NORGE

(12) **PATENT**

(19) NO (11) **301140** (13) B1

(51) Int Cl[6] F 41 G 7/32, 7/30

Patentstyret

(21) Søknadsnr	903100	(86) Int. inng. dag og søknadsnummer	
(22) Inng. dag	11.07.90		
(24) Løpedag	11.07.90	(85) Videreføringsdag	
(41) Alm. tilgj.	22.01.91	(30) Prioritet	21.07.89, US, 384229
(45) Meddelt dato	15.09.97		

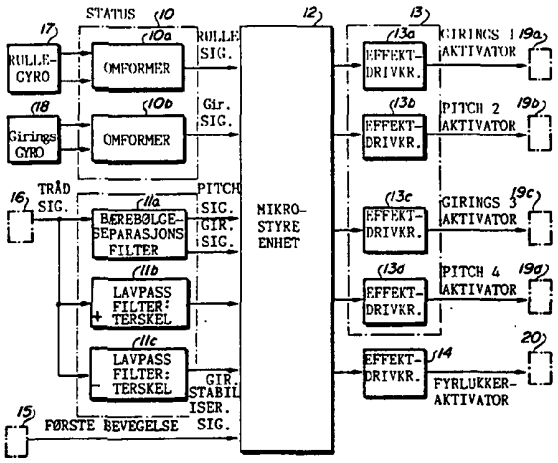
(73) Patenthaver Hughes Aircraft Co, P.O. Box 80028, Los Angeles, CA 90080-0028, US
(72) Oppfinner Richard W. Oaks, Tucson, AZ, US
(74) Fullmektig Jens F.C. Langfeldt, Bryns Patentkontor AS, 0106 OSLO

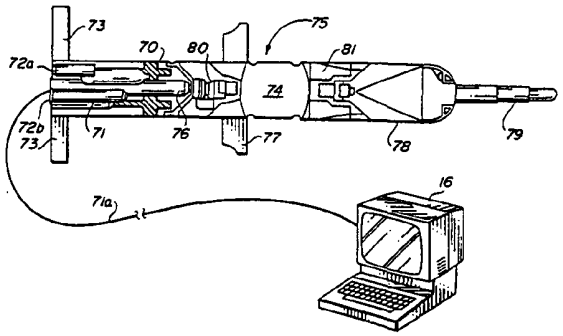
(54) Benevnelse **Hybrid, analog/digital elektronisk styreenhet for et rørutskutt missil**

(56) Anførte publikasjoner Ingen

(57) Sammendrag

En digital elektronikkenhet (81), missil og missilsystem for et rør-utskutt missil. Oppfinnelsen anvender en posisjonsstatusmekanisme (10) for å strukturere signaler fra ombordværende gyrosystem (80) og en retningsmekanisme (11) for å separere signaler fra en operatør. Disse signaler håndteres av en digital mikrostyreenhet (12) til å skape de riktige styresignaler for manipulering av missilet i missilsystemet.





Denne oppfinnelse vedrører en hybrid analog/digital elektronisk styreenhet for et rør-utskutt missil, omfattende:
posisjonsstatusmiddel som reagerer på signaler fra en rullegyro og en giringsgyro, idet nevnte posisjonsstatusmiddel har

- et rulleomformingsmiddel for å omforme et signal fra ryllegyroen til et rullestatussignal og,
- et giringsomformingsmiddel for å omforme et signal fra giringsgyroen til en giringsstatussignal,

retningsmiddel som reagerer på signaler fra en operatør for å generere et retningspitchsignal og et retningsgiringssignal derfra, og
idet nevnte posisjonsstatusmiddel og retningsmiddel er analoge.

Rør-utskutte operatør-ledede missiler ble først utviklet for mer enn ti år siden og har vist seg meget effektive mot slike mål som stridsvogner, personell-transportkjøretøyer, bunkere og lignende.

En stor del av disse missilers effektivitet og tiltrekning er deres enkle operative konsept. Operatøren av missilet "leder" missilet mot målet. Kommunikasjon med missilet skjer gjennom en tråd eller ledninger eller fiberoptisk forbindelse. Ved bruk av en kikkertsikte-mekanisme styrer operatøren missilet for å unngå felthindringer slike som trær og bakketopper. Ettersom operatøren styrer fluktlinjen, blir en stor operativ byrde fjernet fra selve missilet, og hjernene eller kompleksiteten som behøves i andre typer av missiler blir redusert. Dette reduserer i vesentlig grad missilets kostnad.

Så langt som søkeren er klar over mottar disse missiler i øyeblikket de operatørgenererte signaler i analog form. Den analoge formen er adekvat for formidlingen av signaler ettersom missilets elektroniske styreenhet anvender endringer i spenning i kommunikasjonsforbindelsen (et par tynne ståltledninger) for å tilveiebringe den ønskede fluktstyring.

Flere problemer er knyttet til bruken av analoge kretser. Hvor det innkomne signalet er analogt, er elektronikkenhetene også analoge. Ettersom den er analog av natur, har elektronikkenheten imidlertid vært relativt voluminøs og komplisert.

En annen hovedvanskelighet med analoge kretser er at modifikasjon av kretsens formål eller operasjon er meget vanskelig, hvilket krever praktisk talt en fullstendig omkonstruering av kretsen. Så snart et missil er blitt testet, vil endog en liten styrefunksjonsendring avbryte utformingen av hele den analoge kretsen. Denne begrensning hindrer ingeniører fra "finavstemming" av elektronikkenheten.

Elektronikkenheten realiserer kommandoene fra operatøren ved å justere pitch og girings-styreoverflatene som leder missilet.

Et annet trekk ved disse missiler er modularitet. De forskjellige komponenter som utgjør disse missiler (f.eks. krigshodet, elektronikkenheten, fluktmotoren, utskytningsmotoren etc.) er enestående og separate moduler. Denne bruk av moduler tillater missilet ikke bare å bli vedlikeholdt lett, men tillater at det også komponentoppgraderes uten for stor omkonstruering av hele systemet.

I dette henseende har den tradisjonelle utformning for rørutskutte operatør-ledede missiler plassert elektronikkenhetene direkte bak krigshodet i en fremre posisjon på missilet. På grunn av den analoge elektronikkenhetens volum, er rom ikke tilgjengelig for elektronikkenheten akter.

Dessuten, på grunn av en total lengdebegrensning, har den voluminøse elektronikkenheten begrenset det tilgjengelige volum for krigshodet. For visse mål er den begrensede størrelsen av krigshodet en ulempe.

En enda ytterligere ulempe er med elektronikkenheten i en fremre posisjon, ettersom missilets balanse ugunstig påvirkes. Kompenserende ballast kreves i akterseksjonen. Denne ballast medfører bare ytterligere vektbetraktninger som krever kompensering i andre områder (av og til medførende ytterligere reduksjon av krigshodets størrelse).

Det er klart fra det foregående at den foreliggende analoge elektronikkenhet skaper mange konstruksjonsproblemer som hindrer den lette oppgradering av rør-utskutte operatørstyrte missiler.

Styreenheten kjennetegnes, ifølge oppfinnelsen, ved
et styremiddel som er digitalt og reagerer på giringsstatussignalet, rullestatussignalet, retningsgiringssignalet, og retningspitchsignalet, og genererer derfra et primært giringsstyresignal, et sekundært giringsstyresignal, et primært pitchstyresignal, og et sekundært pitchstyresignal, og
et middel som er tilveiebragt for å generere et lukkerretningssignal basert på nevnte operatørgenererte signal.

Ifølge ytterligere utførelsesfom av oppfinnelsen har nevnte styremiddel middel for å generere et lukkerstyresignal basert på nevnte lukkerretningssignal.

I tillegg kan den elektroniske styreenheten omfatte middel for å forsterke nevnte primære giringsstyresignal, middel for å forsterke nevnte sekundære giringsstyresignal, middel for å forsterke nevnte primære pitchstyresignal, og middel for å forsterke nevnte sekundære pitchstyresignal.

I det tilfellet at det på nevnte missil er plassert et fyr kan nevnte lukkerretningssignal formidles til nevnte fyr, og det kan tilveiebringes en første bevegelsebryter som frembringer et første bevegelsesignal og der styremidlet, ved mottagelse av nevnte første bevegelsesignal initierer

generering av nevnte primære giringsstyresignal, det sekundære giringsstyresignalet, det primære pitchstyresignalet, og det sekundære pitchstyresignalet.

Den foreliggende oppfinnelse erstatter den rene analoge elektronikkenhet med en hybrid analog/digital elektronikkenhet. Denne hybride elektronikkenhet tillater ikke bare lett modifisering av elektronikkenheten (gjennom programvareendringer til den digitale mikro-styreenheten), men reduserer også størrelsen av elektronikkenheten i en slik utstrekning at den passer inn i missilets akterseksjon.

Forflytning av elektronikkenheten til akter tillater krigshodet å bli økt, reduserer behovet for akterballast, og frembringer generelt et mer kraftig missil.

Den hybride elektronikkenheten ifølge foreliggende oppfinnelse anvender de analoge signalene fra operatøren sammen med missilets egne interne posisjonssignaler som genereres av girings- og rullegyroene til å manipulere girings- og pitchstyreoverflatene.

Eventuelle påfølgende konstruksjonsendringer på de elektroniske "hjerner" skjer lett ved ganske enkelt å modifisere den interne programvare i den digitale mikroprosessoren.

Disse og ytterligere egenskaper og fordeler ved oppfinnelsen vil også fremgå av den etterfølgende beskrivelse med henvisning til de vedlagte tegninger.

Figur 1 er et funksjonsblokkskjema over den foretrukne utførelsesform.

Figur 2 er et elektronikk-skjema over en posisjonsstatusbestemmelsesmekanisme som er først beskrevet i tilknytning til Figur 1.

Figur 3 er et elektronikk skjema over en dekodingskrets for et operatørgenerert signal som først er beskrevet i tilknytning til Figur 1.

Figurene 4a og 4b er koblingsskjemaer over en mikro-styreenhet som er først beskrevet i Figur 1.

Figur 5 er et elektronikk skjema som illustrerer håndtering av et signal som anvendes til å styre pitch og giring.

Figur 6 er et elektronikk skjema som illustrerer håndtering av et signal som anvendes til å styre pitch og giring og fullføre siktemålene med kretsen i Figur 5.

Figur 7 er et delvis gjennomkuttet riss av en utførelsesform av oppfinnelsen når den er realisert for bruk med et missil og et missilsystem.

Figur 1 viser, i blokkform, elementer som inngår i den foretrukne utførelsesform av styreenheten ifølge denne oppfinnelse. Ved midten av styreenheten befinner det seg en mikro-styreenhet 12. Ved anvendelse av dens programvare, er mikro-styreenheten 12 "hjernene" for operasjonen.

I denne egenskap må mikro-styreenheten 12 ha kjennskap til missilets posisjonsstatus. Denne informasjon utledes ved å anvende signalene fra en rullegyro 17 og en giringsgyro 18. Posisjonsstatus-mekanismen 10 anvender disse signaler for genereringen av rullesignalet og giringssignalet som anvendes av mikro-styreenheten 12.

Denne oppgave fullføres ved å ta signalet fra rullegyroen 17 og omdanne det via omformer 10a til rullesignalet. På lignende måte blir signalet fra giringsgyroen 18 omdannet via omformer 10b til giringssignalet som skal anvendes av mikro-styreenheten 12.

Informasjon med hensyn til operatørens instruksjoner/direktiver formidles til mikro-styreenheten 12 via en retningsmekanisme 11. Operatørens direktiver blir først omsatt ved hjelp av missilutskyteren før de formidles til missilet. For denne beskrivelses formål er de omsatte signaler operatørens direktiver.

Operatøren mater de ønskede retninger inn i et operatørgrensesnitt 16. Denne retningsinformasjon formidles via en kommunikasjonsforbindelse (ikke vist) til retningsmekanismen 11. Kommunikasjonsforbindelsen er en kontinuerlig fysisk forbindelse (f.eks. ståltråd, kobbertråd, fiberoptikk eller lignende) mellom operatørgrensesnittet 16 og missilet.

Ettersom kommunikasjonsforbindelsen er et enkelt par av tråder, må signalet fra operatøren brytes opp i sine komponentdeler ved hjelp av retningsmekanismen 11. Dette skjer ved å ta det innkomne signalet og føre det gjennom et bærebølge-separasjonsfilter 11a som genererer pitchsignalet og giringssignalet som anvendes av mikro-styreenheten 12.

Lukkersignalet oppnås av retningsmekanismen 11 ved bruken av et lavpassfilter med en positiv terskel 11b. Lukkersignalet angir at operatøren ønsker å "stenge" lukkeren på fyret slik at stedet for missilet under flukt visuelt kan oppnås.

Et lavpassfilter med negativ terskel 11c oppnår giringsstabiliseringssignalet.

Det endelige informasjonspunkt som kreves av mikro-styreenheten 12 oppnås fra den første bevegelsesbryteren 15. Denne bryter 15 angir når missilet er blitt utskutt slik at mikro-styreenheten 12 vet når manipulasjon av missilet er passende. I grunnleggende trekk initierer det første bevegelsessignalet operasjon av mikro-styreenheten 12.

Anvendelse av denne informasjon fra statusmekanismen 10 (rullesignal og giringssignal), retningsmekanismen 11 (pitch-signal, giringssignal, lukkersignal, og giringsstabiliseringssignal), og en første bevegelsesbryter 15 (første bevegelsessignal), er mikro-styreenheten 12 i stand til å manipulere missilet gjennom signaler som sendes til en manipuleringsmekanisme 13.

Manipuleringsmekanismen 13 forsterker signalene fra mikro-styreenheten 12 og formidler de forsterkede signaler til de riktige styreoverflate-aktivatorene. I den foretrukne utførelsesform manipulerer aktivatorene styreoverflatene til å påvirke pitchen og giringen for missilet under flukt via utslipp av helium under trykk.

Operativt formidler mikro-styreenheten 12 fire signaler som passerer gjennom: effektdrivkrets 13a til å generere girings-1-aktivatorsignalet som manipulerer aktivator 19a, effekt-drivenhet 13b for å generere pitch 2 aktivatorsignal som manipulerer aktivator 19b, effektdrivkrets 13c til å generere girings-3-aktivatorsignalet som manipulerer aktivator 19c, effektdrivkrets 13d for å generere pitch-4-aktivatorsignalet som manipulerer aktivator 19d. Disse effektdrivkretser er de foretrukne mekanismer for midlene for forsterkning av signalene.

På en tilsvarende måte blir en lukker 20 manipulert av mikro-styreenheten 12 gjennom et signal som forsterkes av en effektdrivkrets 14 som skaper fyrets lukkeaktivatorsignal.

På denne måte blir siktemålene for operatøren hurtig og lett omsatt i deres viktige sekvens av missil-manipuleringer.

Figur 2 er et elektronisk skjema over den foretrukne utførelsesform av statusmekanismen som først er beskrevet relativt Figur 1.

Signaler fra en rullegyro 17 og en giringsgyro 18 kommuniseres til den krets som er vist i Figur 2, dvs. posisjonsstatusmekanismen 10. De med vanlig fagkunnskap vil lett forstå at forskjellige typer av gyroer kan anvendes i denne sammenheng.

Et giringsgyrosignal A 23, et giringsgyrosignalet B 24, et rullegyrosignal A 25, og et rullegyrosignalet B 26 manipuleres og et giringsgyrosignal 21 og et rullegyrosignal 22 formidles til mikro-styreenheten 12.

Figur 3 illustrerer den foretrukne utførelsesform av kretsen som anvendes til å skape retningsmekanismen 11. Retningsmekanismen 11 godtar signalene som indikerer operatørens direktiver, fra operatørens grensesnitt 16 (vist i Figur 1).

De tråd-formidlede signalene fra operatørgrensesnittet 16 håndteres av tre i alt vesentlig uavhengige kretser til å etablere et pitchsignal 31 og et giringssignal 32, sammen med et lukkersignal 33 og rt giringsinnkortingssignal 34. Disse fire signaler formidles til mikro-styreenheten 12.

Figurene 4a og 4b illustrerer bruken av signalene fra posisjonsstatus-mekanismen 10 og retningsmekanismen 11 ved hjelp av mikro-styreenheten 12. Giringsgyrosignalet 21 og rullegyrosignalet 22 (som vist i Figur 2), pitchsignalet 31, giringssignalet 32, lukkersignalet 33 og giringsinnkortingssignalet 34 (som vist i Figur 3) kombineres med et første bevegelsessignal 40 innenfor mikro-styreenheten 12 til å generere styresignaler 41a, 41b, 41c, 41d og 41e. Dessuten blir det generert styresignaler 42a, 42b, 42c og 42d.

På denne måte blir den posisjonsmessige status for missilet kombinert med direktivene fra operatøren for riktig manipulering av missilet under flukt.

Det første bevegelsessignalet 40 mottas fra en bryter og forteller mikro-styreenheten 12 at missilet er i flukt. Det er på dette tidspunkt at styring av missilet er mulig for mikro-styreenheten 12.

I den foretrukne utførelsesform er mikro-styreenheten 12 en mikroprosessor, delnummer 8797 BH, kommersielt tilgjengelig fra Intel Corporation. Innenfor mikro-styreenheten 12 er den nødvendige programvare lagret for å manipulere de innkomne signaler og å utføre den korrekte funksjon med disse.

Figur 5 illustrerer den foretrukne utførelsesform av kretsen som anvendes til å ta styresignalene 42a, 42b, 42c og 42d (opprinnelig beskrevet i Figurene 4a og 4b), og generere forskjellige balansesignaler. Dette innbefatter en pitch-balanse A 50a, en pitchbalanse B 50b, en giringsbalanse A 50c og en giringsbalanse B 50d.

Disse signaler anvendes til å innrette utskyter-styresignalet til missilelektronikken og frakobles ved missilets første bevegelse.

De resterende styresignaler, som først beskrevet i Figur 4, håndteres av kretsen som er vist i Figur 6.

Styresignalene 41a, 41b, 41c og 41d forsterkes til å generere et pitch 4 aktivatorsignal 60a, et girings-1-aktivator-signal 60b, et pitch 2 aktivatorsignal 60c, og et girings-3-aktivatorsignal 60d. Disse signaler formidles til de passende aktivatorene, slik det er åpenbart for vanlige fagfolk, for manipuleringen av styreoverflatene for i-flukt styringen.

Styresignalet 41e forsterkes av kretsen i Figur 6 som blir et lukkeraktivatorsignal 60e og formidles til lukkeraktivatoren 20 for manipulering. Denne "stenging" av lukkeren tillater operatøren å identifisere missilet under flukt ettersom fyret "blinker" for visuell identifisering.

Figur 7 illustrerer missilet og missilsystemet ifølge den foretrukne utførelsesform.

Missilets 75 komponenter befinner seg innenfor et legeme 70 med styreoverflater 73. Vinger 77 hjelper styreoverflatene 73 med å opprettholde og dirigere missilet under flukt.

Fyr 72a og 72b hjelper utskyteren med å identifisere og følge missilet etter utskytning. En lukker (ikke vist) kan manipuleres av utskyteren slik at missilets fyr 72a kan identifiseres i en travel slagmark.

Også innenfor missilet 75 befinner det seg et krigshode 78, en forlengbar sonde 79, en fluktmotor 74 og en utskytningsmotor 76. Disse komponenter er velkjente innenfor teknikken og deres funksjoner er slik deres titler angir.

Kommunikasjonsforbindelsen tillater operatørgrensesnittet 16 å kommunisere med missilet 75, idet nevnte forbindelse består av trådutdelere 71 og tråd 71a. Tråden 71a er en ståltråd. I andre rør-utskutte missiler kan tråden 71a være en fiberoptisk eller kobbertråd.

På denne måte formidler operatøren direktiver til missilet 75 via operatørgrensesnittet 16 og kommunikasjonsforbindelsen 71 og 71a. Direktivene fra operatøren kombineres med posisjonsstatusen for missilet ved hjelp av elektronikkenheten 81 for på viktig måte å manipulere styreoverflatene 73.

Det er klart fra det foregående at den foreliggende oppfinnelse vil bidra til å skape et overlegent og mer allsidig missil.

P a t e n t k r a v

1.
Hybrid analog/digital elektronisk styreenhet for et rørutskutt missil, omfattende:
a) posisjonsstatusmiddel (10) som reagerer på signaler fra en rullegyro (17) og en giringsgyro (18), idet nevnte posisjonsstatusmiddel har
1) et rulleomformingsmiddel (10a) for å omforme et signal fra ryllegyroen til et rullestatussignal og,
2) et giringsomformingsmiddel (10b) for å omforme et signal fra giringsgyroen til en giringsstatussignal,
b) retningsmiddel (11) som reagerer på signaler fra en operatør for å generere et retningspitchsignal og et retningsgiringssignal derfra, og
c) idet nevnte posisjonsstatusmiddel og retningsmiddel er analoge,
k a r a k t e r i s e r t v e d
d) et styremiddel(12) som er digitalt og reagerer på giringsstatussignalet, rullestatussignalet, retningsgiringssignalet, og retningspitchsignalet, og genererer derfra et primært giringsstyresignal, et sekundært giringsstyresignal, et primært pitchstyresignal, og et sekundært pitchstyresignal, og
e) et middel som er tilveiebragt for å generere et lukkerretningssignal basert på nevnte operatørgenererte signal.

2.
Elektronikkenhet som angitt i krav 1, k a r a k t e r i s e r t v e d at nevnte styremiddel (12) har middel for å generere et lukkerstyresignal basert på nevnte lukkerretningssignal.

3.
Elektronikkenhet som angitt i krav 1, k a r a k t e r i s e r t v e d at den dessuten omfatter:

a) middel (13a) for å forsterke nevnte primære giringsstyresignal,
b) middel (13b) for å forsterke nevnte sekundære giringsstyresignal,
c) middel (13c) for å forsterke nevnte primære pitchstyresignal, og
d) middel (13d) for å forsterke nevnte sekundære pitchstyresignal.

4.
Elektronikkenhet som angitt i krav 1, og der det på nevnte missil er plassert et fyr (73a), k a r a k t e r i s e r t v e d at nevnte lukkerretningssignal formidles til nevnte fyr, og at det er tilveiebragt en første bevegelsebryter (15) som frembringer et første bevegelsesignal og der styremidlet, ved mottagelse av nevnte første bevegelsesignal initierer generering av nevnte primære giringsstyresignal, det sekundære giringsstyresignalet, det primære pitchstyresignalet, og det sekundære pitchstyresignalet.

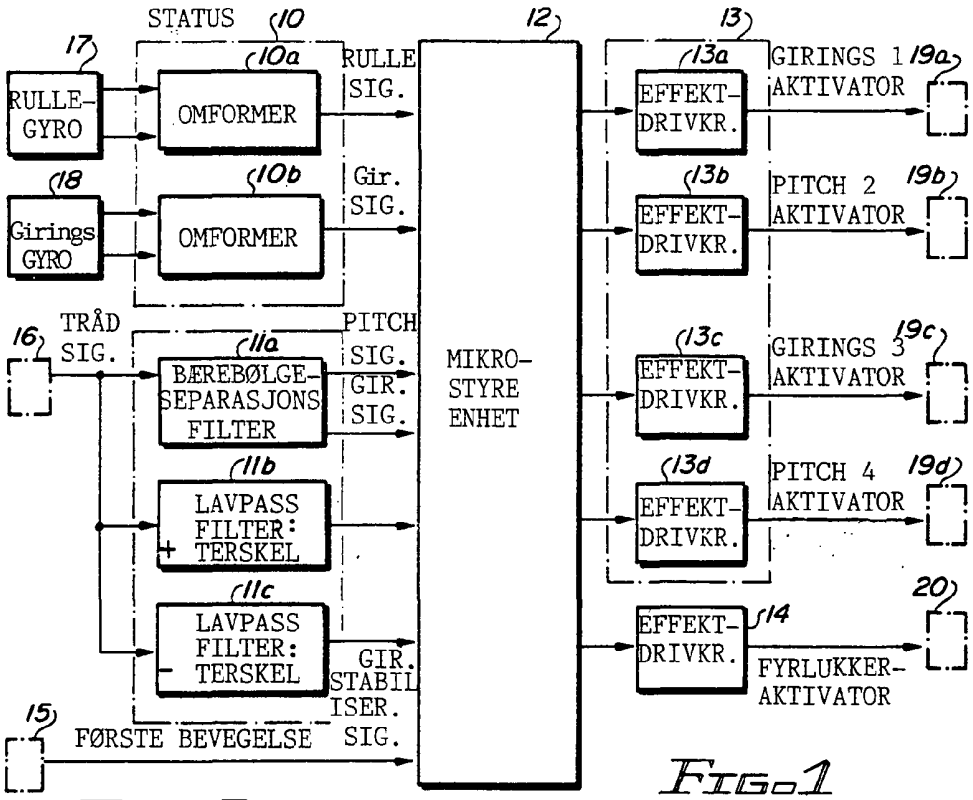
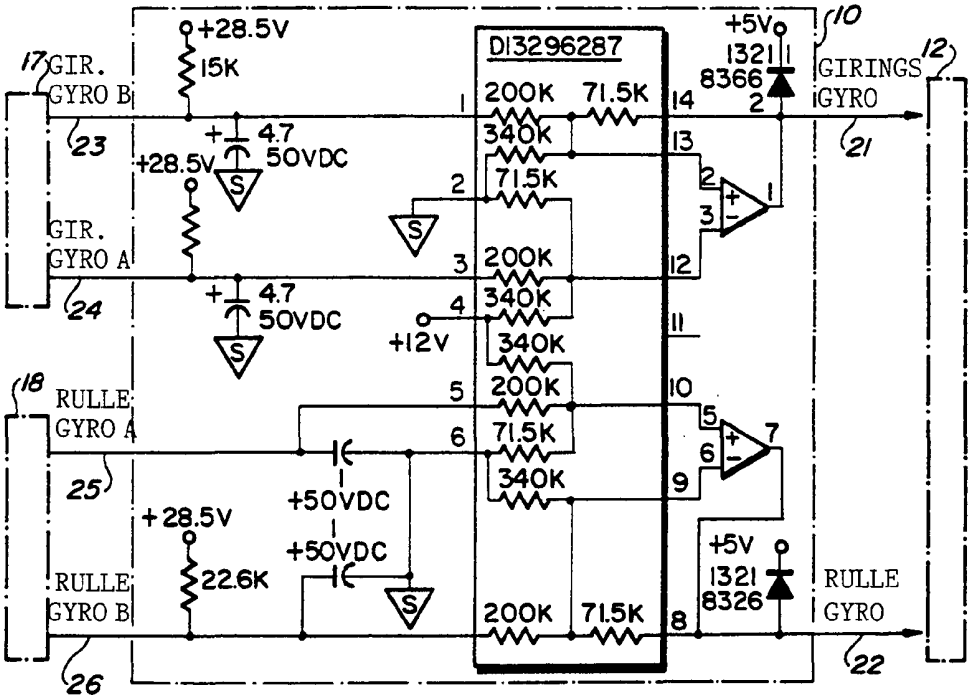

STATUS
10
12
13
17
RULLE-GYRO
10a
OMFORMER
RULLE SIG.
18
Girings GYRO
10b
OMFORMER
Gir. SIG.
16
TRÅD SIG.
11a
BÆREBØLGE-SEPARASJONS FILTER
PITCH SIG.
GIR. SIG.
11b
LAVPASS FILTER: TERSKEL
11c
LAVPASS FILTER: TERSKEL
GIR. STABIL ISER. SIG.
15
FØRSTE BEVEGELSE
MIKRO-STYRE ENHET
13a
EFFEKT-DRIVKR.
GIRINGS 1 AKTIVATOR
19a
13b
EFFEKT-DRIVKR.
PITCH 2 AKTIVATOR
19b
13c
EFFEKT-DRIVKR.
GIRINGS 3 AKTIVATOR
19c
13d
EFFEKT-DRIVKR.
PITCH 4 AKTIVATOR
19d
20
14
EFFEKT-DRIVKR.
FYRLUKKER-AKTIVATOR

FIG-1

FIG-2


+28.5V
15K
17
GIR. GYRO B
23
4.7
50VDC
+28.5V
GIR. GYRO A
24
4.7
50VDC
18
RULLE GYRO A
25
+28.5V
22.6K
RULLE GYRO B
26
+50VDC
+50VDC
D13296287
200K
71.5K
340K
71.5K
200K
340K
+12V
340K
200K
71.5K
340K
200K
71.5K
+5V
1321 8366
GIRINGS GYRO
21
12
10
+5V
1321 8326
RULLE GYRO
22

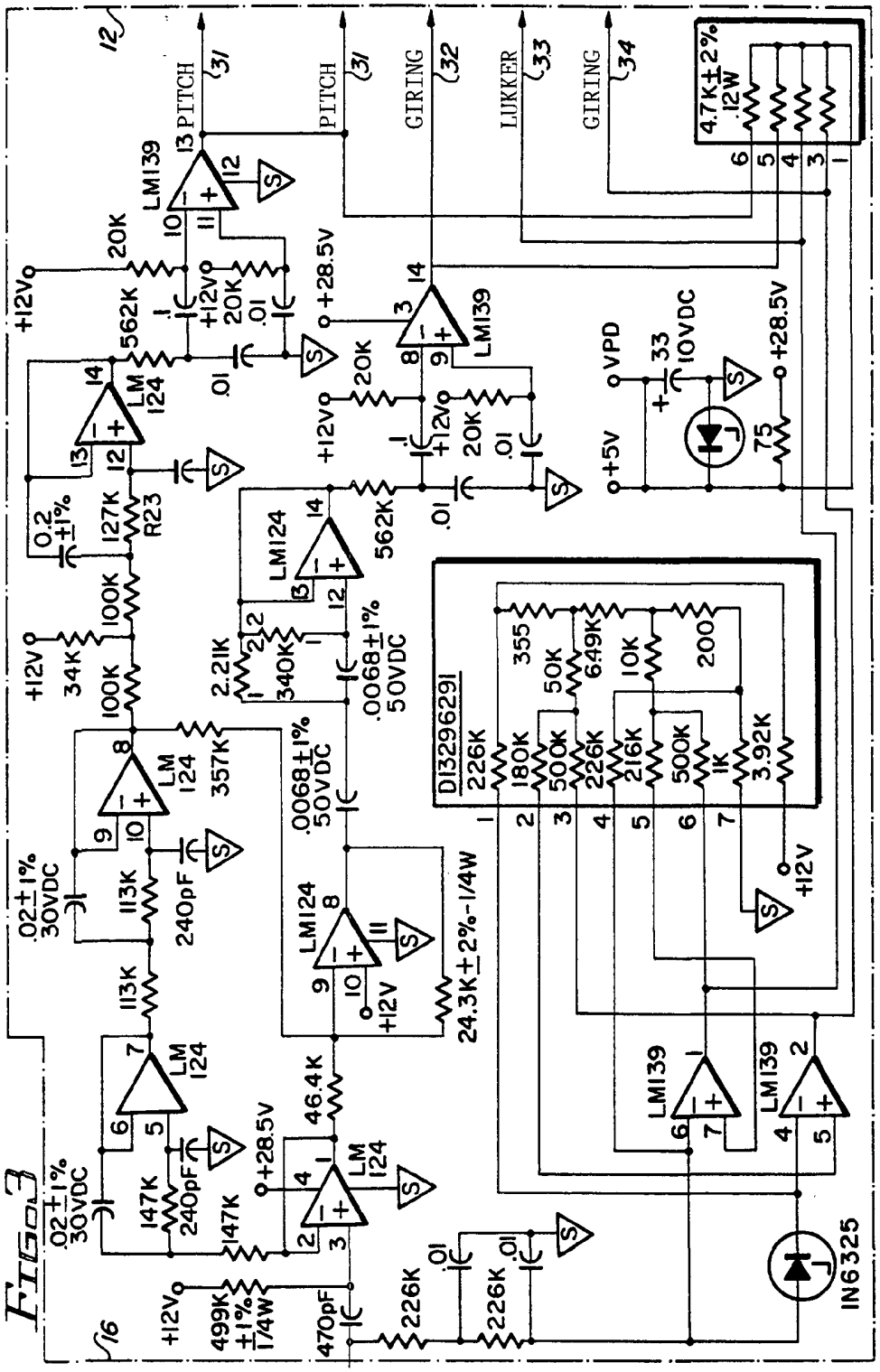


Fig 3
12
16
+12V
499K ±1% 1/4W
470pF
226K
.01
226K
.01
IN6325
LM139
LM139
D1329629I
226K
180K
500K
226K
216K
500K
1K
3.92K
355
50K
649K
10K
200
+12V
24.3K±2%-1/4W
LM124
+12V
.02±1% 30VDC
147K
240pF
147K
+28.5V
46.4K
LM 124
.02±1% 30VDC
113K
240pF
113K
LM 124
.0068±1% 50VDC
.0068±1% 50VDC
LM124
2.21K
340K
562K
LM124
+12V
34K
100K
100K
LM 124
357K
0.2 ±1%
127K R23
LM 124
562K
20K
+12V
20K
.01
.01
LM139
13 PITCH
31
PITCH
31
GIRING
32
LUKKER
33
GIRING
34
+12V
20K
.01
+28.5V
LM139
+12V
20K
.01
+5V
VPD
33 10VDC
75
+28.5V
4.7K±2% 12W

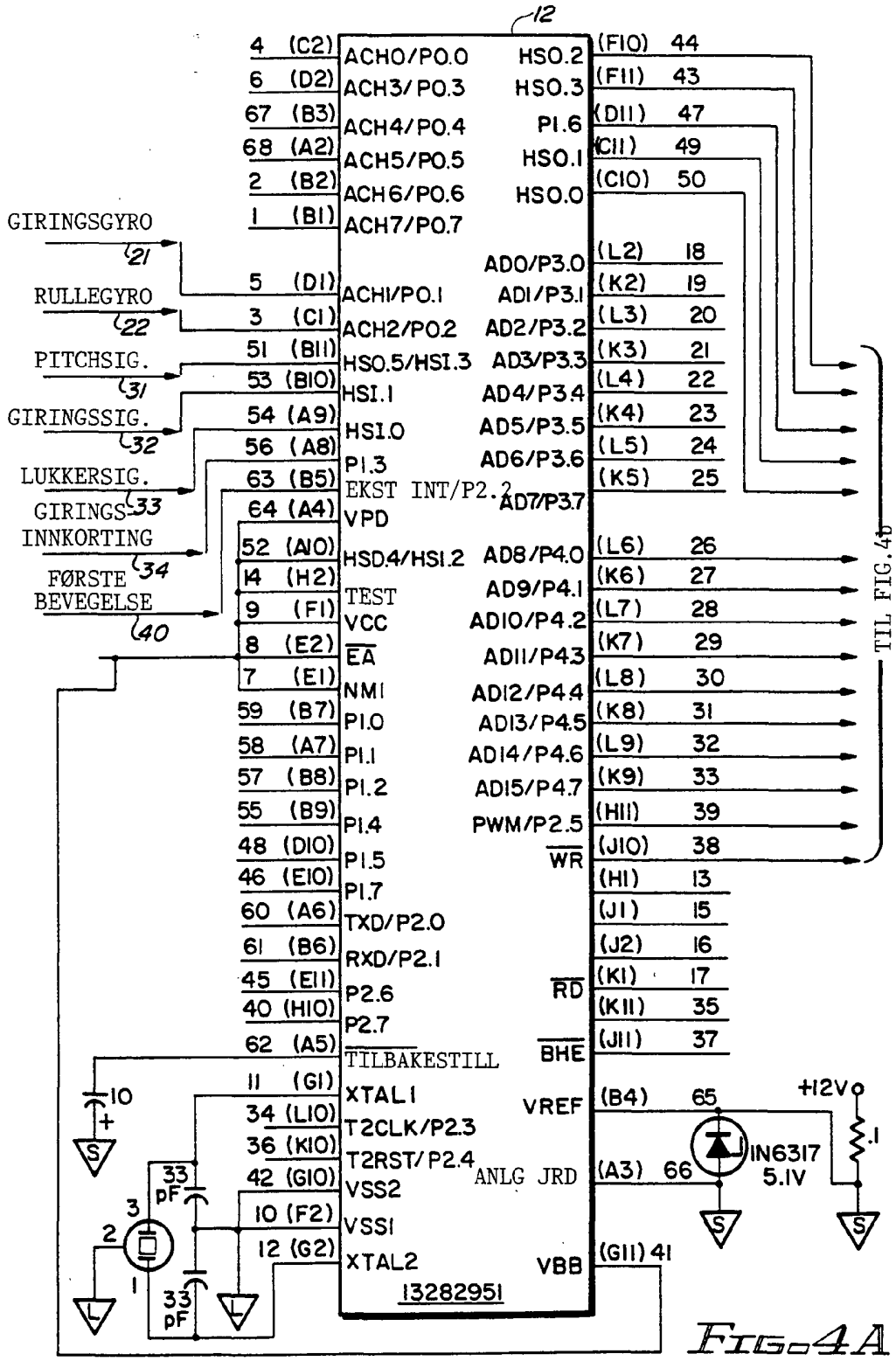

12
4 (C2) ACH0/P0.0
6 (D2) ACH3/P0.3
67 (B3) ACH4/P0.4
68 (A2) ACH5/P0.5
2 (B2) ACH6/P0.6
1 (B1) ACH7/P0.7
5 (D1) ACH1/P0.1
3 (C1) ACH2/P0.2
51 (B11) HS0.5/HSI.3
53 (B10) HSI.1
54 (A9) HSI.0
56 (A8) P1.3
63 (B5) EKST INT/P2.2
64 (A4) VPD
52 (A10) HSD.4/HSI.2
14 (H2) TEST
9 (F1) VCC
8 (E2) EA
7 (E1) NMI
59 (B7) P1.0
58 (A7) P1.1
57 (B8) P1.2
55 (B9) P1.4
48 (D10) P1.5
46 (E10) P1.7
60 (A6) TXD/P2.0
61 (B6) RXD/P2.1
45 (E11) P2.6
40 (H10) P2.7
62 (A5) TILBAKESTILL
11 (G1) XTAL1
34 (L10) T2CLK/P2.3
36 (K10) T2RST/P2.4
42 (G10) VSS2
10 (F2) VSS1
12 (G2) XTAL2
1328295
HSO.2 (F10) 44
HSO.3 (F11) 43
P1.6 (D11) 47
HSO.1 (C11) 49
HSO.0 (C10) 50
AD0/P3.0 (L2) 18
AD1/P3.1 (K2) 19
AD2/P3.2 (L3) 20
AD3/P3.3 (K3) 21
AD4/P3.4 (L4) 22
AD5/P3.5 (K4) 23
AD6/P3.6 (L5) 24
AD7/P3.7 (K5) 25
AD8/P4.0 (L6) 26
AD9/P4.1 (K6) 27
AD10/P4.2 (L7) 28
AD11/P4.3 (K7) 29
AD12/P4.4 (L8) 30
AD13/P4.5 (K8) 31
AD14/P4.6 (L9) 32
AD15/P4.7 (K9) 33
PWM/P2.5 (H11) 39
WR (J10) 38
(H1) 13
(J1) 15
(J2) 16
RD (K1) 17
(K11) 35
BHE (J11) 37
VREF (B4) 65
ANLG JRD (A3) 66
VBB (G11) 41
GIRINGSGYRO 21
RULLEGYRO 22
PITCHSIG. 31
GIRINGSSIG. 32
LUKKERSIG. 33
GIRINGS INNKORTING 34
FØRSTE BEVEGELSE 40
TIL FIG. 4b
10 +
S
33 pF
3
2
1
33 pF
L
L
+12V
.1
IN6317 5.1V
S
S

FIG-4A

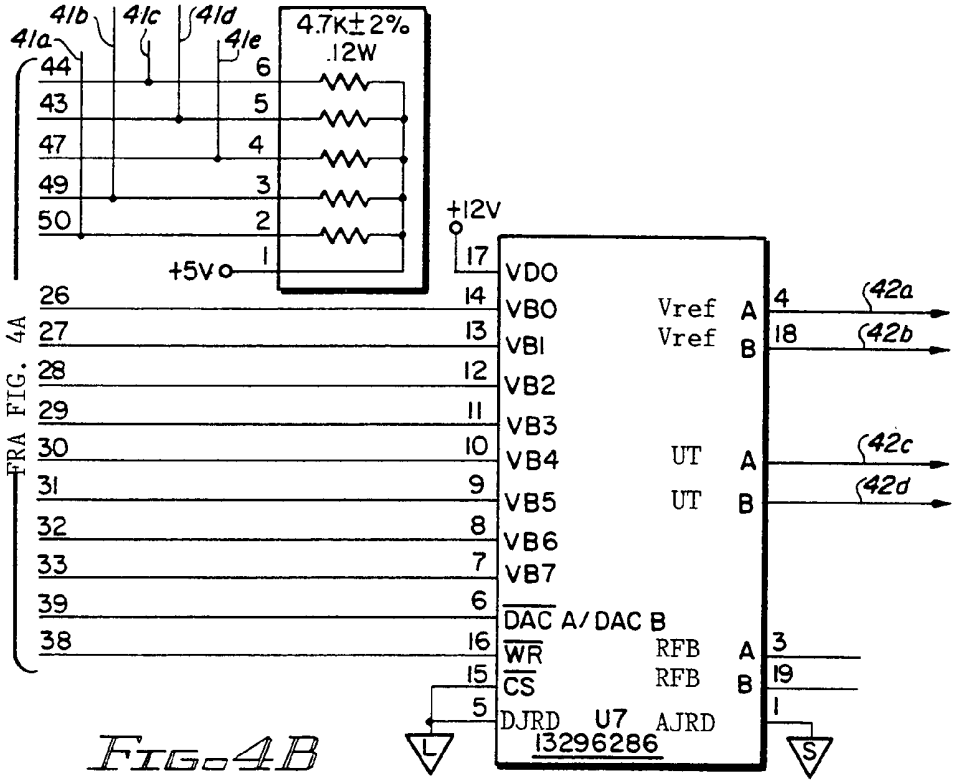

41a
41b
41c
41d
41e
4.7K±2%
.12W
44
43
47
49
50
6
5
4
3
2
1
+5V
+12V
17
VDO
26
27
28
29
30
31
32
33
39
38
14
13
12
11
10
9
8
7
6
16
15
5
VB0
VB1
VB2
VB3
VB4
VB5
VB6
VB7
DAC A/DAC B
WR
CS
DJRD
U7
13296286
AJRD
Vref A
Vref B
UT A
UT B
RFB A
RFB B
4
18
3
19
1
42a
42b
42c
42d
L
S
FRA FIG. 4A

FIG-4B

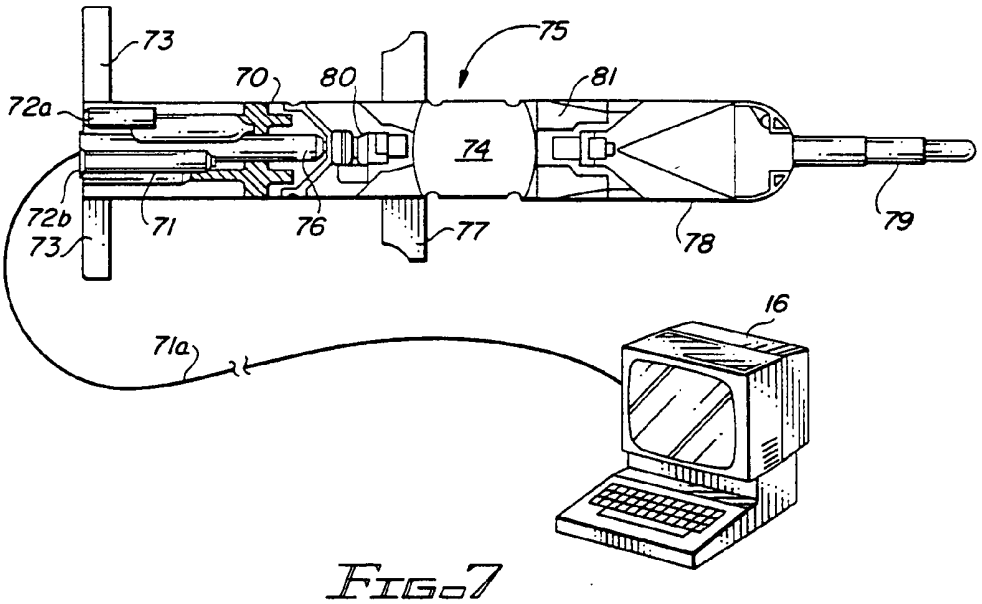
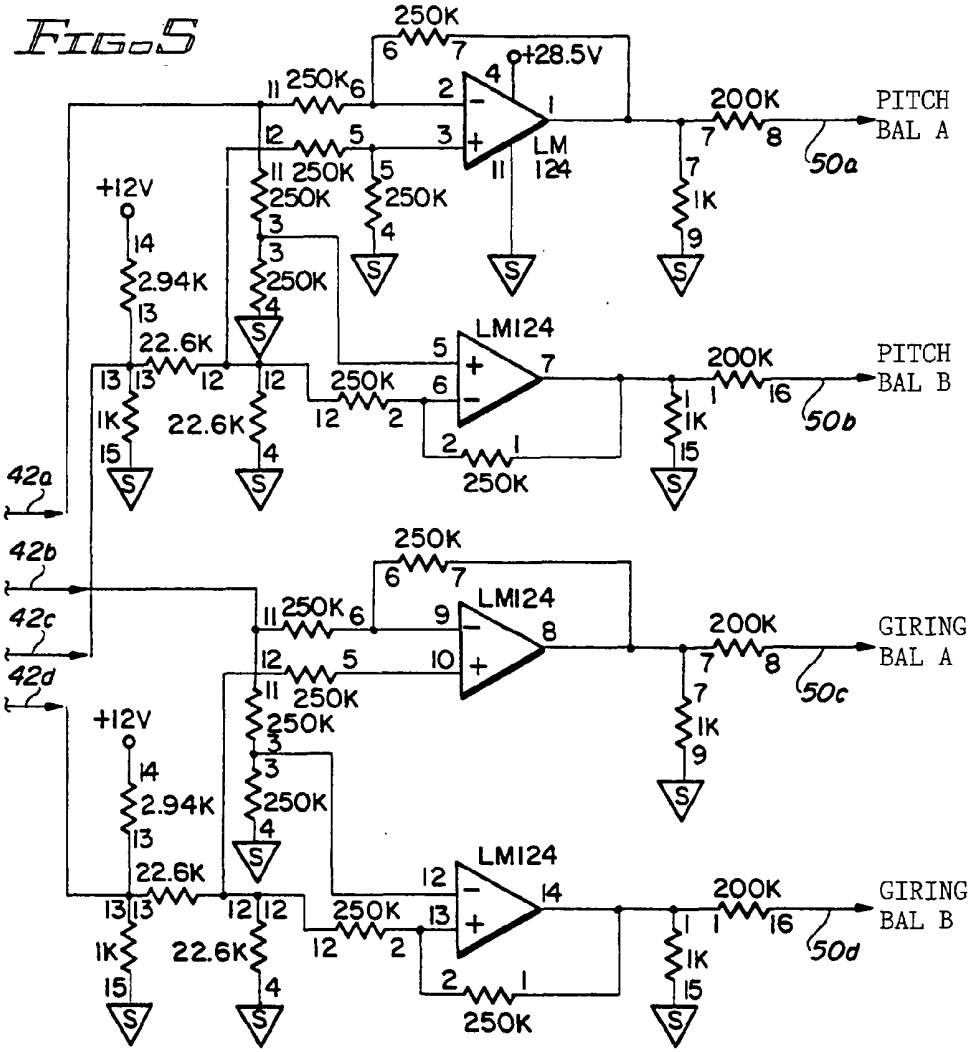

73
70
80
75
81
72a
74
72b
73
71
76
77
78
79
71a
16

FIG-7

FIG.5


250K
+28.5V
LM 124
200K
PITCH BAL A
50a
+12V
2.94K
22.6K
1K
LM124
PITCH BAL B
50b
42a
42b
42c
42d
GIRING BAL A
50c
GIRING BAL B
50d

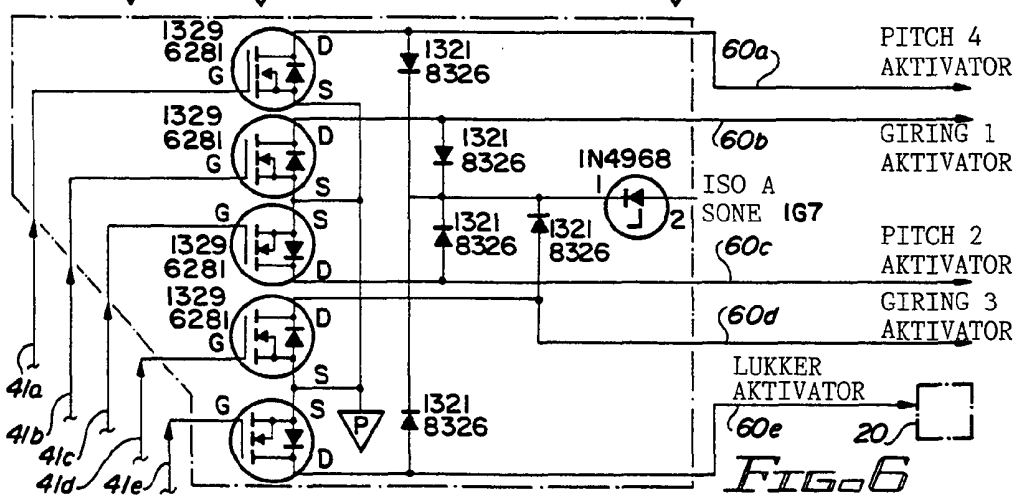

1329 6281
1321 8326
IN4968
ISO A SONE 1G7
PITCH 4 AKTIVATOR
60a
GIRING 1 AKTIVATOR
60b
PITCH 2 AKTIVATOR
60c
GIRING 3 AKTIVATOR
60d
LUKKER AKTIVATOR
60e
20
41a
41b
41c
41d
41e

FIG.6