(:,i) = m1*f(1)*u(:,i-1)+m2*f(2)*h'*gforce+m3*a*x(:,i);
    x(:,i+1) = a*x(:,i)+b*u(:,i);
end
y = [0:n];
plot(y*ts,h*x(:,2:n+2))
plot(y*ts,x(1,2:n+2)+x(3,2:n+2),'-',y*ts,x(1,2:n+2),'-.')
for i = 2:l1,
    plot(y*ts,x(i,2:n+2))
end
plot(y*ts,h1*x(:,2:n+2))
end
```

B.2.7. Het programma FBW

- hulpprogramma bij 'try' voor het bekomen van een FBW-controlematrix steunend op de optimalisatietheorie
- paragrafen I.4.8. en II.3.6.3.

```
function [x,y,z] = fbw(a,b,h,f,p)

% This program calculates the controlmatrix of a Fly By Wire
% system using a minimalizationmethod. The minimalizationfunction
% is  $J = x(k+1)' * p * f(3) * x(k+1) / 2 + f(1) * (u(k)' - u(k-1)) ^ 2 / 2 +$ 
%  $f(2) * (h * x(k+1) - nd) ^ 2 / 2 + 1' * (x(k+1) - a * x(k) - b * u(k))$ 
%
% input: a = matrix of the influences of the statevariables
%         b = matrix of the influences of the steeringvariables
%         h = matrix for g-force calculation
%         f = weightvector
%         p = weightmatrix
%
% output: x, y, z are matrixes so that
%          $u(k) = x * u(k-1) + y * h' * nd + z * a * x(k+1)$ 

l1 = length(a);
l2 = min(size(b));
m(1:l2,1:l2) = f(1)*eye(l2);
m(1:l2,l1+l2+1:2*l1+l2) = -b';
m(l2+1:l2+l1,l2+1:l1+l2) = f(3)*p+h'*f(2)*h;
m(l2+1:l2+l1,l1+l2+1:2*l1+l2) = eye(l1);
m(l1+l2+1:2*l1+l2,1:l2) = -b;
m(l1+l2+1:2*l1+l2,l2+1:l2+l1) = eye(l1);
m = inv(m);
x = m(1:l2,1:l2);
y = m(1:l2,l2+1:l2+l1);
z = m(1:l2,l1+l2+1:2*l1+l2);
end
```

B.2.8. Het programma TRY2

- programma voor de simulatie van een longitudinale tweestapregelaar, 'TRY2'
- paragraaf II.3.6.4.

```
function try2 (a,b,c,k,h,h1,f,gforce,ts,n)

% This program simulates a FBW-control
%
% input: a = statematrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         k = modal controlmatrix
%         h, h1 = loadfactormatrixes
%         f = weigthingvector
%         gforce = desired loadfactor
%         ts = samplingtime
%         n = nombre of samplingpoints
%
% output: graphics

l1 = length(a);
l2 = min(size(b));
[a,b] = c2d(a+b*k*c,b,ts);
[m1,m2,m3] = fbw2(a,b,h,f);
u(l2,1) = 0.0;
x(l1,2) = 0.0;
for i = 2:n+2,
    u(:,i) = m1*f(1)*u(:,i-1)+m2*f(2)*h'*gforce+m3*a*x(:,i);
    x(:,i+1) = a*x(:,i)+b*u(:,i);
end
y = [0:n];
plot(y*ts,h*x(:,2:n+2))
plot(y*ts,x(1,2:n+2)+x(3,2:n+2),'-',y*ts,x(1,2:n+2),'-.')
for i = 2:l1,
    plot(y*ts,x(i,2:n+2))
end
plot(y*ts,h1*x(:,2:n+2))
end
```

B.2.9. Het programma FBW

- hulpprogramma bij 'try2' voor het bekomen van een controlematrix steunend op de optimalisatietheorie
- paragrafen I.4.8. en II.3.6.4.

```
function [x,y,z] = fbw(a,b,h,f)

% This program calculates the controlmatrix of a Fly By Wire
% system using a minimalizationmethod.
%
% input: a = matrix of the influences of the statevariables
%         b = matrix of the influences of the steeringvariables
%         h = matrix for g-force calculation
%         f = weightvector
%
% output: x, y, z are matrixes

l1 = min(size(b));
l2 = 2*l1;
l3 = l2+length(a);
l4 = l3+length(a);
l5 = l4+length(a);
l6 = l5+length(a);
m(1:l1,1:l1) = f(1)*eye(l1)*2;
m(1:l1,l1+1:l2) = -f(1)*eye(l1);
m(1:l1,l4+1:l5) = -b';
m(l1+1:l2,1:l1) = -f(1)*eye(l1);
m(l1+1:l2,l1+1:l2) = f(1)*eye(l1);
m(l1+1:l2,l5+1:l6) = -b';
m(l2+1:l3,l4+1:l5) = eye(a);
m(l2+1:l3,l5+1:l6) = -a';
m(l3+1:l4,l3+1:l4) = h'*f(2)*h;
m(l3+1:l4,l5+1:l6) = eye(a);
m(l4+1:l5,1:l1) = -b;
m(l4+1:l5,l2+1:l3) = eye(a);
m(l5+1:l6,l1+1:l2) = -b;
m(l5+1:l6,l2+1:l3) = -a;
m(l5+1:l6,l3+1:l4) = eye(a);
m = inv(m);
x = m(1:l1,1:l1);
y = m(1:l1,l3+1:l4);
z = m(1:l1,l4+1:l5);
end
```

B.2.10. Het programma TRY

- simulatieprogramma van de gedwongen longitudinale FBW-regelaar, laatste poging, 'TRY'
- paragraaf II.3.6.5.

```

function try (a,b,c,k,h,h1,f,gforce,ts,n,p,alpha)

% This program simulates a FBW-control
%
% input: a = statematrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         k = modal controlmatrix
%         h, h1 = loadfactormatrixes
%         f = weigthingvector
%         gforce = desired loadfactor
%         ts = samplingtime
%         n = nombre of samplingpoints
%         p = weigthingmatrix
%         alpha = desired AoA
%
% output: grafics

l1 = length(a);
l2 = min(size(b));
aid = zeros(1,l1);
aid(1,3) = 1;
[a,b] = c2d(a+b*k*c,b,ts);
[t] = calc(a,b,h,alpha,gforce);
h(2,5) = f(5)/f(4);
gforce = [gforce f(5)/f(4)*t(2)]';
[m1,m2,m3] = ccv(a,b,h,aid,f,p);
set = alpha;
u(12,1) = 0.0;
x(11,2) = 0.0;
for i = 2:n+2,
    u(:,i) = m1*f(2)*u(:,i-1)+m2*(f(4)*h'*gforce+f(1)*a'*aid'*set)+m3*a*x(:,i)
    x(:,i+1) = a*x(:,i)+b*u(:,i);
end
y = [0:n];
plot(y*ts,h(1,:)*x(:,2:n+2))
plot(y*ts,x(1,2:n+2)+x(3,2:n+2),'-',y*ts,x(1,2:n+2),'-.')
for i = 2:11,
    plot(y*ts,x(i,2:n+2))
end
plot(y*ts,h1*x(:,2:n+2))
end

```

B.2.11. Het programma CALC

- hulpprogramma voor 'try' die de gewenste klepuitslag berekent, 'CALCulates', i.f.v. de aanvalshoek
- paragraaf II.3.6.5.

```
function [t] = calc(a,b,h,alpha,gforce)

m1 = [alpha-alpha*a(3,3) gforce-alpha*h(3)]';
m2 = zeros(2);
m2(1,:) = [a(3,4) a(3,5)];
m2(2,:) = [h(4) h(5)];
t = inv(m2)*m1;
end
```

B.2.12. Het programma GUST

- simulatieprogramma voor een 'anti GUST'-systeem
- paragrafen I.4.9. en II.4.4.5.

```

function [rms] = gust(choice,a,b,c,k,h,ts,n,l,v,vd,lambda)

% This program simulates an a/c in a turbulent atmosphere. It uses
% a discrete model for the gustsimulation or a stepfunction.
% Two types of a/c-control are used: 1. normal a/c 2. a/c with anti-gust
%
% input: choice = 1(gust) or 0(step)
%         a = state matrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         k = modal controlmatrix
%         h = loadfactormatrix
%         ts = samplingtime
%         n = nombre of samplingpoints
%         l = carateristic length
%         v = speed
%         vd = desired eigenvectors
%         lambda = desired eigenvalues
%
% output: grafics
%         rms = rms values

w = zeros(length(a),1);
w(3,1) = 100/v;
[k1,v1,d] = space(a,b,c,vd,lambda);
[a1,w1] = c2d(a+b*k*c,w,ts);
[a2,w2] = c2d(a+b*k1*c,w,ts);
x = zeros(length(a),1);
xg = x;
if choice == 1,
    rand('normal');
    e(1) = 0.0;
    cst1 = 1/v/ts;
    cst2 = cst1^2+2*cst1;
    n1 = 70*rand(1,2^n+1);
    for i = 1:2^n,
        e(i+1) = (e(i)*cst2+n1(i+1)+sqrt(3)*cst1*(n1(i+1)-n1(i)))/(cst2+1);
        x(:,i+1) = a1*x(:,i)+w1*e(i+1);
        xg(:,i+1) = a2*xg(:,i)+w2*e(i+1);
    end
else
    e(1,2) = 20;
    e(2^n+1) = 0.0;
    for i = 1:2^n,
        x(:,i+1) = a1*x(:,i)+w1*e(i);
        xg(:,i+1) = a2*xg(:,i)+w2*e(i);
    end
end
end

```

```

n = 2^n;
y = [0:n];
plot(y*ts,e(1,:)*100/v);
plot(y*ts,h*x(:,1:n+1));
plot(y*ts,h*xg(:,1:n+1));
plot(y*ts,x(1,1:n+1));
plot(y*ts,xg(1,1:n+1));
plot(y*ts,x(4,1:n+1));
plot(y*ts,xg(4,1:n+1));
plot(y*ts,x(5,1:n+1));
plot(y*ts,xg(5,1:n+1));
y = fft(e(1:n));
pyy = y.*conj(y);
f = (0:n-1)/2/n/ts;
plot(f,pyy(1:n));
y = cumsum(e.^2*100/v);
rms(1) = sqrt(y(n+1))/(n+1);
y = cumsum((h*x(:,1:n+1)).^2);
rms(2) = sqrt(y(n+1))/(n+1);
y = cumsum((h*xg(:,1:n+1)).^2);
rms(3) = sqrt(y(n+1))/(n+1);
y = cumsum(x(1,1:n+1).^2);
rms(4) = sqrt(y(n+1))/(n+1);
y = cumsum(xg(1,1:n+1).^2);
rms(5) = sqrt(y(n+1))/(n+1);
end

```

B.2.13. Het programma MOM

- berekening van het buigend MOMent in de vleugelwortel
- hoofdstuk I.5.3. en paragraaf II.5.2.4.

```

function [m,v] = mom(g,l,n,num)

% This program calculates the changes of the bending moment of a
% wing as a function of the loadfactor.
%
% input: g = total weigth of a/c
%         l = length of wing
%         n = maximum loadfactor
%         num = numbere of interpolationpoints
%
% output: m = momentumvector
%         v = shearvector

c = 9.81*4*n*g/l/pi;
l1 = l/2/num;
v(2) = 1.0;
m(2) = 0.0;
for i = 1:(num/2)-1,
    m(2) = m(2)+8*sqrt(1-(2*i/num)^2)*i+sqrt(1-((2*i+1)/num)^2)*(4*i+2);
    v(2) = v(2)+4*sqrt(1-(2*i/num)^2)+2*sqrt(1-((2*i+1)/num)^2);
end
m(2) = m(2)+4*sqrt(1-((num-1)/num)^2)*(num-1);
v(2) = v(2)+4*sqrt(1-((num-1)/num)^2);
m(2) = m(2)*c*l1^2/3;
v(2) = v(2)*c*l1/3;
y = {0,n};
plot(y,m);
plot(y,v);
end

```

B.2.14. Het programma MLC

- simulatie van een 'Maneuver Load Control'-systeem
- hoofdstuk I.5.3. en paragraaf II.5.2.4.

```
function [f]=mlc(g,l,n,num,clf,x,mr,cst)

% The following lines simulate the use of a Manoeuver Load
% Control at a given loadfactor. The used model is that of
% a elliptical distribution of the liftforce.
%
% input: g = total weight of the a/c
%         l = length of wing
%         n = loadfactor
%         num = numbere of interpolationpoints
%         clf = vector of liftcoefficient of flaps
%         x = coordinates of flaps
%         mr = change in momentum
%         cst = 0.5*rho*speed^2*surface
%
% output: grafics
%         f = flapdeflections

g = 0;
cst = cst/l;
dx(1:2) = x(2,:)-x(1,:);
k(1,1) = clf(1)*dx(1);
k(1,2) = clf(2)*dx(2);
k(2,1) = clf(1)*dx(1)*(x(1,1)+dx(1)/2);
k(2,2) = clf(2)*dx(2)*(x(2,1)+dx(2)/2);
m1(2,1) = mr;
f = inv(k*cst)*m1;
m = zeros(1,num);
v = ones(1,num);
v(num) = 0.0;
n1c = m;
v1c = m;
c = 9.81*4*g*n/1/pi;
l1 = l/2/(num-1);
for i = 1:num-1,
    l2 = l1*(num-i)/(num-1);
    for j = 1:(num/2)-1,
        z = (i-1)*l1+2*l2*j;
        m(i) = m(i)+4*sqrt(1-(z*2/l)^2)*z+2*sqrt(1-((z+l2)*2/l)^2)*(z+l2);
        v(i) = v(i)+4*sqrt(1-(z*2/l)^2)+2*sqrt(1-((z+l2)*2/l)^2);
    end
    m(i) = m(i)+4*sqrt(1-((i*l1-l1+(num-1)*l2)*2/l)^2)*(i*l1-l1+l2*(num-1));
    v(i) = v(i)+4*sqrt(1-((i*l1-l1+(num-1)*l2)*2/l)^2);
    m(i) = m(i)*c*l2/3;
    v(i) = v(i)*c*l2/3;
    if mr < 0.0,
```

```

nlc(i) = m(i);
vlc(i) = v(i);
if i < x(2,1)/l1,
    nlc(i) = nlc(i)+cst*dx(2)*f(2)*clf(2)*(x(2,1)+x(2,2)-2*(i-1)*l1)/2;
    vlc(i) = vlc(i)+cst*dx(2)*f(2)*clf(2);
    q = 1;
elseif i < x(2,2)/l1,
    q = 2;
end
if q > 0,
    if i < x(1,q)/l1,
        nlc(i) = nlc(i)+cst*dx(q)*f(q)*clf(q)*(-2*(i-1)*l1+x(q,1)+x(q,2))
        vlc(i) = vlc(i)+cst*dx(q)*f(q)*clf(q);
    else
        nlc(i) = nlc(i)+cst*(x(2,q)-(i-1)*l1)^2/2*f(q)*clf(q);
        vlc(i) = vlc(i)+cst*(x(2,q)-(i-1)*l1)*f(q)*clf(q);
    end
end
q = 0;
end
end
y = [1:num];
for i = 0:num-1,
    m1(i+1) = c*sqrt(1-(i*l1*2/l)^2);
end
plot((y-1)*l1,m1);
plot((y-1)*l1,m,'-.',(y-1)*l1,nlc,'-');
plot((y-1)*l1,v,'-.',(y-1)*l1,vlc,'-');
end

```

B.2.15. Het programma FLUT

- berekening van de demping van een vleugel en het aantonen van het verschijnsel 'FLUTter'
- hoofdstuk I.5.4. en paragraaf II.5.2.4.

```

function [lmbd] = flut(dim,r,l,s,p1,cl,cm,rx,rho,e,v,n)

% This program illustrate the possibility of flutter on a wing
%
% input: dim = dimensions of the wingcamber
%         r = specific weigth
%         l = carateristic length
%         s = wingsurface
%         p1 = nombre of parts
%         cl = liftcoefficientvector
%         cm = momentumcoefficientvector
%         rx = distance of momentum
%         rho = specific weigth of the air
%         e = elasticitycoefficient
%         v = speedlimits
%         n = interpolationpoints
%
% output: grafics
%         lmbd = eigenfrequenties

s = s/p1;
l1 = s/l;
iy = (dim(1,1)^3*dim(1,2)-dim(2,1)^3*dim(2,2))/12;
ix = (dim(1,2)^3*dim(1,1)-dim(2,2)^3*dim(2,1))/12;
ip = sqrt(ix^2+iy^2);
k1 = 12*e*ix/l1^3;
k2 = e/3*ip/l1;
k(1,1) = k1;
k(2,2) = k2;
m(1,1) = (dim(1,1)*dim(1,2)-dim(2,1)*dim(2,2))*r*l1;
m(2,2) = m(1,1)*(dim(1,1)^2+dim(1,2)^2-dim(2,1)^2-dim(2,2)^2)/12;
for i1 = 1:p1-1,
    i = 2*i1-1;
    k(i,i) = k(i,i)+k1;
    k(i+1,i+1) = k(i+1,i+1)+k2;
    k(i,i+2) = -k1;
    k(i+1,i+3) = -k2;
    k(i+2,i) = -k1;
    k(i+2,i+2) = k1;
    k(i+3,i+1) = -k2;
    k(i+3,i+3) = k2;
    m(i+2,i+2) = m(1,1);
    m(i+3,i+3) = m(2,2);
end
[vec,lmbd] = eig(inv(m)*k);
[lmbd,j] = sort(sqrt(diag(lmbd)));
for i = 1:length(m),
    cst = vec(:,j(i))'*m*vec(:,j(i));
    vo(:,i) = vec(:,j(i))/sqrt(cst);
end
o = [1:p1+1];
vec(1:2,:) = zeros(2,2*p1);
vec(3:2*p1+2,:) = vo;
for i = 1:min(20,2*p1),
    plot((o-1)*l1,vec(2*o-1,i),'+',(o-1)*l1,vec(2*o-1,i)+vec(2*o,i),'-');
end

```

```

beta = 0.02/(lmbd(1)+lmbd(2));
alpha = 0.02*lmbd(1)-beta*lmbd(1)^2;
c = alpha*m+beta*k;
l = dim(1,1);
for j = 0:n,
    mi = m;
    ki = k;
    ci = c;
    vi = (v(2)-v(1))/n*j+v(1);
    y(j+1) = vi;
    if vi == 0.0,
        t = 0.0;
    else
        t = 1.0;
    end
    for il = 1:p1,
        i = 2*il-1;
        mi(i,i) = mi(i,i)+0.5*rho*s*1*cl(2)*t;
        mi(i+1,i) = 0.5*rho*s*1*(cm(2)*1-rx*cl(2))*t;
        ki(i,i+1) = ki(i,i+1)-0.5*rho*s*vi^2*cl(1);
        ki(i+1,i+1) = ki(i+1,i+1)-0.5*rho*s*vi^2*(1*cm(1)-rx*cl(1));
        ci(i,i) = ci(i,i)+0.5*rho*s*vi*cl(1);
        ci(i,i+1) = ci(i,i+1)-0.5*rho*s*vi*1*cl(2);
        ci(i+1,i) = ci(i+1,i)+0.5*rho*s*vi*(1*cm(1)-rx*cl(1));
        ci(i+1,i+1) = ci(i+1,i+1)-0.5*s*vi*1*(1*cm(2)-rx*cl(2));
    end
    [ev,aid] = eig(inv(mi)*ki);
    [lmbd(:,j+1),o] = sort(sqrt(diag(aid)));
    for i = 1:2*p1,
        lmbd(i,j+1) = real(lmbd(i,j+1));
        cst = ev(:,o(i))'*m*ev(:,o(i));
        evo(:,i) = ev(:,o(i))/sqrt(cst);
    end
    ro(:,j+1) = diag(evo'*ci*evo);
    for i=1:2*p1,
        if lmbd(i,j+1) > 0.0,
            ro(i,j+1) = ro(i,j+1)/2/lmbd(i,j+1);
        else
            ro(i,j+1) = 0.0;
        end
    end
end
end
for i = 1:min(20,2*p1),
    plot(lmbd(i,1),ro(i,1),'x',lmbd(i,1:n),ro(i,1:n));
end
end

```

B.2.16. Het programma TRAP

- longitudinale simulatie van een besturing met 6 vrijheidsgraden, reaktie op een TRAPfunctie
- paragraaf II.6.7.6.

```
function trap(a,b,c,k,h,h1,t,teta,gamma,n,ts)

% Testprogram. Calculates the reponse of the openloop CCV-control.
%
% input: a = statematrix
%        b = steeringmatrix
%        c = outputmatrix
%        k = modale controlmatrix
%        h = loadfactormatrix
%        h1 = loadfactor cockpit
%        t = trackingmatrix
%        teta = desired angle teta
%        gamma = desired angle gamma
%        n = nombre of samplingpoints
%        ts = samplingtime
%
% output: x = resulting statevectors

[g] = forward(a,b,c,t,k);
[a,b] = c2d(a+b*k*c,b*g,ts);
l = length(a);
x(1,1) = 0;
y = [teta gamma];
u(2,1) = 0;
for i = 1:n,
    x(:,i+1) = a*x(:,i)+b*y';
end
y = [0:length(x)-1];
plot(y*ts,x(1,:), '-.', y*ts,x(1,:)+x(3,:), '--', 0,-0.2, '.')
plot(y*ts,x(2,:))
plot(y*ts,x(3,:))
plot(y*ts,x(4,:))
plot(y*ts,x(5,:))
plot(y*ts,h*x)
plot(y*ts,h1*x)
end
```

B.2.17. Het programma TRYC

- simulatieprogramma van een gesloten lus regeling voor een besturing met 6 vrijheidsgraden, poging 'ccv', 'TRYC'
- paragraaf II.6.7.6.

```
function tryc(a,b,c,k,h,h1,ccvv,f,ts,n,p,teta,gamma)

% This program simulates a CCV closed loop control
%
% input: a = statematrix
%         b = steeringmatrix
%         c = outputmatrix
%         k = modal controlmatrix
%         h = loadfactormatrix
%         h1 = loadfactor at cockpit
%         ccvv = controlvariables
%         f = weigthingvector
%         gforce = desired loadfactor
%         ts = samplingtime
%         n = nombre of samplingpoints
%         p = weigthingmatrix
%         gamma, teta = desired values
%
% output: grafics

[a,b] = c2d(a+b*k*c,b,ts);
[m1,m2,m3] = ccv(a,b,h,ccvv,f,p);
u(2,1) = 0.0;
x(5,2) = 0.0;
r = [teta gamma]';
for i = 2:n+2,
    u(:,i) = m2*(f(3)*p*x(:,i)+f(1)*a'*ccvv'*r);
    u(:,i) = u(:,i)+m1*f(2)*u(:,i-1)+m3*a*x(:,i);
    x(:,i+1) = a*x(:,i)+b*u(:,i);
end
y = [0:n];
plot(y*ts,x(1,2:n+2)+x(3,2:n+2),'-',y*ts,x(1,2:n+2),'-.-')
plot(y*ts,x(2,2:n+2))
plot(y*ts,x(3,2:n+2))
plot(y*ts,x(4,2:n+2))
plot(y*ts,x(5,2:n+2))
plot(y*ts,h*x(:,2:n+2))
plot(y*ts,h1*x(:,2:n+2))
end
```

B.2.18. Het programma CCV

- hulpprogramma voor 'tryc' voor de sturing van een 'Controls Configured Vehicle'
- paragrafen I.4.8. en II.6.7.6.

```

function [x,y,z] = ccv(a,b,h,ccvv,f,p)

% This program calculates the controlmatrix of a Fly By Wire
% system using a minimalizationmethod. The minimalizationfunction
% is  $J = f(1) * (ccvv * x(k+2) - ad)^2 / 2 + x(k+1)' * p * f(3) * x(k+1) / 2$ 
%  $+ f(2) * (u(k) - u(k-1))^2 / 2 + f(2) * (h * x(k+1))^2 / 2$ 
%  $+ l' * (x(k+1) - a * x(k) - b * u(k))$ 
%
% input: a = matrix of the influences of the statevariables
%        b = matrix of the influences of the steeringvariables
%        h = matrix for g-force calculation
%        ccvv = matrix of anglecalculation
%        f = weightvector
%        p = weightmatrix
%
% output: x, y, z are matrixes so that
%          $u(k) = x * u(k-1) + y * a' * ccvv' * ad + z * a * x(k+1)$ 

l1 = min(size(b));
l2 = length(a);
m(1:l1,1:l1) = f(2)*eye(l1);
m(1:l1,l1+l2+1:l1+2*l2) = -b';
m(l1+1:l1+l2,l1+1:l1+l2) = f(3)*p+f(4)*h'*h+f(1)*a'*ccvv'*ccvv*a;
m(l1+1:l1+l2,l1+l2+1:l1+2*l2) = eye(l2);
m(l2+l1+1:l1+2*l2,1:l1) = -b;
m(l1+l2+1:l1+2*l2,l1+1:l1+l2) = eye(l2);
m = inv(m);
x = m(1:l1,1:l1);
y = m(1:l1,l1+1:l1+l2);
z = m(1:l1,l1+l2+1:l1+2*l2);
end

```

BIBLIOGRAFIE

1. The B 52 CCV-program
Thompson
AGARD CP 137 : Advances in Control Systems (1974)
2. Fly-by-wire and Artificial Stabilization Design
Schoenman
AGARD CP 119 : Stability and Control
3. On the Design and Evaluation of Flight Control Systems
Gill
AGARD CP 137 : Advances in Control Systems (1974)
4. Application of Digital Fly-by-wire to Fighter Attack Aircraft
R Baldwin
AGARD CP 137 : Advances in Control Systems (1974)
5. La mécanique de vol
George - Vernet - Wanner
Dunod, Paris (1969)
6. Fundamentals of Design : Flight Control Systems
B R A Burns
Flight International, London (1979)
7. De dynamica van lichamen en stoffelijke stelsels
Leerstoel MR
Koninklijke Militaire School, Brussel (1979)
8. Vliegtuigpropulsie en -exploitatie
R Jacques Leerstoel MA
Koninklijke Militaire School, Brussel (1974)
9. F 16 Technical Description : Flight Control Systems
General Dynamics, Forth Worth (1975)
10. L'aérodynamique du vol de l'avion
A Boisson
Dunod, Paris (1969)

11. Stealth Aircraft
B Sweetman
Motorbooks (1986)
12. Didactische vluchtsimulator : oplossing van de vluchtvergelijkingen
S Meeusen
Koninklijke Militaire School, Brussel (1985)
13. Moderne militaire vliegtuigen
B Gunston
Standaard (1980)
14. Aerodynamic Controls for CCV Aircraft
Ph Poisson-Quinton
Von Karman Institute, Utkel (1978)
15. Horizontal Canards for Two-axis CCV Fighter Control
S C Stumpfl and R A Whitmoyer
AGARD report nr 6
16. Aerodynamic Data for Active Control Devices
H Korner
Institut fur Entwurfsaerodynamik (1978)
17. Lessen over de numerieke regelingen
C Vloeberghs Leerstoel TE
Koninklijke Militaire School, Brussel (1987)
18. F 16 Technical Description : Stability and Control
General Dynamics, Forth Worth (1975)
19. Design of an Active Flutter System
W L Gonard and B S Liebst
Journal of Guidance (jan-feb 1986)
20. Active Flutter Suppression Using Eigenspace and Linear Quadratic Design Techniques
W L Gonard and B S Liebst
Journal of Guidance (mei-jun 1985)
21. A Design Methodology for Pitch Pointing Flight Controls Systems
K M Sobel and E Y Shapiro
Journal of Guidance (mar-apr 1985)

22. Design Guidance from Fighter CCV Flight Evaluations
F R Swortzel
AGARD Paper nr 18 (1978)
23. Lessen over de regeltechniek
J Charles Leerstoel TE
Koninklijke Militaire School, Brussel (1988)
24. Dynamica der mechanische structuren
Baudoin Leerstoel MA
Koninklijke Militaire School, Brussel (1987)
25. Straaljagers
Andrew Kershaw
Plusprodukten (1976)
26. Vliegtuigen
C H Gibbs - Smith
Amsterdam Boek (1976)
27. Computers nemen testpiloten het werk uit de handen
Steven Bolt
Maandblad "Kijk" nr 11 (1989)
28. Studie van Fly-by-wire, vluchtcontrolesystemen, toepassing op de F 16
A Husniaux
Koninklijke Militaire School, Brussel (1980)

