

Aroses A. v. icke delges KFF.

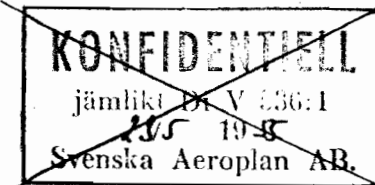
Har delgivits KFF.

2535

SVENSKA AEROPLAN AKTIEBOLAGET

LINKÖPING

Nr. RP-82-2:R7



TITEL PRINCIPIELL UTFORMNING OCH UPPBYGGNAD AV ETT ANTENNSTABILISERINGS- OCH RADARMÄTSYSTEM FÖR DA-SIKTE, AVSETT FÖR INMÄTNING OCH PREDIKTION I SAMBAND MED LUFTSTRID.

FLYGPLAN TYP ANTAL BLAD 22 DATUM 12.5.1955

UPPDRAGSGIVARE

BEARBETAD AV

Gunnar Noell

KONTROLLERAD AV

Anta Skerfvar

GODKÄND AV

H O Falme

FÖRDELNING

| | | | | | | | | | | |
|------------|--------|--------|--------|---------|-----|---------|-----|----------------|---------|-------|
| KOP. NR: | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| AVD., NAMN | DF/KCW | DJ/BCK | ÖK/KRP | RCH/RCS | RSC | REC/REU | REB | RH/REA/RPK/RPP | REK/REB | RE/RS |

SAMMANDRAG Ett system anges för lagring, gyrostabilisering och styrning av en målföljande radarantenn samt för kontinuerlig radarmätning för siktesändamål i samband med luftstrid.

Systemet begagnar sig av tre antennkardanringar, nämligen två "vippringar", rymdstabiliserade genom antennfasta "rate gyron" övervakade av radarn samt en "rate gyro"-stabiliserad rollring, vare uppföljande rörelse övervakas av vippringarna. Genom en speciell utformning av mätsystemet kan såväl radarantennens målföljning som den kontinuerliga inmätningen av målet stabiliseras i enlighet med målets egen av tröghetslagen betingade tröghet. Detta leder till en minskning av vissa systematiska mätfel, som speciellt vid korthållsanfall från sidan kan vara besvärande. Systemets uppbyggnad är i övrigt motiverad av en önskan att tillfredsställa följande principiella fordringar:

1. Användbarhet för inmätning vid alla anfallsriktningar och anfallstyper.
2. Mätstorheter och mätgeometri skall på ett riktigt och naturligt sätt automatiskt ställa in sig i enlighet med den föreliggande beräkningsuppgiften, så att koordinatomvandlingar undvikas och en möjligast enkel siktes- och styrningscomputer erhålles.
3. Förekommande typer av störningar (radar- och flygplanstörningar) samt systematiska mätfel skall elimineras för att möjliggöra god mätnoggrannhet och därmed

ÄNDRINGAR litet projektiluppbåd för målets nedkämpning.

| DATUM | ANDR. Nr | BLAD BERÖRDA AV ÄNDRINGAR | ANMÄRKNINGAR | ÖVERSÄND TILL |
|-------|----------|---------------------------|--------------|---------------|
|-------|----------|---------------------------|--------------|---------------|

INNEHÅLLSFÖRTECKNING

| | | |
|------|--|---------|
| I. | <u>Inledning</u> | Blad 2 |
| II. | <u>Antennsystemets uppbyggnad med hänsyn till logisk uppmätning-geometri och övrig samfunktionering med DA-sikte.</u> | Blad 3 |
| | 1. Lagringsgeometri och principiellt funktionssätt vid målföljning med tre kardningar. | |
| | 2. Antennens rymdstabilisering. | |
| | 3. Rollringens "follow up"-funktion. | |
| | 4. Antennkoordinatsystemets och flygplanets insvängning mot skjuttriangelplanet. | |
| | 5. Omkoppling och övergång till skjutfasen. | |
| III. | <u>Mätsystemets uppbyggnad, målföljning och stabilisering med hänsyn till mätnoggrannhet och förekommande störningar.</u> | Blad 6 |
| | 1. Det målföljande antennsystemets mätuppgifter. | |
| | 2. Radarstörningarnas eliminering. | |
| | 3. Flygplanstörningarnas eliminering. | |
| | 4. Gyrostabiliseringskretsen och antennservot. | |
| | 5. Antennmätkretsens utformning (Sidvinkelkanalen). | |
| | 6. Antennstabilisering och uppmätning med hänsyn till målets verkliga tröghet. | |
| | 7. Uppmätningproblemet sett ur informationssynpunkt. | |
| | 8. Antennmätkretsens komplettering med vinkelaccelerationscomputer till ett "open loop - closed loop system", svarande mot målets verkliga tröghetsegenskaper. | |
| | 9. Motsvarande mätsynpunkter betr. höjdvinkelkanalen. | |
| | 10. Avståndskanalens utformning som "open loop - closed loop system". | |
| | 11. Problemet radarstörningar på grund av målväxling. | |
| IV. | <u>Referenser</u> | Blad 15 |
| V. | <u>Förteckning över använda symboler</u> | Blad 16 |
| VI. | <u>Figurer:</u> | |
| | Fig. 1. Vridningsvinklar och koordinatsystem angivande geometri- en för radarantennens lagring | Blad 17 |
| | Fig. 2. Blockschemata över systemet för antennstabilisering och vinkelmätning i sida. | Blad 18 |
| | Fig. 3. Olika alternativa principer för radaranläggningens överföringsfunktion. | Blad 19 |
| | Fig. 4. Sidvinkelkanalen (j-kanalen) | Blad 20 |
| | Fig. 5. Höjdvinkelkanalen (k-kanalen) | Blad 21 |
| | Fig. 6. Avståndskanalens (i-kanalen) | Blad 22 |



I. Inledning.

För att åstadkomma en målföljande radarantenn behövs ett minimum av två kardanringar. Ref. 1 och ref. 2 beskriver två olika metoder för lagring av antennen antingen med två vippringar eller med en rollring och en vippring, vilka metoder ha både för- och nackdelar. Systemet med rollring och vippring leder till enkla siktescomputer, men är icke användbart, då målet närmar sig det egna planets rollaxel (detta blir speciellt accentuerat, om den i ref. 1 skisserade "anfallsvinkelplattformen" saknas). Systemet med två vippringar leder till mer invecklad siktescomputer och försvårar antennstabiliseringen men saknar "singulär punkt" vid fpl rollaxel.

Genom införande av en tredje kardanring, en rollring i vippringssystemet (som) eller en extra vippring i roll-vippringssystemet erhåller man ett lagringssystem med tre kardanringar, som gör det möjligt att på ett elegant sätt kombinera fördelarna och eliminera nackdelarna hos de båda ursprungliga antennlagringssystemen. Dessutom uppnås med det system beträffande antennlagring, målföljning och radaruppmätning, som här skall skisseras, följande fördelar:

1. Det antennfasta koordinatsystemet ijk blir automatiskt orienterat i enlighet med målföljnings- resp. skjuttriangelplanet (under inflygnings- resp. skjutfasen), vilket bl.a. underlättar uppmätning och förenklar eller eliminerar koordinatömvandling.
2. Antennen fungerar som rymdstabiliserad plattform och är en lämplig bas för montering av de accelerometrar, som i enlighet med ref. 2 behövs bl.a. för att i samband med sampling av mätvärden beträffande målets läge och hastighet korrigerar för egen bankrökning.
3. Erforderlig sampling av måldata kan /^{ske} redan vid själva radaruppmätningen genom användning av ett "open loop - closed loop system" för kontroll av läge och hastighet närmast beträffande radarns vinkelinformation (antennläget) men även på analogt sätt beträffande avståndsinformationen, vilket kontrollsystem på ett korrekt sätt tar hänsyn till målets tröghets-egenskaper och direkt levererar "samplade" mätvärden omrefererade till det skjuttriangelbundna rymdstabiliserade antennkoordinatsystemet ijk. ^{dylikt}
Ett /^{sk} samplingsförfarande synes möjliggöra uttagande av maximal informationsmängd ur radarmätningarna och kan sägas eliminera några av de skäl, som tala för användning av digitalcomputer under skjutfasen.

4. Eget fpls kontrollsystem kan vara smalt och ställa då stora ^{hastighets-}krav på de servomotorer som skall styra antennen i 2-kardan fallet
(särskilt vid stora ϕ)
(End 145)

II. Antennsystemets uppbyggnad med hänsyn till logisk uppmätning geometri och övrig samfunktionering med DA-sikte.

1. Lagringsgeometri och principiellt funktionssätt vid målföljning med tre kardanringar.

Ordningföljden mellan de tre kardanringarna, räknat med utgångspunkt från själva flygplanet, kan väljas antingen rollring - höjdvippring - sidvippring med radarantenn, varvid mätgeometrien blir som framgår av fig. 1, eller också rollring - sidvippring - höjdvippring med radarantennen monterad på höjdringen. Båda konfigurationerna synas i princip vara användbara för ett målföljande antennsystem avsett för ett DA-sikte eller liknande "fire control system" och arbetande enligt de principer, som här skall skisseras. Eftersom konfigurationen rollring - höjdring - sidring är att föredra under radarns sökfase, skall den fortsatta beskrivningen och blockschemorna över systemets arbetssätt anslutas till detta alternativ. (Fig. 1.) (övergivet senare) [Fig 1 å blad 17]

Under radarns målföljningsfas (DA-siktets inflygnings- och skjutfas) kan det här beskrivna kardanringssystemet bringas att utföra målföljningen på ettdera av två skilda sätt, antingen huvudsakligen med hjälp av rollring och sidvippring eller medelst de två vippringarna, varvid rollringen hålles gyrostabiliserad. Omkopplingen mellan dessa två funktionssätt sker genom brytaren i blockschemat i fig. 5 och skall utföras först efter det att insvängningen av målföljningsplanet till skjuttriangelplanet skett och målet börjar närma sig den singulära punkten, d.v.s. lämpligen i samband med övergången från inflygningsfasen till skjutfasen. (Se ref. 2.)

2. Antennens rymdstabilisering.

Genom ett rate-gyro monterat på rollringen och avkännande dennas absolutvinkelhastighet kring rollaxeln (ξ_1 -axeln) och vars utsignal bringas att styra rollringens servo är rollringen i princip rymdstabiliserad och isolerad från flygplanet i vad avser dettas rörelser kring rollaxeln. Rollringens vinkelutslag relativt fpl eller rättare sagt flygplanets vinkelutslag relativt den rymdstabiliserade rollringen är δ_1 (se fig. 1). Genom två rate-gyron monterade på radarantennen och avkännande komponenterna av dennas absolutvinkelhastighet kring j- resp. k-axlarna¹⁾ och vilkas utsignaler bringas att styra höjdringens resp. sidringens

1) Om underlaget (rollringen) är stabiliserat vad avser rörelser kring ξ_1 -axeln (rollaxeln) och δ_2 är en liten vinkel, så orsakas antennens vinkelhastighet kring j-axeln (se fig. 1) enbart av underlagets vinkelhastighet kring ξ_1 -axeln och höjdringens relativa vinkelhastighet δ_2 till detta underlag. Detta är anledningen till att det beskrivna systemet leder till en fullständig stabilisering av antennkoordinatsystemet även kring i-axeln.

aervo är antennen i princip rymdstabiliserad och isolerad från underlaget, d.v.s. från rollringen, vad avser rörelser kring j- och k-axlarna, vilket innebär, att antenneriktningen, d.v.s. i-axeln är rymdstabiliserad. Även vad beträffar rörelser kring i-axeln erhålles en fullständig rymdstabilisering av antennkoordinatsystemet och isolering från rollringens (fpl) pitch- och yawstörningar på grund dels av den valda ordningsföljden höjdring - sidring, dels av att vinkeln δ_2 mellan höjdring och rollring som framgår av det följande är att betrakta som liten såväl under inflygnings- som skjutfasen¹⁾.

3. Rollringens "follow up"-funktion.

Under inflygningsfasen skall som framgår av blockschemat i fig. 5 höjdringens vinkelutslag δ_2 användas för styrning av rollringen, så att det av rollringen definierade $\xi_1 \eta_1$ -planet (jfr fig. 1) i stort sett bringas att följa målet. I och med höjdringens existens finns ingen anledning att göra denna rollringens "follow up"-funktion snabb, vilket endast skulle leda till att fpl pitch- och yawstörningar via höjdringens vinkelutslag δ_2 omedelbart fortplantade sig till rollringen. Om tidskonstanten för "follow up"-kretsen i stället väljes relativt stor - storleksordningen 1 à 4 sekunder - vinner man att de snabba pitch- och yawstörningarna - storleksordningen 0,4 à 1 sekund per period - i huvudsak tas upp av de båda vippringarna, medan rollringens uppföljande rotationsrörelse blir glättad och jämn.

Med utgångspunkt från det sålunda målföljande och genom gyrostabilisering från fpl vinkelrörelser i rolled isolerade $\xi_1 \eta_1$ -planet arbetar i tur och ordning, först höjdringen (vinkelkoordinaten δ_2) ledande till det genom gyrostabilisering kring två axlar från flygplanets vinkelrörelser isolerade och till höjdringen bundna koordinatsystemet $\xi_2 \eta_2$ och därefter sidringen (vinkelkoordinaten δ_3) ledande till det kring samtliga tre axlar, genom gyrostabilisering, från flygplanets vinkelrörelser isolerade och till sidringen bundna koordinatsystemet $\xi_3 \eta_3$, vilket koordinatsystem således sammanfaller med det antennfasta koordinatsystemet ijk, så att via radarns övervakning ξ_3 - eller i-axeln alltid bringas att följa målet.

4. Antennkoordinatsystemets och flygplanets insvängning mot skjuttriangelplanet.

I det allmänna 3-dimensionella fallet, d.v.s. innan jaktplanet genom verkan av den yttre styrningskrets, som icke är medtagen i blockschemorna i fig. 4, 5 och 6, men som via siktes- och styrningscomputern (d.v.s. de i ref. 2 behandlade

1) Se not 1) blad 3.

styrningssambanden) förbinder jaktplanets accelerationsvektor (och därmed även pitch-, yaw- och rollvinklarna) med uppmätta storheter, under inflygningsfasen har bringats svänga in mot skjuttriangelplanet, undergår det antennfasta koordinatsystemet ijk en allmän långsam rotation med komponenter kring samtliga axlar. Hela tiden övervakas rollringen av vinkeln δ_2 , så att $\xi_1 \eta_1$ -planet i stort sett följer ij-planet, d.v.s. så att δ_2 reglerar in sig själv mot värdet noll. I och med att jaktplanets bana under inflygningsfasen bringas svänga in mot det plana fallet närmar sig rotationskomponenterna kring i- och j-axlarna noll och kvar står i huvudsak endast den av antennens målföljningsrörelse i skjuttriangelplanet betingade rotationskomponenten kring k-axeln. Resultatet av inflygningsfasen är alltså, att det antennfasta och gyrostabiliserade koordinatsystemet ijk har i-axeln pekande mot målet och ij-planet sammanfallande med skjuttriangelplanet.

5. Omkoppling och övergång till skjutfasen.

Då detta tillstånd uppnåtts sker i samband med övergången till skjutfasen en bortkoppling av rollringens "follow up"-signal δ_2 från höjdringen (jfr fig. 5), varigenom under den fortsatta skjutfasen rollringens rymdstabilisering kring rollaxeln blir helt ostörd av höjdringens eventuella utslag orsakade av pitch- och yaw-störningar eller av egna eller målets manövrer i höjddled, d.v.s. i riktning vinkelrätt mot skjuttriangelplanet (antennens ij-plan).

Genom att insvängning till det plana fallet skett i samband med den föregående inflygningsfasen kommer vinkelutslaget δ_2 trots bortkopplingen av "follow up"-kretsen icke att ha någon tendens att avvika från noll och kan även under den fortsatta skjutfasen betraktas som en liten vinkel.

Utom den ovan beskrivna omkopplingen i antennstabiliserings- och målföljningssystemet sker givetvis också i samband med övergången till skjutfasen på sätt som anges i ref. 2 en omkoppling i själva siktes- och styrningscomputern av de funktionssamband, efter vilka fpl styres.

III. Mätsystemets uppbyggnad, målföljning och stabilisering med hänsyn till mätnoggrannhet och förekommande störningar.

1. Det målföljande antensystemets mätuppgifter.

Hittills har väsentligen beskrivits antensystemets geometriska uppbyggnad, och hur denna uppbyggnad dels leder till det antennfasta gyrostabiliserade, skjuttriangelorienterade och målföljande koordinatsystemet $\xi_3\eta_3\zeta_3$, dels också leder till en uppdelning av antensystemets stabiliserings- och vinkelmätsystemet i två av varandra oberoende "kanaler", nämligen en sidvinkelkanal i enlighet med fig. 2 och 4 och en höjdvinkelkanal i enlighet med fig. 5.

Sidvinkelkanalen är tillsammans med sina mätorgan alltid knuten till siktes- och styrningscomputerns beräkningar i ij -planet ($\xi_3\eta_3$ - eller $\xi_2\eta_2$ -planet), d.v.s. under inflygningsfasen till beräkningen av fpl styrsignal i detta plan och under skjutfasen till beräkningen av rätt avfyringsögonblick för projektilsalvan. Detta sker i samarbete med radarns avståndsmätkanal (fig. 6).

Höjdvinkelkanalen med sina mätorgan är på motsvarande sätt alltid knuten till computerns beräkning av fpl styrsignaler vinkelrätt mot ij -planet, vilken beräkning under inflygningsfasen sker med hänsyn till målets och egen flygbana och under skjutfasen sker med hänsyn till målets och egna projektilens bana.

Avsikten med radarantennens stabiliserings- och vinkelmätsystem är att uppmäta den verkliga syftlinjen från radarantennen till målets tyngdpunkt med avseende på dels vinkelläget δ relativt flygplanet, dels absolutvinkelhastigheten Ω (vid eventuell "andra ordningens prediktion" tillkommer även en vinkelacceleration i enlighet med fig. 4 och 5.).

Låt oss studera den enklare sidvinkelkanalen, vilken avses fungera så som anges av blockschemat i fig. 2. Syftlinjens vinkelläge kan i enlighet med mekanikens lagar för punktformiga materiella kroppars plana rörelse återföras på jaktplanets och målets accelerationskomponenter i ij -planet, vilket i blockschemat anges genom dessymboliska divisionen ~~mellan~~^{med} r och dubbla integrationen. Radarantennens skall avkänna vinkelfelet mellan antennens symmetriaxel och syftlinjen till målet och via ett servo styra antennen så, att felet elimineras och antennen därigenom följer målet. På så sätt slutes den yttre kretsen i figuren, den s.k. mätkretsen.

Uppgiften att på ovan skisserade sätt åstadkomma en målföljande antenn skulle med visst fog kunna karakteriseras som enkel, om det icke vore för de höga krav på målföljningens noggrannhet, som betingas av att denna utgör grunden för uppmätning och prediktion av målets framtida läge och därigenom blir bestämmande för erforderligt projektiluppbåd för målets nedkämpning (ref. 3), vilka noggrannhetskrav systemet måste uppfylla trots de störningar, som inkomma i samband med själva radarupp-



mätningen och oberoende av de störningar, som betingas av de egna fpl rörelser, speciellt av dess vinkelrörelser.

2. Radarstörningarnas eliminering.

Störningarna i radarns riktningsbestämning är vid system med konisk "scanning" genom lobrotation till stor del orsakade av slumpvisa variationer i den mottagna signalens styrka (ref. 4, 6, 8). I sin tur är dessa till väsentlig del att hänföra till storleksvariationer i målets effektiva reflektionsyta och beror sålunda bl.a. av finstrukturen i målets polära reflektionsdiagram och av målets vinkelrörelse relativt syftlinjen, d.v.s. radar-beamens infallsriktning.

Övriga källor till vinkelstörningar äro bl.a. mottagarbrus och reflektionscentrums slumpvisa vandring över målets yta (ref. 8).

Karakteristiskt för radarstörningarna är att de icke svara mot verkliga vinkelavvikelser mellan antennen och syftlinjen till målet, och att de därför icke skall vidarebefordras till antennservot. För att eliminera dessa störningar och åstadkomma en för styrningsändamål lämpad glättad signal låter man den ursprungliga signalen passera ett lågpasfilter. Avsikten är att detta filter skall eliminera de högfrekventa komponenterna av den ursprungliga signalen, vilka med hänsyn till målets tröghetsegenskaper icke kan bero på verkliga lägesändringar hos målet. Med hänsyn till karaktären hos störning och signal torde dessa filter behöva dimensioneras så, att en tidsfördröjning av storleksordningen 0,2 à 0,6 sek. erhålles (ref. 4 och 6).

Som en speciell typ av "radarstörningar" kan man karakterisera de anomalier i radarsignalen, som uppstå i samband med oavsiktlig övergång eller växling mellan två närliggande mål. Mot "radarstörningar" av denna typ hjälper icke normal filtrering. Problemet skall tagas upp till diskussion längre fram.

3. Flygplanstörningarnas eliminering.

Störningarna på grund av fpl vinkelrörelser skiljer sig i princip från radarstörningarna bl.a. därigenom att de direkt påverka antennens riktning och tendera att ge avvikelse i vinkelläge mellan antenn och syftlinjen. För dessa störningar är det därför icke önskvärt med någon filtrering före servot, utan de bör återmatas direkt på antennservot för omedelbar korrektion av antennläget. Detta sker genom gyrostabilisering av antennen, d.v.s. genom återkoppling av störningarna via den i blockschemat angivna inre kretsen, vars verkan är att antennen isoleras från fpl rörelser genom rate-gyrots uppföljning av antennens absolutvinkelhastighet.

Om gyrostabiliseringskretsen slopas (eller tänkes ersatt med motsvarande tachometeråterkoppling av δ_3) skulle flygplanstörningarna fortplanta sig till antennen och där interferera med radarstörningarna. Korrektions av antennläget med hänsyn till flygplanets vinkelrörelser skulle då komma att ske via den långsamma yttre mätkretsen innehållande minst en integration och ett tidsfördröjande lågpasfilter. Vid ett sådant förfarande skulle vinkelrörelserna från fpl fullständigt kunna förrycka medelvärdesbildningen i radarns lågpasfilter och därigenom komma att införa fel i de av radarn uppmätta storheterna. Man kan uttrycka saken så, att först sedan antennen på konstlad väg genom gyrostabiliseringskretsen bibringats en inertiell tröghet i likhet med den, som syftlinjen förbindande planens tyngdpunkter redan av naturliga skäl har, först då kan det vara berättigat att i radarn med hänvisning till tröghetslagen skilja signal från brus genom ett lågpasfilter.

4. Gyrostabiliseringskretsen och antennservot.

Sidringsservot, liksom de två servona i höjdvinkelkanalen (fig. 4), är tänkt att under målföljningsfasen fungera som ett hastighetsservo med tachometeråterföring från det antennfasta rate-gyrot. Det är naturligt att tänka sig ett hastighetsservo med hänsyn till antennens målföljning. Servots användning även under sökfasen torde i praktiken nödvändiggöra att uppgiften löses genom ett servo med lokal lägesåterföring, varvid ett integrerande rate-gyro exempelvis av HIG-typ måste användas för antennens rymdstabilisering och målföljning (se ref. 1). Förfarandet innebär ingen principiell skillnad.

Gränshfrekvensen för antennstabiliseringskretsen bestäms av servots och rate-gyrots tidskonstanter och blir avgörande för uppdelningen av störningsspektrum från fpl i en lågfrekvent del, som upptages av stabiliseringskretsen, och en högfrekvent del, som stabiliseringskretsen icke förmår upptaga, utan som vidarebefordras till antennen och därigenom kommer att återfinnas i det av radarn uppmätta vinkelfelet. Gränshfrekvensen måste givetvis väljas så hög, att de rester av fpl pitch- och girstörningsspektrum, som passerar antennstabiliseringskretsen, elimineras genom glättningsprocessen i radarns lågpasfilter utan att interferera med medelvärdesbildningen i detta filter. Detta krav på antennservots snabbhet torde automatiskt bli uppfyllt, då servot dimensioneras för att kunna möta kraven under sökfasen. Nuvarande gränshfrekvenser av storleksordningen 25 å 50 per./sek. är därför med all sannolikhet fullt tillräckliga.

5. Antennmätkretsens utformning (Sidvinkelkanalen).

Genom de hittills vidtagna åtgärderna har erhållits tillgång till en felsignal beträffande radarantennens vinkelläge, från vilken i princip eliminerats dels radarstörningar av olika slag, dels fpl vinkelstörningar över hela frekvensregistret. Den erhållna felsignalen skall användas för styrning av antennen genom en övervakande signal av karaktären "önskad vinkelhastighet" till rate-gyrot i antennstabiliseringskretsen. Om den glättade felsignalen användes direkt för att i form av signal om önskad vinkelhastighet övervaka antennrörelser bildar den yttre antennmätkretsen i enlighet med fig. 2 och fig. 3 a ett kontrollsystem av första ordningen. Ett sådant system ger vid konstant syftvinkelhastighet ett visst konstant vinkelmåtfel och vid konstant syftvinkelacceleration ett konstant vinkelhastighetsmåtfel och ett med tiden växande vinkelmåtfel (ref. 7). Ett första ordningens system måste tydligen ur mätsynpunkt vara otillfredsställande.

Genom tillägg av en integration efter låpassfiltret i enlighet med fig. 3b erhålles ett kontrollsystem av andra ordningen, d.v.s. med 2 integrationer i antennmätkretsen, vilket innebär att måtfelen blir noll vid konstant syftvinkelhastighet, medan vid konstant syftvinkelacceleration ett visst konstant vinkelhastighetsmåtfel erhålles. För att systemet skall bli stabilt, måste i detta fall tillfogas ett stabiliserande nätverk i kretsen. (Ref. 7.)

Genom införande av integratorn har insignalen till antensservot före integratorn givits karaktären av önskad vinkelacceleration hos antennen. Genom att låta det glättade vinkelfelet efter låpassfiltret direkt styra denna önskade vinkelacceleration i enlighet med fig. 3b har det ovan beskrivna slutna kontrollsystemet av andra ordningen erhållits.

6. Antennstabilisering och uppmätning med hänsyn till målets verkliga tröghet.

Medan ett system av första ordningen med gyrostabilisering i brist på radarinformationer söker bibehålla antennläget rymdstabiliserat och konstant, strävar ett andra ordningens system att bibehålla antennens absolutvinkelhastighet konstant. Men är det detta som eftersträvas? Vad kan ytterligare göras för att förbättra systemet? Är det verkligen med avseende på konstant vinkelhastighet hos syftlinjen, som vi bör stabilisera antennen? Är det egentligen syftlinjen, som är behäftad med tröghet? Nej, det är målet! Vi bör alltså stabilisera antennen med hänsyn till den fortsatta vinkelrörelsen hos syftlinjen till en tänkt punkt, som med linjär extrapolation fortsätter målets bana i tangentens riktning. Detta är (bortsett från tyngdkraftens inverkan) den följdriktiga användningen av tröghetslagen.

7. Uppmättningsproblemet sett ur informationsynpunkt.

Vi kan också uttrycka saken på följande sätt. Vid användning av ett andra ordningens system för målföljningskontroll av radarantennen gäller det att skaffa sig en signal, som anger önskad vinkelacceleration hos antennen och som under förutsättning att systemet kan bringas att fungera, tydligen skall överensstämma med syftlinjens vinkelacceleration. Systemet måste givetvis vara slutet genom återkoppling och den efter återkopplingen erhållna felsignalen måste genom filtrering, "sampling", medelvärdesbildning eller vad vi vill kalla det befrias från diverse bruskomponenter. Nu är emellertid förhållandet det, att vi oberoende av uppmätningen av den aktuella felsignalen redan äger eller kan skaffa oss viss kännedom om den felsignal, som kan förväntas, och detta förhållande bör vi begagna oss av på så sätt, att vi före filtrering och medelvärdesbildning befriar felsignalen från de komponenter, som redan äro kända som funktion av tiden, vilka komponenter i stället skall införas genom en "öppen styrkrets" ("open loop") för direkt styrning av antennen. Genom att på så sätt filtrera endast den resterande delen av felsignalen, vilken huvudsakligen utgöres av brus, undvikas onödiga informationsförluster i filtreringsprocessen, och man vinner större frihet till optimal dimensionering av filtret.

8. Antennmätretsens komplettering med vinkelaccelerationscomputer till ett "open loop - closed loop system", svarande mot målets verkliga tröghets-egenskaper.

Felsignalen från radarn kan närmare bestämt tänkas sammansatt av fyra av varandra oberoende delkomponenter, orsakade av:

1. Syftlinjens vinkelacceleration vid fortsatt rakbana (icke accelererad flygbana) hos mål och jaktplan.
2. Syftlinjens vinkelacceleration på grund av jaktplanets acceleration, d.v.s. dess avvikelser från rakbana.
3. Syftlinjens vinkelacceleration på grund av målets acceleration, d.v.s. dess avvikelser från rakbana genom undanmanövrer etc.
4. Slumpvisa störningar i form av radarbrus o.dyl.

Det första bidraget kan sägas svara mot tröghetslagen, medan de båda följande svara mot jaktplanets resp. målets avvikelser från den av tröghetslagen bestämda medelbanan. Mekanikens lagar för kroppars plana rörelser ger oss i det aktuella fallet formellt följande uttryck för de tre delkomponenterna av syftlinjens vinkelacceleration kring k-axeln:

$$\dot{\Omega}_{k1} = -2\Omega_k \dot{r}/r$$

$$\dot{\Omega}_{k2} = -a_j^J/r$$

$$\dot{\Omega}_{k3} = a_j^M/r$$

Målets acceleration a_j^M och därmed vinkelaccelerationen $\dot{\Omega}_{k3}$ är att anse som obekant för jaktplanet, medan däremot de två först nämnda bidragen till vinkelaccelerationen kan beräknas med kännedom dels om avståndet r och dess tidsderivata från radarns avståndsmätkanal (fig. 6) och vinkelhastigheten Ω_k från sidvinkelkanalen själv, dels om accelerationen a_j^J genom uppmätning medelst en antenncast/accelerometer i jaktplanet. Från en computer skall sålunda den enligt det enkla sambandet

$$(\dot{\Omega}_k)_{\text{Beräknad}} = \dot{\Omega}_{k1} + \dot{\Omega}_{k2} = -\frac{a_j^J + 2\Omega_k \dot{r}}{r}$$

beräknade, av tröghetslagen och jaktplanets acceleration betingade vinkelaccelerationen hos syftlinjen i enlighet med fig. 3c införs direkt till integratorn. Denna signalkomponent kommer då att styra antennen genom en öppen styrkrets, medan resterande delar av vinkelaccelerationssignalen (felsignalen) bildas på normalt sätt genom återkoppling och uppmätning via radarn och således förutom den huvudsakliga komponenten på grund av målets undanmanöveracceleration även kommer att automatiskt innehålla kompensation för computerns "räknefel".

Genom det skisserade systemet (se fig. 4) av karaktären "open loop - closed loop system" kan man alltså i jämförelse med motsvarande slutna system vinna, att den genom tröghetslagen beräkningsbara delen av syftlinjens vinkelacceleration, vilken speciellt vid korthållsanfall från sidan tenderar att bli den dominerande delen av totala vinkelaccelerationen, bringas att styra antennen utan den tidsfördröjning, som ligger i radarns filtreringsprocess, och att endast den av målets undanmanövrer betingade vinkelaccelerationen jämte eventuell kompletterande korrektion på grund av bristande computernoggrannhet blir behäftade med sådan tidsfördröjning. Man får på detta sätt ett system, som ger kontinuerlig målföljning hos radarantennen och möjlighet till kontinuerlig uppmätning enl. fig. 4, dels av fpl vinkelläge relativt syftlinjen, δ_y , dels av syftlinjens absolutvinkelhastighet, Ω_k , och vilket system i avsaknad av radarinformationer tenderar att följa målet i fortsatt rakbana oberoende av jaktplanets manövrer, ett system alltså, som såväl vad avser antemmens målföljning som vad avser mätstorheterna

δ_3 och Ω_k är korrekt relaterat till målets naturliga tröghet.

Intressant är att konstatera att uppmätningen av syftlinjens absolutvinkelhastighet genom det skisserade systemet enligt fig. 4 strängt taget icke sker genom ett mätgyro på antennen (jfr ref. 1) utan genom direkt uppmätning av den övervakande signalen till ett antennstabiliseringsgyro. För god mätnoggrannhet och överensstämmelse med syftlinjens momentana vinkelhastighet är den övervakande signalen så som ovan angivits direkt beroende av stabiliseringsgyrots och antennservots kvalitet och av radarmätkanalens uppbyggnad.¹⁾

9. Motsvarande mätsynpunkter betr. höjdvinkelkanalen.

Vad som i det föregående sagts beträffande sidvinkelkanalens servotekniska funktionsätt, dess störnings- och uppmättningsproblem etc. kan i stort sett genom en enkel omskrivning bringas att gälla även för höjdvinkelkanalen. Den till denna kanal kopplade rollringen medför givetvis att en extra vinkelstorhet, δ_1 måste uppmätas för att definiera flygplanets vinkelläge relativt syftlinjen och skjuttriangelplanet.

Vinkelaccelerationscomputern för höjdvinkelkanalen har i princip att beräkna funktionen

$$(\dot{\Omega}_j)_{\text{Beräknad}} = \frac{a_k^j - 2\Omega_j \dot{r}}{r}$$

Om man förutsätter, att det endast är under skjutfasen, som den speciellt höga målföljnings- och mätnoggrannhet erfordras, vilken motiverar införandet av ett "open loop - closed loop system", så följer av det förhållandet, att vinkelhastigheten Ω_j genom fpl manövrering under inflygningsfasen nedbringats till noll, att termen $\Omega_j \dot{r}$ under den fortsatta skjutfasen med all sannolikhet kan försummas. En eventuell vinkelaccelerationscomputer även för höjdvinkelkanalen skulle då endast behöva omfatta termen a_k^j/r .

10. Avståndsmätkanalens utformning som "open loop - closed loop system".

Förutom de båda beskrivna vinkelmätkanalerna måste radarna givetvis innehålla en avståndsmätkanal, vars uppgift är att bestämma det momentana avståndet r från jaktplanet till målet samt tidsderivatan \dot{r} .

Eftersom uppmättningsnoggrannheten hos mätstorheterna r och \dot{r} vid användning i samband med DA-sikte direkt influera på erforderligt projektiluppbåd för målets nedkämpning och eftersom avståndsmätkanalen liksom sidvinkelmätkanalen berör målets plana rörelse, d.v.s. dess flygbana i skjuttriangelplanet, så måste de

1) Observera att behovet av hög mätnoggrannhet framförallt gäller de två antenngyrona, medan kraven på rollgyrot kan sättas på en lägre nivå.

argument för ett "open loop - closed loop system" i enlighet med tröghetslagen, som framfördes i samband med sidvinkelkanalen i princip gälla även avståndsmätkanalen.

Mätsystemet bör alltså utföras som ett återkopplat servosystem av andra ordningen. Felsignalen ges karaktären "andra derivatan av avståndet r " och denna felsignal skall före glättning och filtrering befrias från den information, d.v.s. de signalkomponenter, som kan beräknas på grundval av målets tröghet. Systemets principiella uppbyggnad och funktions sätt framgår av blockschemat i figur 6. Computern i den "öppna styrkretsen" har att beräkna funktionen

$$(\ddot{r})_{\text{Beräknad}} = r\Omega_k^2 - a_1^J$$

där Ω_k erhålles från sidvinkelmätkanalen och a_1^J från en antenmfäst accelerometer.

11. Problemet radarstörningar på grund av målväxling.

Genom radarsystemets uppbyggnad enligt principen "open loop - closed loop system" erhålles som framgår av blockschemorna fig. 4-6 möjlighet till uppmätning av dels de för lineär prediktion erforderliga storheterna $\delta_1, \delta_2, \delta_3, r, \dot{r}, \Omega_j, \Omega_k$, dels också - fast med större fel - målets accelerationskomponenter. Sålunda erhålles i avståndskanalen (i-kanalen) komponenten a_1^M , i sidvinkelkanalen (j-kanalen) komponenten a_j^M (efter multiplikation av a_j^M/r med r) och i höjdvinkelkanalen (k-kanalen) komponenten a_k^M . Den på detta sätt av radarn uppmätta målaccelerationen kan givetvis tänkas begagnad för korrektion av den linjära målprediktionen med en term av andra ordningen.

Genom jämförelse med möjliga undanmanövrer för aktuella flygplan kan den av radarn uppmätta målaccelerationen användas för indikering av målväxling. Genom vidtagna åtgärder för stabilisering av antenn och målföljningssystem i enlighet med målets tröghetsegenskaper bör riskerna för oavsiktlig målväxling hos radarn vara betydligt reducerade, men om en dylik målväxling ändå inträffar, eller en övergående störning på grund av att ett målet närliggande flygplan i målformeringen passerar förbi, så kommer detta först tillsynes i den glättade felsignal, som anger målets acceleration. Man kan då tänka sig att på grundval av orimliga indikationer angående målets acceleration vidtaga någon klok åtgärd eller serie åtgärder t.ex.

A. Avbryta anfallet.

B. Genom insättande av icke lineära filtreringsåtgärder begränsa målaccelerationssignalen till tänkbara accelerationsvärden för att därigenom undvika

omotiverade egna styrsignaler via siktes- och styrningscomputern, allt i hopp att en störning skall visa sig övergående och radarn därefter skall fortsätta att följa det gamla målet.

- C. Bortkoppla eller stabilisera och låsa radarsignalerna till siktes- och styrningscomputern, så att flygplanet stabiliseras i det givna flygtillståndet, samt därefter låta - eventuellt genom tillfälliga omkopplingsåtgärder, utan att hänsyn behöver tagas till radarmätsynpunkter, hjälpa - radarsystemet att på nytt svänga in att följa (det nya) målet, varefter radarn åter via siktes- och styrningscomputern kan övertaga styrningen av fpl. (Metoden är givetvis endast tänkbar på ett relativt tidigt stadium av inflygningen mot målet.)

Eftersom de väsentliga målprediktionsfelen vid oavsiktlig målväxling hos radarn torde inkomma genom fel i målhastighetstermen vid radarns målväxling och icke i samma grad genom fel i lägestermen, så skulle man kunna tänka sig att minska skjutfelet på grund av målväxling inom ett givet målförband genom att utforma systemet efter följande principer.

Om i ett framskridet kritiskt skede av anfallet indikation om målväxling genom onormala värden på målaccelerationssignalen erhålles, bör systemet automatiskt bortkoppla vidare målhastighetsmätning och för användning av siktescomputern låsa och lagra tidigare erhållna värden på målets hastighet. Antennmätkretsen och målföljningen skall därefter i fortsättningen endast ge uppgift om målets (skenbara) läge, för vilket ändamål ett första ordningens servo i mätkretsen kan vara att föredraga. Detta kan i så fall realiseras bl.a. genom förkoppling av mätkanalernas integratorer. Några spekulationer om hur ett dylikt för oavsiktlig målväxling relativt okänsligt siktesystem ytterligare skall vara uppbyggt, huruvida det bör vara ett analogsystem eller ett digitalsystem etc. skall icke göras. Det lär dock vara utefter liknande linjer, som utvecklingen beträffande radarsikten för modernt närluftvärn bedrivs.

IV. Referenser.

1. G. Norén: Grundprinciper för sikte eller målsökare för styrning av rollstyrda flygplan enligt tredimensionell syftbäringsprincip.
Saab RP-S2-2:R2, 10 juli 1954.
2. G. Norén: Principer för ett direkthanfallssikte beträffande arbets sätt, mätgeometri och siktesekvationer.
Saab RP-S2-2:R2, 14 dec. 1954.
3. G. Norén: Angående nedkämpnings sannolikhet och optimalt utbyte vid anfall med DA-sikte med hänsyn dels till raketsalvans och siktesapparaturens egenskaper, dels till olika former av egen risk.
Saab RP-S2-2:R4, 28 febr. 1955.
4. J. Dubois: Statistiska synpunkter på radarlober.
Saab RE-S2-2:2 Bl, 12 april 1955.
5. H. Faxén: Mekani k, Dynamik del II.
Stockholm 1946.
6. James : Theory of servomechanisms.
Nichols : N.Y. 1947
Phillips:
7. H. Chestnut: Servomechanisms and regulating system design. (Sec. 8)
R. Mayer: N.Y. 1951.
8. C.E. Brockner: Angular Jitter in Conventional Conical-Scanning Automatic-Tracking Radar Systems.
Proc. IRE, Jan. 1951.

V. Förteckning över använda symboler.a) Koordinatsystem (se fig. 1)

| | |
|------------------------|--|
| xyz | flygplanfasta axlar |
| $\xi_1 \eta_1 \zeta_1$ | rollringfasta axlar |
| $\xi_2 \eta_2 \zeta_2$ | höjdringfasta axlar |
| $\xi_3 \eta_3 \zeta_3$ | sidringfasta axlar |
| ijk | antennfasta axlar, parallella med axlarna $\xi_3 \eta_3 \zeta_3$ |

b) Vridningsvinklar (se fig. 1)

| | |
|------------|--|
| δ_1 | Vinkeln mellan koordinatsystemen xyz och $\xi_1 \eta_1 \zeta_1$, d.v.s. rollringens rollvinkel relativt fpl. |
| δ_2 | Vinkeln mellan koordinatsystemen $\xi_1 \eta_1 \zeta_1$ och $\xi_2 \eta_2 \zeta_2$, d.v.s. höjdringens höjdvinkel relativt rollringen. |
| δ_3 | Vinkeln mellan koordinatsystemen $\xi_2 \eta_2 \zeta_2$ och $\xi_3 \eta_3 \zeta_3$ (ijk), d.v.s. sidringens (antennens) sidvinkel relativt höjdringen. |

c) Övriga storheter

| | |
|------------|--|
| r | Avståndet från jaktplanet till målet |
| a^J | Jaktplanets acceleration (Komponenterna a_1^J, a_j^J, a_k^J i koordinatsystemet ijk) |
| a^M | Målets acceleration (Komponenterna a_1^M, a_j^M, a_k^M i koordinatsystemet ijk) |
| Ω | Syftlinjens "absoluta" vinkelhastighet (Komponenterna Ω_j och Ω_k kring j - resp. k -axlarna) |
| Ω^A | Antennens "absoluta" vinkelhastighet (Komponenterna $\Omega_i^A, \Omega_j^A, \Omega_k^A$ kring axlarna ijk) |
| Ω^R | Rollringens "absoluta" vinkelhastighet (Komponenterna $\Omega_{\xi_1}^R, \Omega_{\eta_1}^R, \Omega_{\zeta_1}^R$ kring axlarna $\xi_1 \eta_1 \zeta_1$) |
| Ω^F | Jaktplanets (flygplanets) "absoluta" vinkelhastighet (Komponenterna $\Omega_x^F, \Omega_y^F, \Omega_z^F$ kring axlarna xyz) |

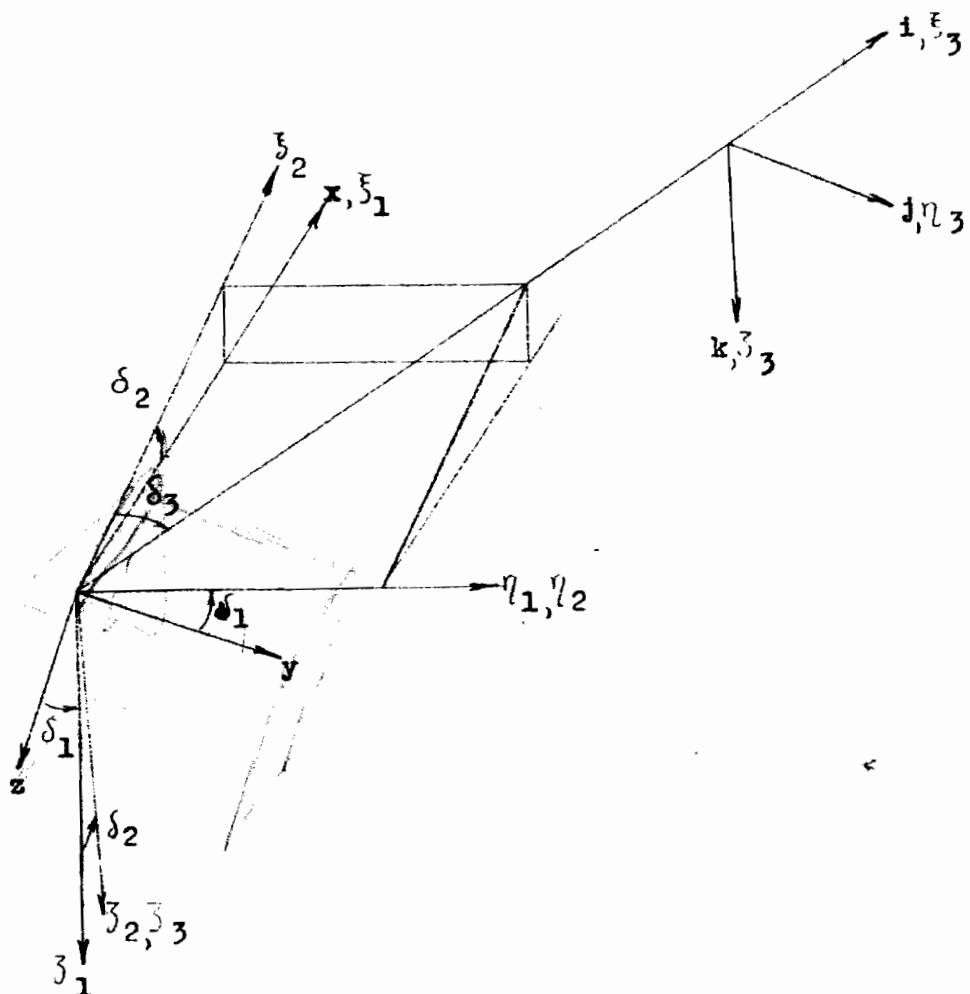


Fig. 1. Vridningsvinklar och koordinatsystem angivande geometrien för radarantennens lagring i flygplanet.

| | | | | |
|----------------------------|------|---|---|------------------------|
| Flygplanets koordinataxlar | äro: | x | y | z |
| Rollringens | " | " | " | $\xi_1 \eta_1 \zeta_1$ |
| Höjdringens | " | " | " | $\xi_2 \eta_2 \zeta_2$ |
| Sidringens | " | " | " | $\xi_3 \eta_3 \zeta_3$ |
| Antennens | " | " | " | i j k |

Antennen antages monterad på sidringen, så att resp. koordinataxlar sammanfalla. Vridningsvinklarna från fpl till anten är (bortsett från tecknet) vinkeln δ_1 kring x-axeln, därefter vinkeln δ_2 kring η_1 -axeln och slutligen vinkeln δ_3 kring ζ_2 -axeln.

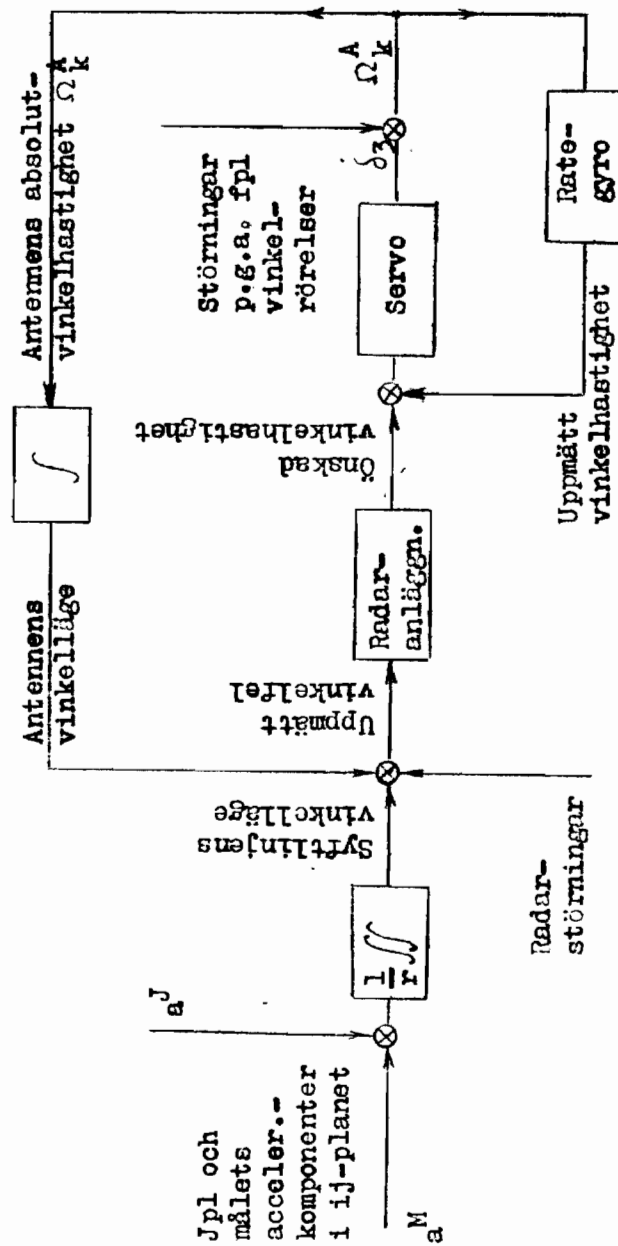
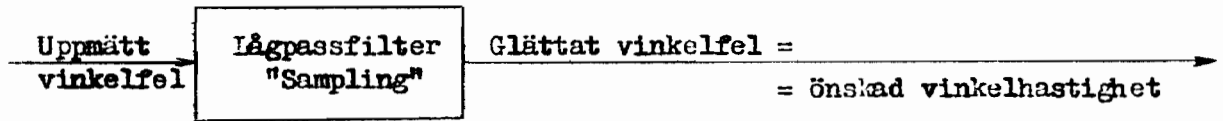
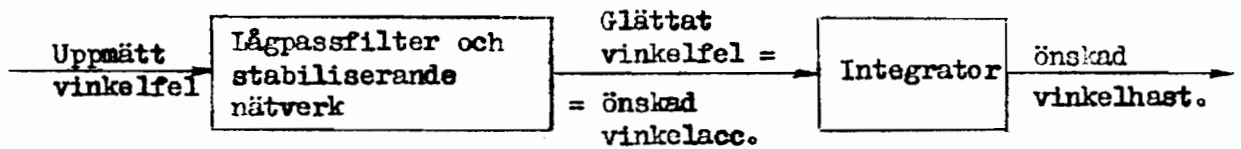


FIG. 2. Blockschema över systemet för antennstabilisering och vinkelmätning i sida.

a) Första ordningens servo i mätkretsen:



b) Andra ordningens sero i mätkretsen:



c) "Open loop - closed loop system":

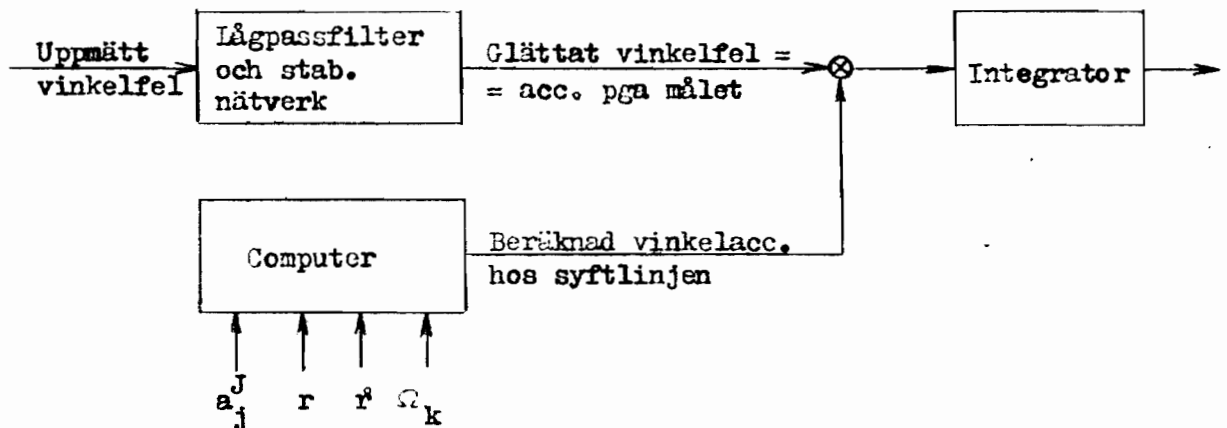
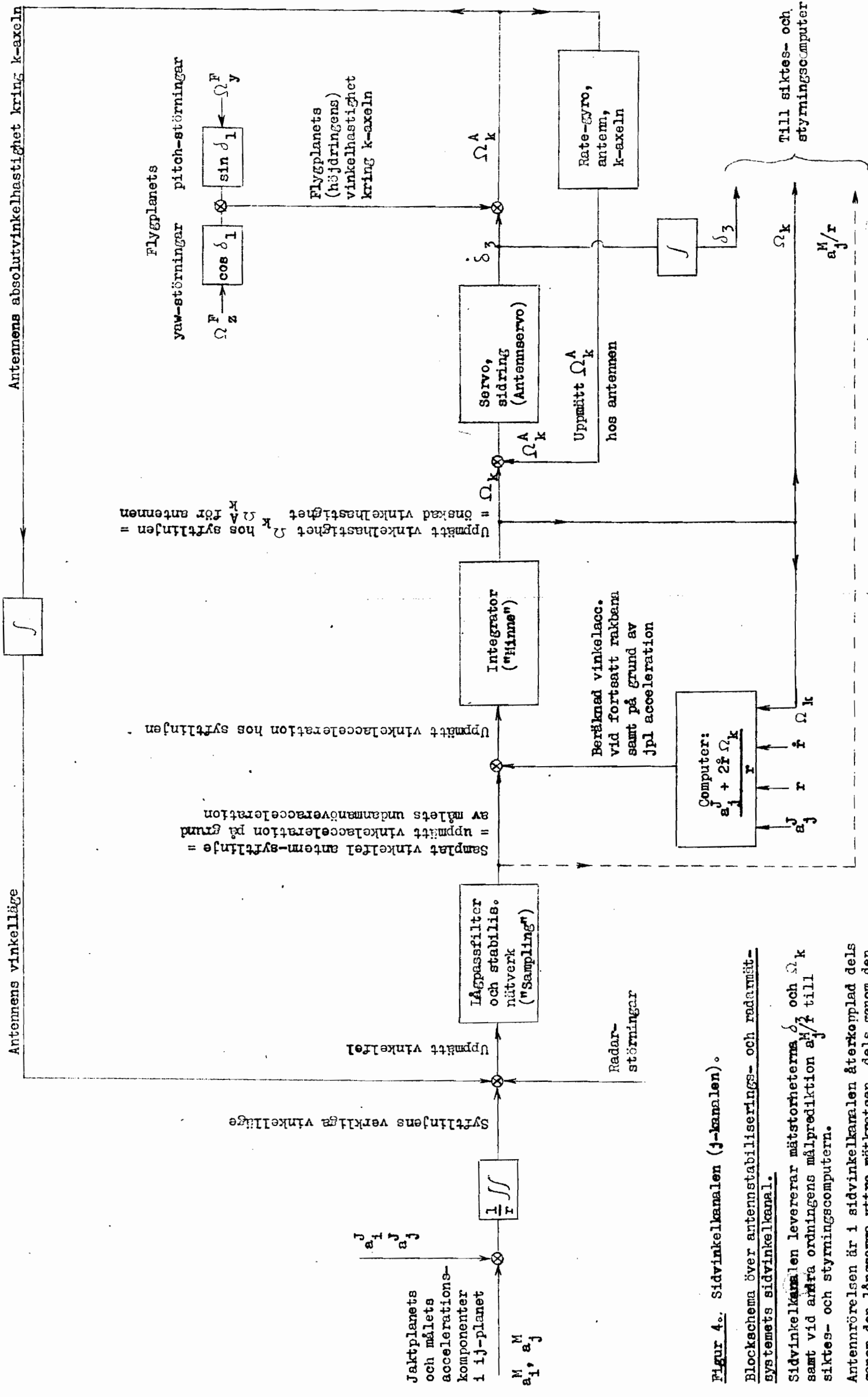
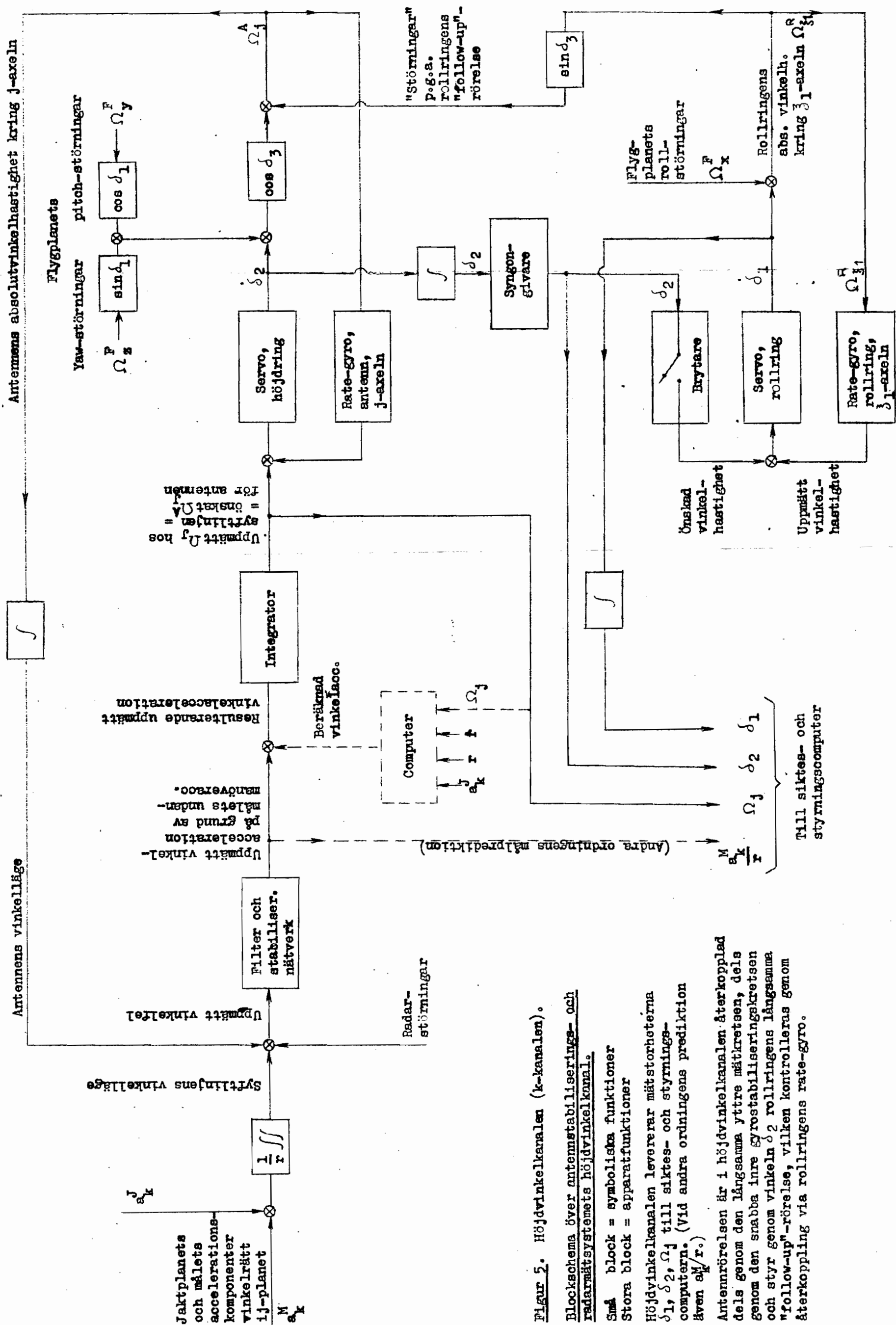


Fig. 3. Olika alternativa principer för radaranläggningens överföringsfunktion enl. blockschemat i fig. 2.



Figur 4. Sidvinkelkanalen (j-kanalen).

Blockschemat över antennstabiliserings- och radarmät-systemets sidvinkelkanal.
 Sidvinkelkanalen levererar mätstorheterna δ_3 och Ω_k samt vid andra ordningens målprediktion a_j^j/r till siktes- och styringscomputern.
 Antennrörelsen är i sidvinkelkanalen återkopplad dels genom den långsamma yttre mätkretsen, dels genom den snabba inre gyrostabiliseringskretsen. Återkopplingen via vinkelaccelerationscomputern har karaktären av "open loop"-styrning.
 (Andra ordningens målprediktion)



Figur 5. Höjdvinkelkanalen (k-kanalen).

Blockschema över antennstabiliserings- och radarstabiliserings höjdvinkelkanal.

Små block = symboliska funktioner
Stora block = apparatfunktioner

Höjdvinkelkanalen levererar mätstorheterna $\delta_1, \delta_2, \Omega_j$ till siktes- och styrningscomputern. (Vid andra ordningens prediktion även a_k^M/r .)

Antennrörelsen är i höjdvinkelkanalen återkopplad dels genom den långsamma yttre mätretsen, dels genom den snabba inre gyrostabiliseringskretsen och styr genom vinkeln δ_2 rullningens långsamma "follow-up"-rörelse, vilken kontrolleras genom återkoppling via rullningens rate-gyro.

Till siktes- och styrningscomputer

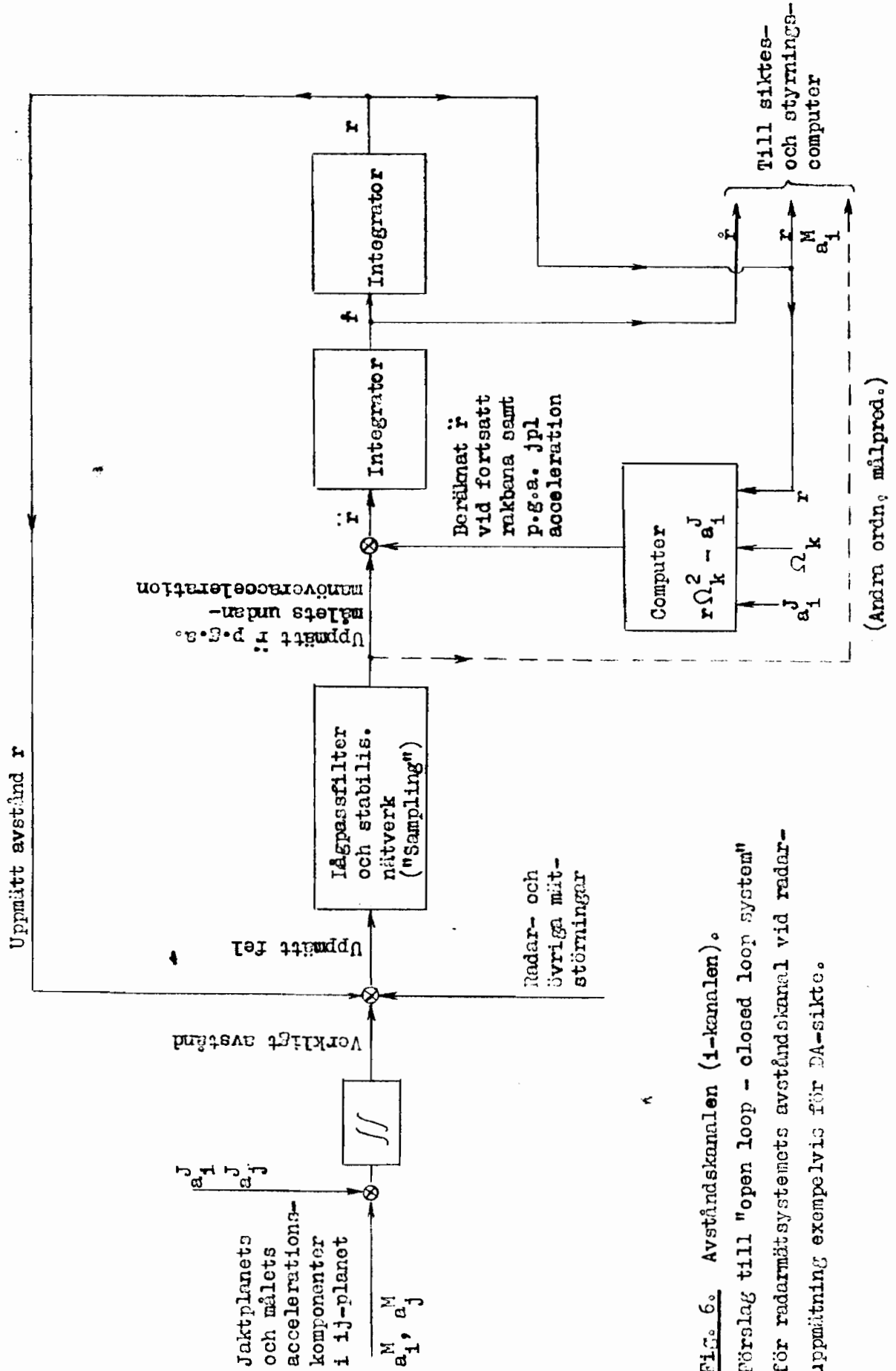


FIG. 6. Avståndskanalen (1-kanalen).
 Förslag till "open loop - closed loop system"
 för radarmätningens avståndskanal vid radar-
 uppmätning exempelvis för DA-sikte.

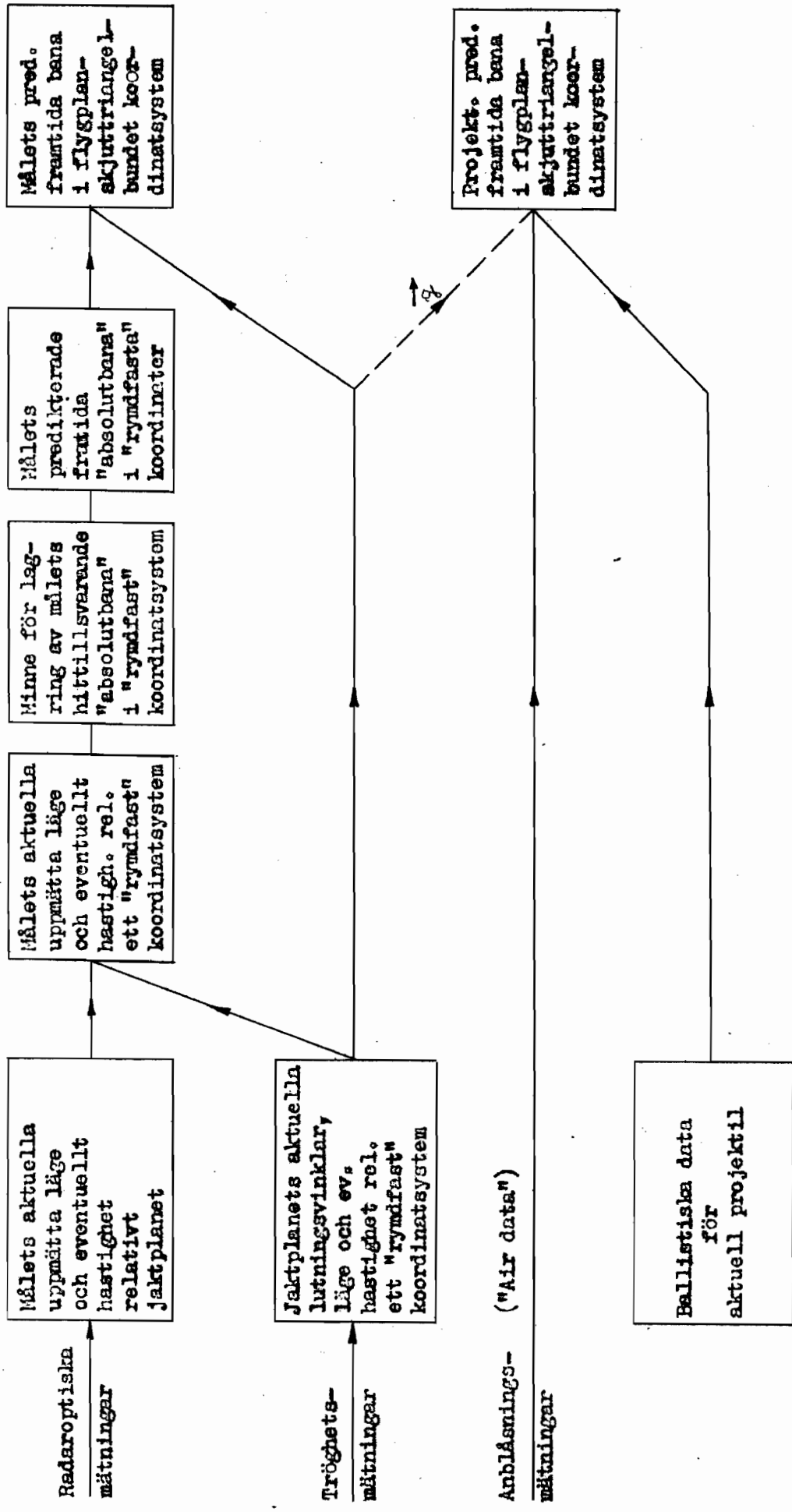


Fig. 5 b. Beräkningsgången för mål och projektilbana i flygplan-skjuttriangelbundet koordinatsystem vid målprediktion av högre ordning från "samplede" målvärden.

Förteckning över använda symboler.
Vinklar

- θ vinkeln mellan fpl x-axel och horisontalplanet
 φ fpl rollvinkel, d.v.s. vinkeln mellan fpl symmetriplan och vertikalplanet genom fpl x-axel
 φ_0 vinkeln mellan vertikalplanet genom fpl x-axel (ξ -axel) och $\xi\eta$ -planet
 φ_1 fpl rollvinkel relativt målföljningsplanet vid rollagrad radarantenn (se fig. 2).
 ψ_1 radarantennens elevationsvinkel vid antenn lagrad i roll- och elevationsring. (Se fig. 1.)
 δ_1 vinkeln mellan fpl och (den yttre) vid vippringen vid vippringslagrad antenn (δ_1 pos. åt höger).
 δ_2 vinkeln mellan sidvippringen (yttre) och höjdvippringen (inre) vid vippringslagrad antenn (δ_2 pos. uppåt).
 γ Önskad banvinkeländring för jaktplanet. Banvinkeländringen kan uppdelas i komponenterna γ_y och γ_z i enlighet med axelkorset yz eller alternativt γ_η och γ_ζ i enlighet med axelkorset $\eta\zeta$.

Tidsstorheter

- t Tidsvariabeln. Dess värde i uppmättningsögonblicket.
 τ Predikterad tidsdifferens från uppmättningsögonblicket till en godtycklig framtida tidpunkt.
 τ^s Predikterad återstående tid till rätt avfyringsögonblick. (Tiden till målets passage framför jaktplanet enl. ekv. 3.)

Vektorstorheter

- \vec{a} jaktplanets acceleration
 \vec{g} jordaccelerationen
 \vec{n} jaktplanets lastfaktor
 \vec{r} målets läge relativt jaktplanet

| | |
|---------------|--|
| \vec{v}_m | målets hastighet relativt jaktplanet |
| \vec{v}_j | jaktplanets hastighet relativt den omgivande luften |
| \vec{v}_p | absolutvinkelhastigheten hos syftlinjen jaktplan - mål |
| \vec{v}_R | radarantennens absolutvinkelhastighet |
| \vec{v}_j^a | jaktplanets absolutvinkelhastighet |
| \vec{p} | målets predikterade framtida läge relativt jaktplanet |

Koordinatsystem.

| | |
|-------------------|--|
| xyz | jaktplanbundet referenskoordinatsystem |
| ijk | radarantennbundet referenskoordinatsystem |
| $\xi\eta\zeta$ | skjuttriangelbundet referenskoordinatsystem |
| $\xi\eta\zeta(t)$ | det inertialsystem, som till läge och translationshastighet vid tidpunkten t sammanfaller med referenskoordinatsystemet $\xi\eta\zeta$ |

Vektorbeteckningar m.m.

| | |
|---------------------------------|--|
| $\vec{r}(t) = \vec{r}$ | den vid tidpunkten t aktuella vektorn r |
| \hat{r} | enhetsvektorn för r |
| r_x, r_y, r_z | komponenterna av vektorn r i koordinatsystemet xyz |
| r | absolutvärdet av vektorn r (avståndet) |
| \dot{r} | tidsderivatan av r |
| $\frac{d\vec{r}}{dt} = \vec{V}$ | tidsderivatan av r |