

(19) DANMARK

P. B.



(12) FREMLÆGGELSESSKRIFT

(11) 151651 B

PATENTDIREKTORATET
KØBENHAVN

(21) Patentansøgning nr.: 5472/76

(51) Int.Cl.⁴

G 05 D 1/10

F 42 B 15/027

(22) Indleveringsdag: 06 dec 1976

(41) Alm. tilgængelig: 05 jun 1977

(44) Fremlagt: 21 dec 1987

(86) International ansøgning nr.: -

(30) Prioritet: 04 dec 1975 US 637565

(71) Ansøger: *GENERAL DYNAMICS CORPORATION; Pierre Laclede Center; 7733 Forsyth Boulevard; St. Louis; Missouri 63105, US

(72) Opfinder: Donald Edwin *Cole; US

(74) Fuldmægtig: Firmaet Chas. Hude

(54) **Automatisk pilot**

(56) Fremdragne publikationer

SE freml.skrift nr. 327301

DK 151651 B

Opfindelsen angår en autopilot til et rullende flyvestel, såsom et missil med duvningsvinkelstyreorganer, såsom et par indstillelige styrevinger eller -flader, der kan bevirke en ændring af flyvestellets stilling i en styreplan, og hvilken autopilot omfatter en drivanordning, som kan påvirke duvningsvinkelstyreorganerne i afhængighed af et styresignal fra et reguleringskredsløb med et accelerationsmåleorgan til måling af accelerationer i forhold til styreplanen.

10 Ved styreplan skal der her forstås et symmetriplan for flyvestellet, vinkelret på omdrejningsaksen for flyvestellets duvning.

Fra svensk fremlæggeskrift nr. 327.301 kendes ganske vist et styresystem med to i afstand fra hinanden anbragte accelerationsmålere monteret på et missils længdeakse og tilsluttet et reguleringskredsløb. Accelerationsmålerne er via en tilbagekobling forbundet med systemet til styring af duvningsvinkelen. Tilbagekoblingen indeholder et første summationsled til formidling af differensen mellem de værdier, der afgives af de to accelerationsmålinger, og et andet summationsled til formidling af den samlede værdi ud fra udgangsværdien af den første accelerationsmåler og fra differensværdien og fra et tredje summationsled til frembringelse af et styresignal ud fra styreordresignalet og det signal, der afgives af det andet summationsled. Dette kendte styresystem arbejder dog kun tilfredsstillende, så længe missilet kun ruller lidt, og er fortrinsvis beregnet til missiler med et anlæg til styring af rulningsvinkelen, også kaldet rullestabiliserede flyvestel, hvor rullestabiliseret skal forstås på den måde, at stabiliseringsanlægget modvirker en rulning. Det styreordresignal, der tilføres det tredje summationsled, afhænger ikke af styreplanets rullevinkel. Dette styresystem kan derfor ikke anvendes til et rullende flyvestel.

Det er velkendt, at flyvestel, der er indrettet til at påføres og opretholde en rulning omkring deres langsgående akse, har betydelige praktiske fordele i forhold til rullestabiliserede flyvestel. Rullende flyvestel anvendes især til luft- og overfladeaffyrede missiler. Sådanne missiler kan bringes i rotation af en affyringsrampe og anvender derefter skråtstillede styreflader til at opretholde en rulning på ca. 5-15 omdrejninger/sek. Med en sådan rulningshastighed er det muligt med en enkelt styreplan at styre missilet i alle tre retninger i forhold til jorden. Typisk anvender styresystemet et enkelt sæt styreflader med variabel hældningsvinkel i forhold til flyvestellet til at ændre flyvestellets stigningsvinkel i forhold til styreplanet ved en given øjeblikkelig orientering under rotationen og som funktion af styreordresignaler. Når et sådant flyvestel befinder sig i et horisontalt flyveleje, må styreordresignalet ændre sig i amplitude med en frekvens, som svarer til flyvestellets rullehastighed, når flyvestellet f.eks. skal stige. Styreordresignalet kan f.eks. have en i det væsentlige sinusformet bølgeform. Hældningsvinkelen for styrefladerne ændres i afhængighed af stillingen af flyvestellets styreplan i forhold til jordvertikalen ved flyvestellets drejning på en sådan måde, at der samlet opnås en vertikal stigningsvinkel for flyvestellet. Denne stigningsvinkel frembringer en opdrift og ændrer flyvestellets flyveleje fra et horisontalt flyveleje til et stigende flyveleje. På samme måde kan en kursændring imod højre frembringes af et sinusformet styreordresignal, som er faseforskudt 90° i forhold til det styreordresignal, der giver en vertikal kursændring.

Da det rullende flyvestel har et forenklet styresystem, opnås en omkostningsreduktion og en forøget pålidelighed i forhold til rullestabiliserede flyvestel, men et effektivt og enkelt styresystem til rullende flyvestel er endnu ikke udviklet, og alle hidtil kendte konstruktioner til rullende flyvestel er uden tilbagekobling, dvs. de anvender et styre-

signal, der ikke modificeres af en tilbagekobling af de aktuelle ændringer, der fremkommer. Sådanne tilbagekoblingsfrie styresystemer kræver, at flyvestellet har en høj grad af aerodynamisk stabilitet. Den stabilitet, der er nødvendig, kan sammenlignes med stabiliteten for bemandede fly, der er indrettet til at vende tilbage til en lige niveauflyvning, efter at en styrepåvirkning er fjernet. Stabilitetskriteriet medfører, at flyvestellets kraftcentrum skal ligge bag tyngdepunktet, set i flyveretningen. En sådan statisk stabilitet reducerer naturligvis manøvreedygtigheden for flyvestellet, da styrefladerne først må udligne de stabiliserende kræfter for at opnå en ønsket retningsændring. Derudover kan manglen på et tilbagekoblingssystem medføre, at der svinges ud over en given manøvreringsgrænseværdi. Derfor må alle flyvestels komponenter og driftsparametre i et sådant system udvælges med stor holdbarhed for øje for at sikre, at flyvestellet holder under alle driftsbetingelser.

Den sædvanlige autopilotteknik kan ikke uden videre overføres til flyvestel, der bevidst påføres en rullebevægelse.

Det er formålet med den foreliggende opfindelse at tilvejebringe et styresystem til et flyvestel, der er bibragt en rullebevægelse omkring sin længdeakse, hvilket styresystem ikke kræver, at flyvestellet har en stor statisk, aerodynamisk stabilitet, og som samtidig er enkelt at opbygge.

Dette formål opnås ved, at accelerationsmåleorganet er monteret på flyvestellet til måling af accelerationer i styreplanen og på tværs af flyvestellets længdeakse som funktion af flyvestellets rotation og til frembringelse af et tilsvarende accelerationssignal og ved et summationskredsløb i reguleringskredsløbet for at frembringe et styresignal ved en summering af accelerationssignalerne og styreordresignalerne, der er en funktion af styreplanens rullevinkel.

I det følgende betegnes en drejeb bevægelse i styreplanen som en duvning eller en nikbevægelse. Duvningsvinkelstyreorganerne kan være reaktionsdyser (raketdyser) eller aerodynamiske mekanismer, såsom styreflader, til frembringelse af en kraft, der bevirker en nikbevægelse af flyvestellet og dermed en stigningsvinkel i forhold til den hidtidige flyvebane. For i det følgende lettere at kunne skelne mellem de forskellige vinkler skal det her understreges, at udtrykket hældningsvinkel i det følgende har relation til styrefladerne på flyvestellet, hvorimod stigningsvinkelen af selve flyvestellet betegnes som duvningsvinkel eller nikvinkel.

Det antages i det følgende, at flyvestellet har en næsten neutral statisk stabilitet af duvningen, således at en uro i duvningen ikke vil korrigeres af flyvestellets aerodynamiske egenskaber. Derimod vil et styreordresignal blive modificeret af udgangssignalet fra accelerationsmåleren og nikhastighedsføleren og derved frembringe et passende styresignal til drivanordningen.

Det antages endvidere, at flyvestellet befinder sig i en horisontal flyvestilling, og at der ikke er nogen styreordresignaler til stede. Enhver perturbation eller duvning i forhold til den horisontale flyvebane vil frembringe et periodisk udgangssignal fra accelerationsmåleren i takt med flyvestellets rotation. Da accelerationsmåleren er rettet ind efter styreplanen og kun er følsom for acceleration i selve styreplanen, vil signalet fra accelerationsmåleren på grund af flyvestellets, og dermed styreplanens rotation, variere i hovedsagen sinusformet, og det maksimale signalniveau svarer til den position, i hvilken styreplanen flugter med den accelerationskraft, der virker på flyvestellet som følge af den antagne stigningsvinkel.

Accelerationsmåleren er fysisk anbragt således, at dens udgangssignal er modsat rettet i forhold til flyvestellets accelera-

tion. Når dette udgangssignal i accelerationssumleddet adderes til styreordresignalet, der nu har værdien 0, medfører udgangssignalet fra accelerationsmåleren en negativ tilbagekobling og bevirker, at systemet til styring af stigningsvinkelen indfører en nikbevægelse (en skrå stilling) af flyvestellet for igen at bringe flyvestellet på linie med flyveruten. Da udgangssignalet fra accelerationsmåleren er sinusformet, vil bevægelsen af styrefladerne også variere sinusformet fra en negativ hældningsvinkel til en positiv hældningsvinkel for hver 180° rulning.

Styresystemet kræver ingen jævnspændingsinstrumentering, men kan arbejde med vekselspændingssignaler. Den lader sig fremstille billigt, og flyvestellene skal i hovedsagen kun have neutral, statisk stabilitet. Styresystemet er lille og har en ringe vægt.

Med nikhastighedsføleren, der er monteret på udførelsesformen ifølge krav 2, er det muligt at føre flyvestellet regelmæssigt og meget tæt på de maksimale grænsekonstruktionsværdier ved flyvemanøvrer, uden at disse grænseværdier overskrides. Nikhastighedsføleren måler nikvinkelændringen eller -hastigheden i styreplanen og således hastigheden, hvormed flyvestellet indtager en ny nikvinkel, dvs. sin nye stigningsvinkel. Udgangssignalet fra nikhastighedsføleren tilføres et sumled, der endvidere tilføres et udgangssignal fra accelerationssumleddet. Derved fås et resulterende dæmpet styresignal, der formindsker flyvestellets oversving, når det nærmer sig den stigningsvinkel, som vil frembringe den ønskede acceleration (G-kraft).

Nikhastighedsføleren kan med fordel være en føler, der er stabiliseret ved flyvestellets rullebevægelse.

Selvom duvningsvinkelstyresystemet til frembringelse af en duvning af flyvestellet i en styreplan, udover aerodynamisk virkende styreflader, også kan bestå af raketdyser, foretræk-

kes det, at duvningsvinkelstyresystemet omfatter en servomotor, der kan drive styreflader med en indstillelig hældningsvinkel. Endvidere foretrækkes det, at styrefladerne er Canard-flader med deltaform.

5

Opfindelsen skal i det følgende forklares nærmere under henvisning til tegningen, hvor

10

fig. 1 viser et missil med et styresystem ifølge opfindelsen,

fig. 2 missilet i fig. 1, set bagfra,

15

fig. 3 nikhastighedsfølere, set delvis i snit,

fig. 4 et snit langs linien 4-4 i fig. 3,

fig. 5 et blokdiagram af styresystemet, og

20

fig. 6a-6g kurver over nogle af systemets parametre, som funktion af tiden.

Det i fig. 1 viste flyvestel 10 er et aflangt omdrejningslegeme. I den bageste ende er indrettet fire flader 12, der kan fremkalde en rullebevægelse. I det forreste afsnit af flyvestellet 10 er indrettet to Canard-flader 14 med variabel hældning og to Canard-flader 16 med fast hældning. De to variable Canard-flader 14 kan drejes til positive og negative hældninger af et servodrev 18. Canard-fladerne 14 styrer flyvestellets vinkel i en styreplan 20, der går gennem flyvestellets længdeakse og strækker sig vinkelret på omdrejningsaksen for Canard-fladerne 14. Betegnelserne "op, opad eller nedad" i forhold til styreplanen er retninger i forhold til flyvestellet. I fig. 2 er orienteringen af styreplanen 20 vist med stiplet strek.

35

De rulningsfrembringende flader 12 bestemmer sammen med et startrullemoment, der er påført flyvestellet ved affyringen fra affyringsaggregatet, rullehastigheden omkring længdeaksen (der er vinkelret på tegneplanen i fig. 2).

5 Fortrinsvis andrager rullehastigheden omkring 10 omdr/s. Flyvestellets styring udføres ved en periodisk ændring af hældningen af Canard-fladerne 14, og denne ændring er tilpasset den øjeblikkelige position af styreplanen. Hvis flyvestellet f.eks. befinder sig i en horisontal

10 flyvning og det skal styres i en krum flyvebane mod venstre, drejes styrefladerne 14 til en positiv hældningsvinkel, der når sit maksimum, når missilet har drejet sig (rullet) så meget, at det øverste afsnit af styreplanen 20 ligger til venstre, omtrent vandret i fig. 2. Rulningen er i fig. 2 antyd-

15 med en pil. Når man lader reaktionstidsforsinkelsen ude af betragtning skal den positive hældningsvinkel have et maksimum, når styreplanen 20 falder i den i forhold til jorden horisontale plan (i dette tilfælde ligger det - i forhold til flyvestellet - øvre afsnit af styreplanen til venstre). Under de næste 90° drejning

20 bliver den positive hældningsvinkel af styrefladerne reduceret til 0, og under den følgende yderligere drejning med 90° går hældningsvinklen over i en negativ hældningsvinkel, der når sit maksimum, når styreplanen igen strækker sig horisontalt, idet det afsnit af styreplanen,

25 der, set i forhold til flyvestellet, er det øvre afsnit, nu befinder sig til højre. Bevægelsen af Canard-fladerne 14 har et sinusformet forløb med en frekvens, der er lig med rullehastigheden, og med en relativ fase, der er bestemt af retningen af den ønskede korrektion.

30 Der er indrettet en lineært arbejdende accelerationsmåler 22 og en nikhastighedsføler 24. Accelerationsmåleren 22 er monteret således i flyvestellet 10, at dets følsomhedsakse ligger i styreplanen 20, dog inverteret i forhold til flyvestellets vertikal, således at accelerations-

35 måleren 22 frembringer et udgangssignal, der svarer til

accelerationen i styreplanen med modsat fortegn. Rulle-
hastigheden af flyvestellet medfører at udgangssignalet
fra accelerationsmåleren varierer sinusformet med rulle-
frekvensen. Derved bliver det muligt at anvende et bredt
5 udsnit af forskellige accelerationsmålere, der ikke er
følsomme over for jævnspændingsændringer i accelerationen,
og ved hvilke jævnspændingsafvigelse ikke er kritiske.
Fortrinsvis kan der indsættes en piezoelektrisk eller et
piezoresistivt element sammen med en Wheatstone-bro for
10 at anvende en accelerationsmåler uden bevægelige dele.

I fig. 3 og 4 er vist en udførelsesform for føleren 24
til frembringelse af nikhastigheden i styreplanen 20.
Det skal endnu engang her nævnes, at den såkaldte nik-
vinkel også kan betegnes som det samlede flyvestels stig-
15 ningsvinkel. Nikhastighedsføleren 24 har en magnetisk
plade 26, der er ophængt drejeligt omkring en akse. Omdrej-
ningsaksen fastlægges af lejer 28 på en basisdel 30 og
af en omdrejningstap 32 på pladen 26. Anordningen bliver
monteret på flyvestellets længdeakse således, at omdrej-
20 ningsaksen for pladen 26 er forskudt 90° i forhold til
omdrejningsaksen for de Canard-flader 14, der kan variere
deres hældningsvinkel.

En induktiv omformer eller føler 34 er monteret således,
at den omslutter klappen eller pladen 26 og er endvidere
25 tætnet i forhold til basisdelen 30, således at der dannes
et hulrum til optagelse af en dæmpevæske, der kan dæmpe
den svingende bevægelse af pladen 26. Da nikhastigheds-
føleren 24 drejer sig med flyvestellet 10, opstår en
gyroskopisk virkning på pladen 26 og stabiliserer sammen
30 med dæmpevæsken 36 positionen af den magnetiske plade 26,
og på denne måde bliver det udgangssignal, der frembringes
af den induktive føler eller omformer 34, 0. Men når flyve-
stellet 10 på grund af virkningen af styrefladerne 14
ændrer sin antagne nikvinkel i styreplanen 20, bestemmer

vinkelhastigheden af denne vinkelændringsbevægelse den grad, hvormed den magnetiserede plade vil præcedere eller omstilles. Denne omstillingsbevægelse medfører at den induktive føler 34 frembringer et udgangssignal, der
5 svarer til vinkelhastigheden eller vinkelhastigheden. Det af føleren frembragte signal har relation til rullebevægelsen, dvs. følerens udgangssignal viser en cyklisk variation, der svarer til flyvestellets rullehastighed, og har en maksimalværdi, når orienteringen af styreplanen
10 svarer til retningen, hvori flyvestellets ønskede flyvebane ligger.

Fig. 5 viser et blokdiagram af en udførelsesform for et styresystem. Som det er tilfældet ved flyvestel ifølge den kendte teknik med en styring uden tilbagekobling, afgives også her et styreordresignal over en ledning 40.
15 Stigningsvinkelstyresystemet 42, der ved den viste udførelsesform dannes af Canard-fladerne med indstillelig hældningsvinkel, bliver styret af styresystemets styresignal. Ændringen af styrefladernes hældningsvinkel bevirker en opdrift på styrefladerne, der drejer flyvestellet i styreplanen, og foranlediger, at flyvestellet indtager en stigningsvinkel i forhold til den hidtidige flyvebane. Hældningsvinkelen medfører en af flyvestellet selv fremkaldt opdrift og dermed en acceleration i retning af den ønskede flyvebane. Den maksimale størrelse af styreordresignalet bestemmes af en indstillelig accelerationsbegrænser 58 for at begrænse de maksimale G-krafter, altså accelerationer, eller den maksimale stigningsvinkel, hvormed flyvestellet kan påvirkes.
25 Accelerationsbegrænseren 58 kan være en variabel begrænser, der styres af den tid, der er forløbet fra afskydningen (i relation til hastigheden), eller højden (i relation til lufttrykket). Accelerationen registreres af styreplansaccelerationsmåleren 44. Vinkelhastigheden, hvormed

30

- ændringen af nikvinklen gennemføres af duvningssvinkelstyresystemet 42, måles af en nikhastighedsføler 46. Den omvendte fysiske orientering af styreplansaccelerationmåleren 44 frembringer et negativt accelerationstilbagekoblingssignal på en ledning 48, som er forbundet til dens udgang. Signalet på ledningen 48 adderes til det udgangssignal, der tilføres via en ledning 41 fra accelerationsbegrænseren 58.
- 5
- 10 Udgangssignalet fra accelerationssumleddet 50 tilføres i udæmpet form via en ledning 52 til et nikhastighedsled 54. Dette tilføres endvidere via en ledning 49 udgangssignalet fra nikhastighedsføleren 46, således at der på udgangsledningen 56 fra nikhastighedssumleddet 54 er et
- 15 dæmpet styresignal, som tilføres styresystemdrevet 62. I en foretrukken udførelsesform består styresystemdrevet 62 af en servomotor 18, der mekanisk er forbundet med duvningssvinkelstyresystemet 42 i form af Canard-fladerne 14 med de variable hældningsvinkler. Et signal, der svarer
- 20 til den vinkel, der indtages af Canard-fladerne 14, ledes fra duvningssvinkelstyresystemet 42 og via en ledning 64 til en styresystembegrænser 66. Styrefladerne 14 har mekaniske grænseværdier. Udgangssignalet fra styresystembegrænseren 66 tilføres via en ledning 68 styresystemet 62
- 25 og begrænser styresystemet 62 på den måde, at hældningsvinkler for styrefladerne 14, som overskrider de førnævnte grænseværdier, ikke videregives til duvningssvinkelstyresystemet 42.
- 30 Under henvisning til fig. 6a-6g skal styrefladerne og signalparametrene under en typisk flymanøvre beskrives, som funktion af tiden. For diagrammerne antages, at flystellet først befinder sig i en horisontal flyvebane, og at styresystemet tilføres styreordresignaler, der kræver en i forhold til jorden vertikal opad rettet korrektion.

Fig. 6b viser flystellets rulleorientering i forhold til jord. Kurven 70 viser øjeblikkspositionen af styreplanen 20. Punkterne 72 på kurven svarer til den stilling af styreplanen, hvor denne indtager en vertikal position, således at det afsnit af styreplanen, der er betegnet 5 det øvre afsnit i forhold til flyvestellet, - i forhold til jorden - er rettet lodret opad. Punkterne 74 på kurven svarer ligeledes til en vertikal rettet styreplan, men her er flystellet drejet 180° , således at opad i forhold 10 til flyvestellet nu er nedad i forhold til jorden. Rullehastigheden i eksemplet andrager 10 rullebevægelser pr. sekund.

Det i fig. 6a viste styreordresignal skal bevirke at flystellet bevæger sig fra den horisontale flyvebane imod 15 en opad rettet flyvebane. Fra kurven 76, der viser styreordresignalet, fremgår det, at dette ændrer sig periodisk med en frekvens på 10 Hz, hvilken frekvens svarer til rullehastigheden. Signalet når et maksimum i punktet 78, der svarer til styreplanens opad rettede stilling. Af 20 fig. 6 fremgår tydeligt at den i fig. 6f viste hældningsvinkel for styrefladerne 14 bestemmes som en kombination af styreordresignalet, accelerationssignalet og nikhastighedssignalet. Ved det i fig. 6 viste udførelseseksempel er nikhastigheden og accelerationen først 0. Af denne 25 årsag fører den i begyndelsen positive spids 78 af styreordresignalet til en høj positiv begyndelseshældningsvinkel for Canard-fladerne 14, således som det fremgår af punktet 80 for hældningsvinkeltidsforløbet 82 i fig. 6f. Det indledte udsving af Canard-fladen 14 fører til 30 en tilsvarende acceleration i styreplanen. I fig. 6g ses accelerationen i styreplanen i form af kurven 98. Af fig. 6g fremgår det, at accelerationen opbygges fra 0 til et maksimum i løbet af ca. to omdrejninger af flystellet. Accelerationssignalet har den samme frekvens som 35 styreordresignalet, men er modsat rettet. Summeringen i

accelerationssumleddet 50 fører til en gradvis reduktion af den udæmpede styrefladehældningsvinkel, således som det fremgår af kurven 82 i fig. 6f, der viser en reduktion af amplituden under de følgende omdrejninger.

5 I fig. 6e er vist forløbet af udgangssignalet fra nikhastighedsføleren 46 ved kurven 86. Udgangssignalet er ligeledes ansvarligt for dæmpningen eller reduktionen af styrefladehældningsvinkelsignalet. Den i begyndelsen høje nikhastighed illustreret ved kurven 86, stammer fra den

10 høje begyndelsesafvigelse af styrefladerne. Med tiden reducerer udgangssignalet fra nikhastighedsføleren det udæmpede styresignal og frembringer en stabiliseret nikhastighed, som det fremgår af den del af sporet 86, der er betegnet med 88.

15 Da bevægelserne af styrefladerne i tid er afpasset til styreplanets sammenfald med retningen imod den tilsigtede flyvebane (vertikalt opad) er der en acceleration af fartøjet i opad gående retning i forhold til jorden, som vist i fig. 6c med sporet 90. Det fremgår, at kurven

20 opnår en maksimalværdi efter ca. 1,5 omdrejning og denne værdi holdes stort set så længe retningsændringen varer med et ganske lille oversving. I fig. 6d er kurven for den horisontale acceleration, set i forhold til jordens horisontale plan, angivet. Kurven viser, at den samlede

25 acceleration i det væsentlige ligger i den retning, hvori flyvebanen skal ændres, altså i den opad gående vertikale retning. Når styreordresignalet falder bort, som det er angivet i fig. 6a med punktet 94, indledes en styrefladehældningssekvens, der i det væsentlige svarer til den

30 sekvens, der blev indledt ved begyndelsen af styreordresignalet. Denne styrefladehældningsvinkelsekvens er vist i fig. 6f med afsnittet 84 af kurven 82. Det fremgår, at det maksimale signal nu svarer til den inverterede position af styreplanen, og derfor bevirker at fartøjet ud-

35 fører en nikbevægelse tilbage til den oprindelige indtagne

flyvestilling. Da der ikke mere er noget styreordresignal til stede, er styrefladehældningsvinklen næsten udelukkende en funktion af accelerationssignalet 98. Dette accelerationssignal er da ækvivalent med den statiske stabilitet, således som det anvendes ved en tilbagekoblingsfri styring ved opretholdelse af en konstant flyvestilling, når et styresignal ikke er til stede. Afsnittet 95 af nikhastighedssignalet 86 i fig. 6e viser nikhastighedsfølerens reaktion på den modsatte vinkelhastighed. Virkningen af nikhastighedssumleddet 54 er at forøge accelerationssignalet i denne del af styresekvensen, og dermed at opnå en dæmpning af den beordrede styrefladehældningsvinkel, og således at forhindre et oversving. Det fremgår, at der kun forekommer et minimalt oversving af den vertikale acceleration, således som det ses af delen 96 af kurven 90 i fig. 6c. Styrefladehældningen og nikhastigheden neddæmpes i løbet af de næste 5 omdrejninger og når 0 ved omtrent samme punkt svarende til at flyvestellet er vendt tilbage til en upåvirket, stabil flyvestilling.

B a t e n t k r a v .

1. Autopilot til et rullende flyvestel (10), såsom et missil, med duvningsvinkelstyreorganer (42), såsom et par indstillelige styrevinger eller -flader (14), der kan bevirke en ændring af flyvestellets stilling i en styreplan (20), og hvilken autopilot omfatter en drivanordning (18, 62), som kan påvirke duvningsvinkelstyreorganerne i afhængighed af et styresignal (56) fra et reguleringskredsløb med et accelerationsmåleorgan (22, 44), der måler accelerationen i forhold til styreplanen (20), k e n d e t e g n e t ved, at accelerationsmåleorganet (22, 44) er monteret på flyvestellet (10) til måling af accelerationen i styreplanen og på tværs af flyvestellets længderetning som en funktion af flyvestellets rotation,

og frembringer et tilsvarende accelerationssignal (48, 98) og ved et summationskredsløb (50) i reguleringskredsløbet for at frembringe et styresignal (52) ved summering af accelerationssignalet (48, 98) og styreordresignalet (41, 76),
5 der er en funktion af styreplanens rullevinkel.

2. Autopilot ifølge krav 1, k e n d e t e g n e t ved, at der på flyvestellet (10) endvidere er monteret en nikhastighedsføler (24, 46) for at måle nikhastighedens ændringshastighed
10 som en funktion af flyvestellets rotation og til frembringelse af et nikhastighedssignal (49, 86) svarende til den målte hastighed, og at nikhastighedssummersorganer (54) er indrettet i reguleringskredsløbet til summering af styresignalet (52) og nikhastighedssignalet (49, 86) for at frembringe
15 et dæmpet styresignal (56).

3. Autopilot ifølge krav 1 eller 2, k e n d e t e g n e t ved, at styresignalet til drivanordningen tilføres en servomotor (18), som kan påvirke styreflader (14) med en indstillelig hældningsvinkel.
20

4. Autopilot ifølge et eller flere af kravene 1-3, k e n d e t e g n e t ved, at styrefladerne (14) er Canard-flader med
/ deltaform.

25 5. Autopilot ifølge et eller flere af kravene 1-4, k e n d e t e g n e t ved, at nikhastighedsfølerorganerne (24) er en føler, som er stabiliseret af flyvestellets rulning.

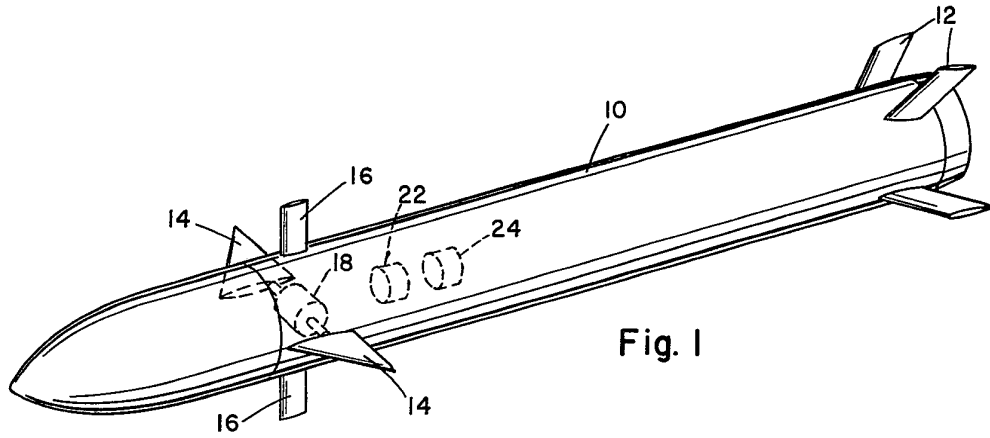


Fig. 1

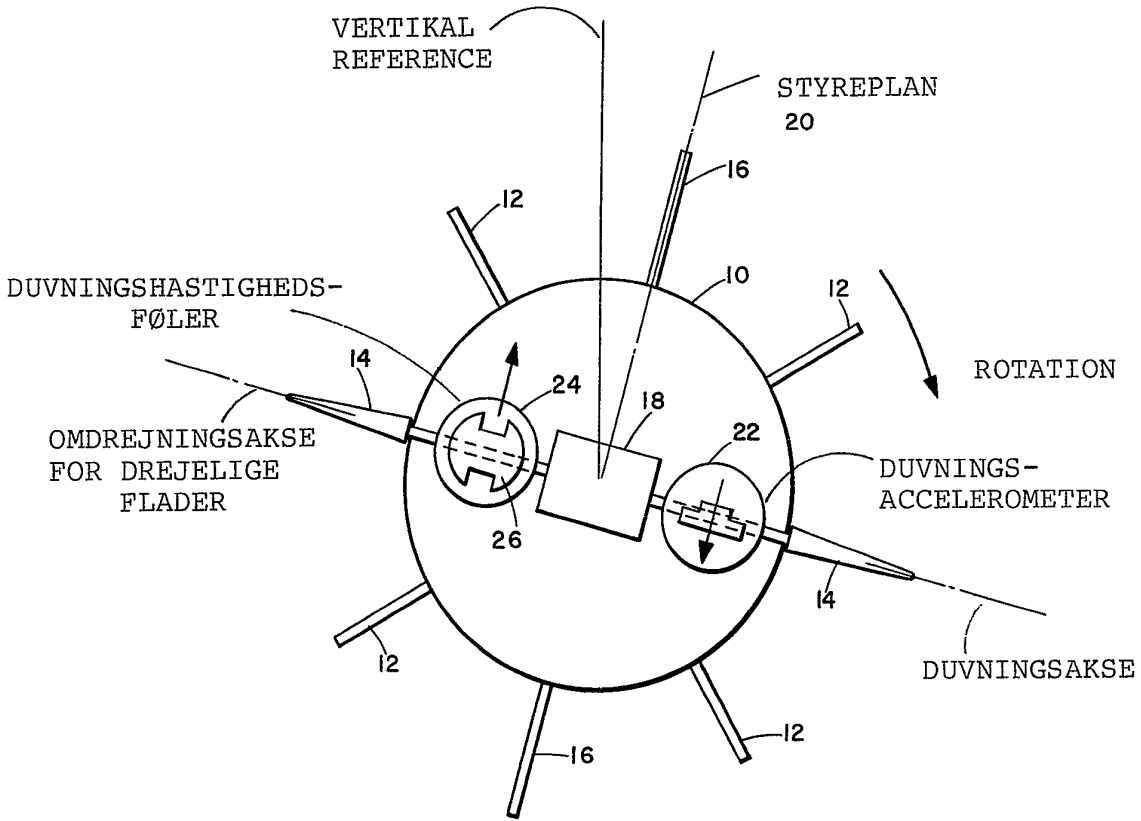


Fig. 2

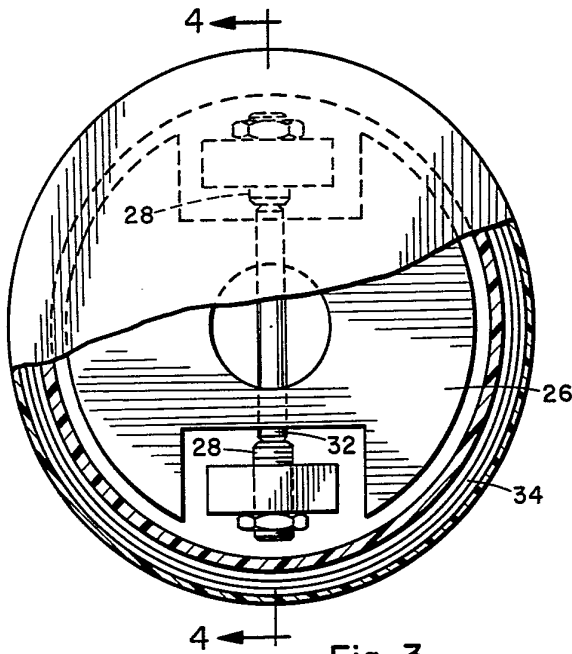


Fig. 3

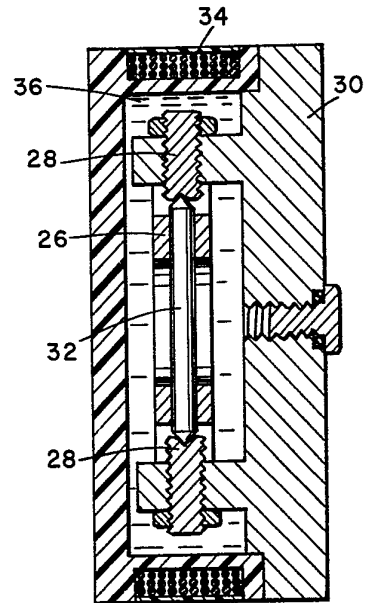


Fig. 4

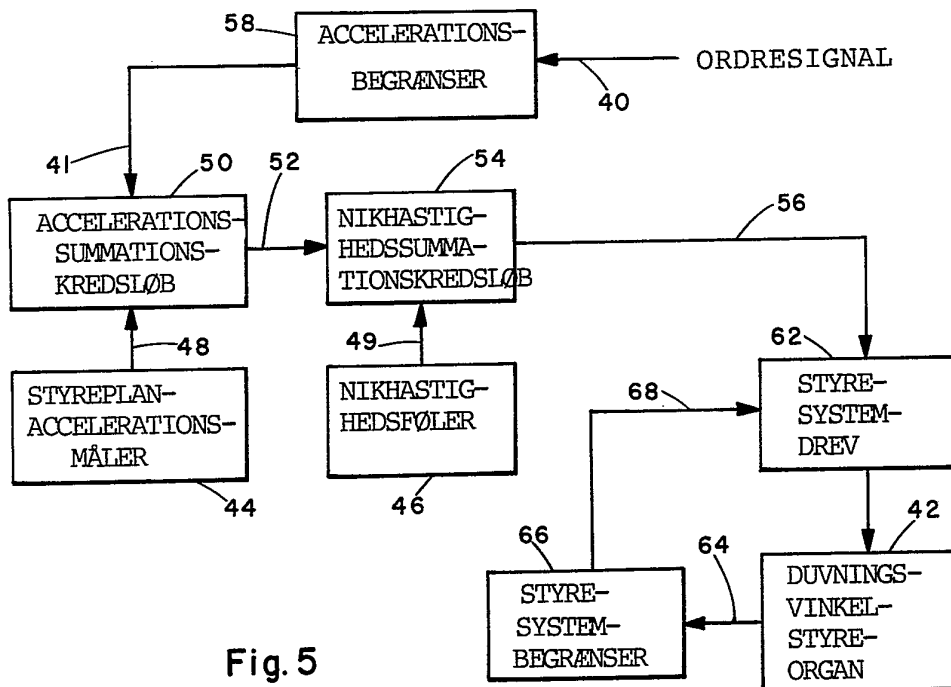


Fig. 5

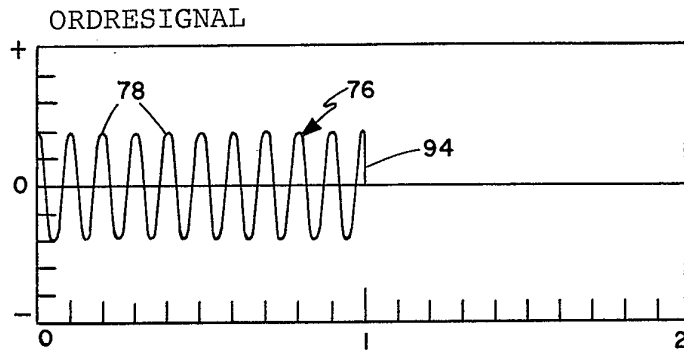


Fig. 6a

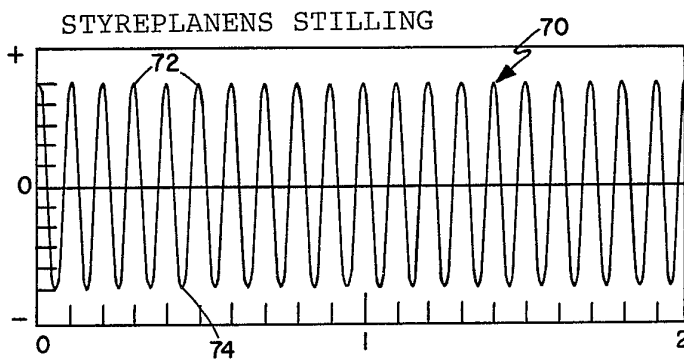


Fig. 6b

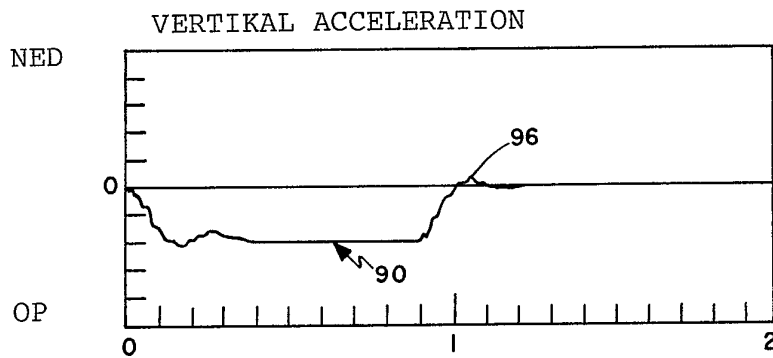


Fig. 6c

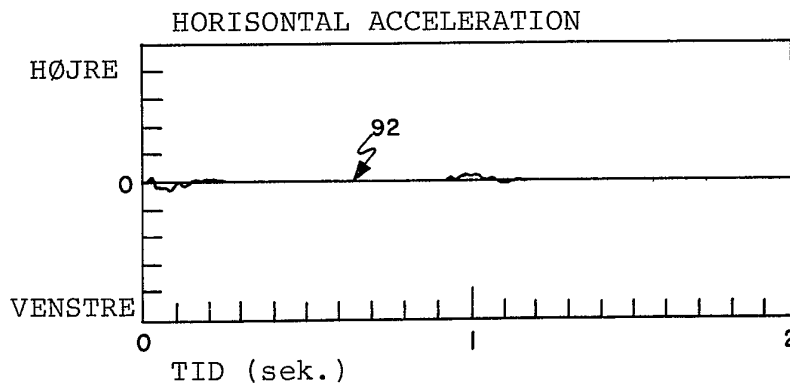


Fig. 6d

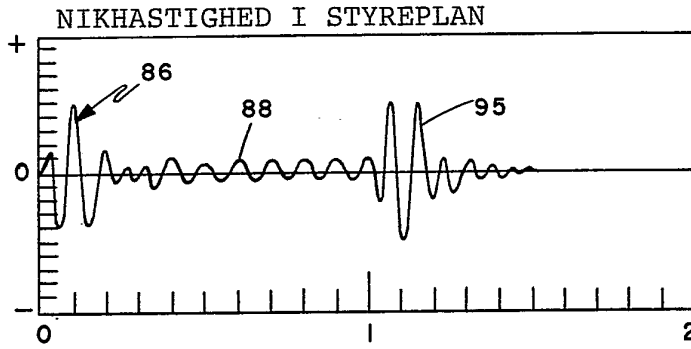


Fig. 6e

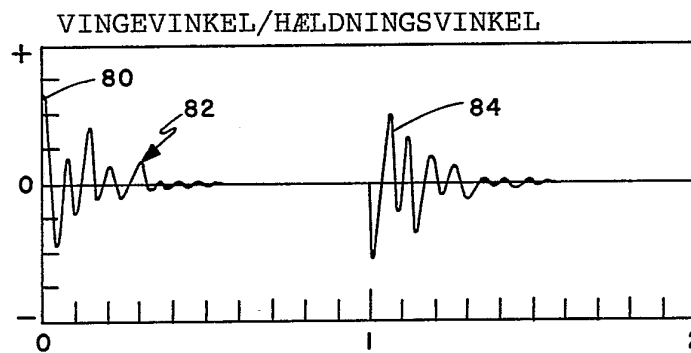


Fig. 6f

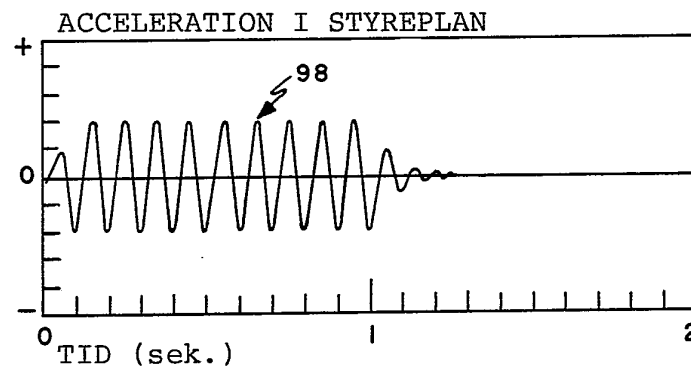


Fig. 6g