

2075

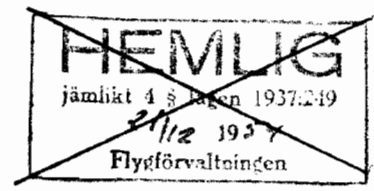
SVENSKA AEROPLAN AKTIEBOLAGET

LINKÖPING

Årsga Elektroniska Förening
www.aef.se 6825

Nr RP-82-2:R2

TITEL PRINCIPER FÖR ETT DIREKTANFALLSSIKTE BETRÄFFANDE ARBETSSÄTT, MÄTGEOMETRI OCH SIKTESEKVATIONER.



FLYGPLAN TYP ANTAL BLAD 25 DATUM 14.12.1954

UPPDRAGSGIVARE

BEARBETAD AV *Gunnar Nolea*

KONTROLLERAD AV

GODKÄND AV *H. S. Palm*

FÖRDELNING 10-14 KFF

KOP. NR:	1	2	3	4	5	6	7	8	9
AVD., NAMN	DE/KCW	ÖK/KRP	LCH/LAC/RFP	RCH/RCS	REC/REP	RST/RMK/RPB	RSC	RSB	DJ/BAC

SAMMANDRAG Direktanfallssiktets uppgift är att prediktera målets och projektilens framtida bana och på grundval av dessa lämna informationer för flygplanets manövrering och projektilens avfyring så att projektilen kan bringas att kollidera med målet.

Utgående från denna prediktionsprincip visas hur instyrning måste ske mot ett plant fall i rymden med till karaktären olika styrvillkor i och vinkelrätt mot planet. Vidare visas hur vid anfall med icke-målsökande projektiler (raketer) styrningen bör uppdelas i två faser av helt olika karaktär vad siktets arbetssätt beträffar, inflygnings- och skjutfaserna. Vid skjutning av målsökande robot är endast inflygningsfasen aktuell.

För inflygningsfasen anges siktets ekvationssamband vid några olika alternativa beträffande uppsättnings geometri. En lämplig metod för presentation av styrinformationerna vid manuell styrning anges.

För skjutfasen anges endast siktescomputerns generella arbetssätt och uppbyggnad, dels vid rent linjär målprediktion, dels vid en mot avfyringsögonblicket successiv övergång till målprediktion av andra ordningen (d.v.s. med hänsyn även till bankrökningen). Det senare fallet leder till behov av ett system innehållande rymdstabiliserad plattform och accelerometrar för tröghetsmätning av jaktplanets "absolutbana" under någon eller några sekunder.

ÄNDRINGAR

DATUM	ÄNDR. Nr	BLAD BERÖRDA AV ÄNDRINGAR	ANMÄRKNINGAR	ÖVERSÄND TILL
-------	----------	---------------------------	--------------	---------------

Innehållsförteckning:

Direktanfallssiktets uppgift	Blad 2
Robotfallet och raketfallet.	
Inflygningsfasen och skjutfasen.	
Prediktionsprinciper	Blad 4
Referenskoordinatsystemet	Blad 5
Ändamål och fordringar.	
Mätgeometriens samband med radarantennens lagring.	
Inflygningsfasen	Blad 7
1. Siktесcomputerns ekvationer för beräkning av målets läges- och hastighetsvektor vid:	
A. Rollgrad radarantenn - antennfasta mätgyron	Blad 8
B. Rollgrad radarantenn - fplfasta mätgyron	Blad 8
C. Vipplagrad radarantenn - antennfasta mätgyron	Blad 9
D. Vipplagrad radarantenn - fplfasta mätgyron	Blad 10
2. Ekvationerna för prediktion och beräkning av fpl styrinformationer	Blad 12
3. Presentation och tolkning av styrinformationerna	Blad 16
Skjutfasen	Blad 18
Siktесcomputerns generella arbetsätt.	
Konsekvenserna för siktets uppbyggnad av uppmätning genom "sampling" och av andra ordningens målprediktion.	
Behovet av "rymdstabiliserad plattform".	
Förteckning över använda symboler	Blad 24



Direktanfallssiktets uppgift.

Vid instyrning av ett jaktplan från godtycklig vinkel för direkthanfall med flygplanfasta vapen mot ett rörligt mål, kan två fall inträffa beroende på den riktning, från vilken anfallet sker. Det ena fallet inträffar, då direkthanfallet råkar ligga inom endera av två begränsade vinkelsektorer (koner) bakom och framför målet, så att flygning i en bankkurva (s.k. jaktkurva), som kontinuerligt uppfyller skjutvillkoren, är möjlig, utan att jaktplanets bankrökning därvid leder till för hög lastfaktor. Skjutningen kan då ske med gyrosikte. Det andra fallet inträffar, om direkthanfallet råkar företagas utanför de nämnda konerna innebärande att skjutvillkoren icke kan kontinuerligt uppfyllas med de bankrökningar, som svara mot jaktplanets maximala lastfaktor. Inom detta mellan de båda konerna liggande rymdvinkelområde kan på sin höjd - om jaktplanet styres med tillräckligt förutseende - uppnås att skjutvillkoren bli uppfyllda i ett enda ögonblick. Att inmäta målet och på ovan antytt förutseende sätt lämna informationer för flygplanets styrning och för bestämning av det rätta skjutögonblicket är det s.k. direkthanfallssiktets uppgift. Siktet kan tänkas arbeta med radar - eller infrarödteknik eller optisk sikt eller kombinationer av dessa.

Här skall lämnas underlag för direkthanfallssiktets principiella arbetssätt och i första hand underlag för siktescomputern vid olika alternativ beträffande uppmätningegeometrien.

Man kan lämpligen skilja mellan två olika fall beroende på om den projektil, som skall avfyra är målsökande ("Robotfallet") eller icke målsökande ("Raketfallet").

Robotfallet innebär, att fpl skall styras in mot och hållas kvar i en direkthanfallsbana, som beräknas (predikteras) leda till lämpligt skjutläge. Lämpligt skjutläge för en målsökande robot kan med tillräcklig noggrannhet tänkas definierat enbart på grundval av målets läge relativt jaktplan + robot. Man kan exempelvis styra in mot en bana, som predikteras leda till den önskade situationen, att målet passerar rakt framför jaktplanet på visst för robotens radar lämpligt avstånd. I detta enkla fall kan uppgiften således sägas vara att taga reda på målets nuvarande lägesvektor $\vec{r}(t)$ och hastighetsvektor $\vec{v}(t)$ relativt jaktplanet och att med kännedom om dessa storheter förutsäga målets framtida lägesvektor, den för tidpunkten $t + \tau$ predikterade lägesvektorn $\vec{\rho}(t, \tau)$ relativt jaktplanet, samt att på grundval av denna predikterade framtida lägesvektors avvikelse från önskat skjutläge beräkna sådana lämpliga styrkorrektioner för jaktplanet att de, anbringade vid den aktuella tidpunkten t är lägnade att nedbringa differensen mellan det predikterade framtida läget $\vec{\rho}(t, \tau)$ och önskat skjutläge mot noll.

I raketfallet, där alltså ostyrd projektiler skall avfyra, måste icke blott målets utan även projektilens framtida läge relativt jaktplanet predikteras. Problemet är att styra jaktplanet till ett sådant skjutläge, att de i detta läge predikterade banorna för projektil och mål beräknas leda till att projektilen kolliderar med målet. Kollisionspunkten bör dessutom ligga inom ett avsnitt av projektilbanan, som uppåt begränsas av spridningen för projektilerna och nedåt av risken för kollision mellan jaktplan och målsplitter. Vid användning av ostyrd projektiler måste givetvis skjutläge och skjutögonblick bestämmas med en helt annan skärpa än om projektilen är målsökande. Instyrningen till skjutläget delas lämpligen upp i två faser.

Den första, "inflygningsfasen", omfattar fpl instyrning till och kvarhållande i en bana, som beräknas leda till att målets och jaktplanets flygbanor korsar varandra på ett sådant sätt, att åtminstone approximativt en skjuttriangel av lagom storlek erhålles. Uppgiften är väsentligen densamma som vid den förut beskrivna instyrningen i robotfallet. Tillvägagångssätten blir i princip lika och noggrannhetskraven torde vara av samma storleksordning, varför dessa båda fall kan behandlas gemensamt.

Sedan instyrning skett till en flygbana, som predikteras leda till en skjuttriangel av lagom storlek, och jaktplanet i denna bana befinner sig på så kort avstånd från beräknad punkt för avlossande av projektilsalvan, att målet icke genom undanmanövrer i skjuttriangelplanet förmår öka eller minska skjutavståndet så att detta faller utanför de gränser, som sätts av spridning och risk för målsplitter, vidtar den andra styrfasen, skjutfasen. Under skjutfasen kan man enligt vad som ovan sagts avstå från att korrigera jaktplanets bana i skjuttriangelplanet under förutsättning att avfyring automatiskt verkställs i det ögonblick, som bestämmas av träffvillkoren i detta plan och att samtidigt styrningen vinkelrätt mot skjuttriangelplanet sker så, att projektilbanans predikterade höjd över skjuttriangelplanet i den predikterade bankorsningspunkten blir noll.

Prediktionsprinciper.

Prediktionen av målets framtida läge kan sägas basera sig på en utveckling i enlighet med Taylors serie av det framtida läget vid tidpunkten $t + \tau$:

$$\vec{r}(t+\tau) = \vec{r}(t) + \tau \dot{\vec{r}}(t) + \frac{1}{2}\tau^2 \ddot{\vec{r}}(t) + \dots$$

Genom försummande av högre ordningens termer erhålles det på grundval av uppmätta storheter predikterade framtida läget.

Vid 0:te ordningens prediktion:

$$\vec{p}_0(t, \tau) = \vec{r}(t)$$

Vid 1:sta ordningens (lineär) prediktion:

$$\vec{p}_1(t, \tau) = \vec{r}(t) + \tau \dot{\vec{r}}(t)$$

Vid andra ordningens prediktion:

$$\vec{p}_2(t, \tau) = \vec{r}(t) + \tau \dot{\vec{r}}(t) + \frac{1}{2}\tau^2 \ddot{\vec{r}}(t)$$

etc.

Osäkerheten i det predikterade läget växer med stigande ordningstal dels på grund av ökade uppmätningssvårigheter, dels på grund av känslighet för ändrade beslut beträffande målets manövrering. Lineär prediktion svarar mot Newtons tröghetslag för tyngdpunktens rörelse (Jaktplan och mål påverkade av samma acceleration). Den lineära prediktionen utgör av denna anledning grundvalen för styrningen vid direktanfall.

Inflygningsfasens styrning torde helt kunna byggas på lineär prediktion, medan under skjutfasen prediktionen möjligen bör övergå från första till andra ordningen för att acceptabel träffsannolikhet med icke målsökande projektiler skall kunna uppnås. I annat fall kan felet på grund av målets acceleration (lastfaktor) under projektilens gångtid vid en normal undanmanöver komma att bli flera gånger så stort som felet på grund av den under samma tid verkande bansänkning på den ostyrda projektilen. Om icke projektilgångtiden är extremt liten, blir därför första ordningens prediktion i skjutögonblicket otillfredsställande.

Referenskoordinatsystemet §75.

Skjuttriangeln och därmed även skjuttriangelplanet kan såväl i robot- som raketfallet tänkas definierad av jaktplanets och målets tyngdpunktslägen i projektilens avfyringsögonblick samt av (den predikterade) kollisionspunkten mellan projektil och mål. Den olika karaktären av skjut- och styrningsvillkoren dels i och dels vinkelrätt mot skjuttriangelplanet gör att man har behov av att oberoende av jaktplanets momentana lutningsvinklar - i första hand oberoende av dess rollvinkel - kunna referera uppmätta eller beräknade storheter till ett koordinatsystem §75, som åtminstone approximativt är orienterat i enlighet med skjuttriangelplanet. För den skull måste en acceptabel prediktion göras av detta plans orientering i rymden.

Vid direkthanfall med framåtriktade, flygplanfast monterade vapen måste i skjutögonblicket förutom radius vektor till målet även målets och jaktplanets hastighetsvektorer och följaktligen även jaktplanets längdaxel ligga i eller mycket nära skjuttriangelplanet, om träffvillkoren skall kunna uppfyllas. Två av dessa nämnda vektorer kan tydligen - under förutsättning att de icke äro nära parallella - användas för en ungefärlig bestämning av skjuttriangelplanets läge i rymden. Den för materiella kroppar gällande tröghetslagen, vilken gör att flygbanorna för höghastighetsflygplan och projektiler i närheten av kollisionspunkten endast föga kan avvika från den rätta linjen, medför också att en uppmätning av två av de nämnda vektorerna vid en tidpunkt före avskjutningsögonblicket kan användas för bestämning av det blivande skjuttriangelplanets ungefärliga läge i rymden. Noggrannheten i denna bestämning växer ju mer mätögonblicket närmar sig skjutögonblicket, men avtar å andra sidan ju mer de två använda vektorerna äro parallella.

Ur mätsynpunkt ligger det närmast till hands att låta jaktplanets längdaxel (x-axeln) och radius vektor till målet definiera detta ungefärliga skjuttriangelplan, §75-planet. Denna metod kan dock icke användas ända fram till det ögonblick, då målet väntas passera framför jaktplanets nos, eftersom de nämnda vektorerna då bli parallella, utan måste avbrytas vid en lämplig tidpunkt dessförinnan. Den vid denna tidpunkt erhållna vinkeln mellan §75-planet och lodplanet genom jaktplanets längdaxel kan därefter bibehållas konstant vid målets passage av det kritiska vinkelområdet framför jaktplanet.

Med radarantennen lagrad i en rollring och en elevationsring enligt rapport RP-S02-3:R2 erhålles automatiskt ett målföljningsplan, vilket är lämpligt att använda som §75-plan utom då målet befinner sig nära jaktplanets längdaxel, då systemet blir oanvändbart.



Med radarantennen lagrad i två "vippringar" måste rollvinkeln mellan lodplanet och ett lämpligt §7-plan beräknas på grundval av uppmätta storheter. Sedan huvuddelen av insvängningsförloppet till rakbana är gjord kan emellertid denna beräknade vinkel bibehållas konstant under tidsintervallet närmast före skjutögonblicket och metoden blir sålunda användbar även vid målets passage av det kritiska vinkelområdet.

Vid båda de ovan nämnda antemlagringsmetoderna kan man tänka sig använda antingen antennfasta eller flygplanfasta mätgyron. Problemet att bestämma målets läges- och hastighetskomponenter i koordinatsystemet §7§ skall ekvationsmässigt behandlas separat för vart och ett av dessa fyra alternativ. Problemet att på grundval av läges- och hastighetskomponenterna i koordinatsystemet §7§ prediktera det framtida läget och därur beräkna erforderliga styrkorrektioner följer sedan samma ekvationer i samtliga fall och skall därför behandlas gemensamt. Exakta ekvationssamband skall endast uppställas för den enklare inflygningsfasen, då styrvillkoren definieras av att målets bana skall skära jaktplanets längdaxel i en punkt på visst önskat avstånd framför jaktplanet. I raketfallet tillkommer själva skjutfasen. För att i detalj kunna uppställa ekvationerna under skjutfasen, fordras tillgång till ekvationssamband, vilka inom ett variationsområde för flygtillståndsp parametrarna, som täcker samtliga aktuella flygfall - med önskad noggrannhet återger den aktuella projektilens ballistiska egenskaper efter utskjutning från det aktuella flygplanet. I brist på sådana ekvationer kan för skjutfasen i raketfallet endast anges den principiella beräkningsgången för siktescomputern.

Inflygningsfasen.

Eftersom inflygningsfasen ur styrningssynpunkt är den minst krävande fasen såväl med hänsyn till kraven på snabbhet som noggrannhet, bör man kunna räkna med manuell styrning under denna fas. Siktesscomputerns uppgift blir då att beräkna och för föraren presentera erforderlig riktningsändring från nuvarande flygbaneriktning till banriktningen för den raka "direktanfallsbana", som beräknas leda till approximativt riktigt skjutläge.

Beräkningsuppgiften kan uppdelas i två:

1. Att ur uppmätta primärstorheter beräkna komponenterna i $\xi\eta\zeta$ -systemet av målets läges- och hastighetsvektor relativt jaktplanet. Computer-ekvationerna blir här helt beroende av den mätgeometri, som följer av siktets konstruktiva uppbyggnad.
2. Att med kändedom om målets nuvarande läge och hastighet i $\xi\eta\zeta$ -systemet beräkna ξ - och ζ -koordinaterna samt tidpunkten för målets inträffande i korsningspunkten, definierad av att η -koordinaten för målet då är noll, samt att ur differensen mellan detta predikterade läge och önskat läge beräkna erforderlig riktningsändring samt referera om denna till flygplanfasta koordinater. Ekvationerna för detta äro oberoende av siktets konstruktiva uppbyggnad och mätgeometrien.

Härtill kommer som en tredje uppgift:

3. Att på lämpligt sätt presentera styrinformationerna.

1. Siktesscomputerns ekvationer för beräkning av målets läge och hastighetsvektor.

Under förutsättning att radarapparaturens målföljning kan anses vara ideell erhålles lägesvektorn refererad till ett jaktplanfast koordinatsystem direkt ur radarvinklarna och avståndet. Målets hastighetsvektor relativt jaktplanet erhålles generellt ur sambandet

$$\vec{V} = \dot{r} \hat{r} + \vec{\Omega} \times \vec{r}$$

där $\vec{\Omega}$ är vektorn för syftlinjens absolutvinkelhastighet.

Såväl läges- som hastighetsvektor skall uppdelas i komponenter i enlighet med referenskoordinatsystemet $\xi\eta\zeta$. Ekvationerna härför beror av mätgeometrien.

Fall A: Radarlagring i rollring och elevationsring. Koordinatystemet $\xi\eta\xi$ definieras av att ξ -axeln sammanfaller med jaktplanets x-axel (= radars rollaxel) och av att $\xi\eta$ -planet är målföljande. Antennfasta mätgyron uppmätta antennens vinkelhastigheter kring dess huvudaxlar ijk: målets lägesvektor erhålles direkt i $\xi\eta\xi$ -koordinater:

$$\left. \begin{aligned} r_{\xi} &= r \cos \psi_1 \\ r_{\eta} &= r \sin \psi_1 \\ r_{\xi} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1 A, 1 B)$$

Syftlinjens absolutvinkelhastighet blir:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_{\xi} &= \Omega_1^A \cos \psi_1 - \Omega_j^A \sin \psi_1 \\ \Omega_{\eta} &= \Omega_1^A \sin \psi_1 + \Omega_j^A \cos \psi_1 \\ \Omega_{\xi} &= \Omega_k^A \end{aligned} \right\}$$

Insättning i det generella vektorssambandet för målets hastighet ger:

$$\left. \begin{aligned} v_{\xi} &= \dot{r} \cos \psi_1 - r \Omega_k^A \sin \psi_1 \\ v_{\eta} &= \dot{r} \sin \psi_1 + r \Omega_k^A \cos \psi_1 \\ v_{\xi} &= -r \Omega_j^A \end{aligned} \right\} \quad (2 A)$$

Fall B: Lagring och referenskoordinatsystem lika med A. Antennens vinkelhastighet uppmättes indirekt genom flygplanfasta mätgyron för fpl x-, y- och z-axlar samt mätton för radarvinklarnas tidsderivator.

Målets lägesvektor blir oförändrad från föregående fall.

Syftlinjens absolutvinkelhastighet erhålles som:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_{\xi} &= \Omega_x^F - \dot{\varphi}_1 (\sin \psi_1)^2 \\ \Omega_{\eta} &= \Omega_y^F \cos \varphi_1 - \Omega_z^F \sin \varphi_1 + \dot{\varphi}_1 \sin \psi_1 \cos \psi_1 \\ \Omega_{\xi} &= \Omega_z^F \cos \varphi_1 + \Omega_y^F \sin \varphi_1 + \dot{\psi}_1 \end{aligned} \right\}$$

Insättning ger målets hastighetscomponenter

$$\left. \begin{aligned}
 v_{\xi} &= \dot{r} \cos \psi_1 - r \sin \psi_1 (\Omega_y^F \sin \varphi_1 + \Omega_z^F \cos \varphi_1 + \dot{\psi}_1) \\
 v_{\eta} &= \dot{r} \sin \psi_1 + r \cos \psi_1 (\Omega_y^F \sin \varphi_1 + \Omega_z^F \cos \varphi_1 + \dot{\psi}_1) \\
 v_{\zeta} &= r (\Omega_x^F \sin \psi_1 - \Omega_y^F \cos \varphi_1 \cos \psi_1 + \Omega_z^F \sin \varphi_1 \cos \psi_1 - \dot{\varphi}_1 \sin \psi_1)
 \end{aligned} \right\} (2 B)$$

där:

$$\varphi_1 = \pi/2 - (\varphi_0 - \varphi)$$

Fall C: Radarlagring i två "vi-pringar", en yttre rörlig i sidled och en inre i höjdlid.

Referenskoordinatsystemet definieras av att ξ -axeln sammanfaller med fpl x-axel, medan $\xi\eta$ -planet bildar en viss vinkel φ_0 med lodplanet genom fpl x-axel, så att $\xi\eta$ -planet approximativt blir parallellt med skjuttriangelplanet. Direkt uppmätning av $\bar{\Omega}$ med antennfasta mätgyron.

I detta fall måste omräkning till referenskoordinatsystemet $\xi\eta\zeta$ ske via flygplanfasta koordinater xyz.

Målets lägesvektor definieras av

$$\left. \begin{aligned}
 r_x &= r \cos \delta_1 \cos \delta_2 \\
 r_y &= r \sin \delta_1 \cos \delta_2 \\
 r_z &= r \sin \delta_2
 \end{aligned} \right\}$$

$$\left. \begin{aligned}
 r_{\xi} &= r_x \\
 r_{\eta} &= r_y \sin (\varphi_0 - \varphi) - r_z \cos (\varphi_0 - \varphi) \\
 r_{\zeta} &= r_z \sin (\varphi_0 - \varphi) + r_y \cos (\varphi_0 - \varphi)
 \end{aligned} \right\} (1 C, 1 D)$$

Syftlinjens absolutvinkelhastighet i xyz-systemet blir:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_x &= \Omega_1^A \cos \delta_1 \cos \delta_2 - \Omega_j^A \sin \delta_1 - \Omega_k^A \cos \delta_1 \sin \delta_2 \\ \Omega_y &= \Omega_1^A \sin \delta_1 \cos \delta_2 + \Omega_j^A \cos \delta_1 - \Omega_k^A \sin \delta_1 \sin \delta_2 \\ \Omega_z &= \Omega_1^A \sin \delta_2 + \Omega_k^A \cos \delta_2 \end{aligned} \right\}$$

Genom insättning erhålles målets relativhastighetskomponenter:

$$\left. \begin{aligned} V_x &= \dot{r} \cos \delta_1 \cos \delta_2 + r \left[\Omega_j^A \cos \delta_1 \sin \delta_2 - \Omega_k^A \sin \delta_1 \right] \\ V_y &= \dot{r} \sin \delta_1 \cos \delta_2 + r \left[\Omega_j^A \sin \delta_1 \sin \delta_2 + \Omega_k^A \cos \delta_1 \right] \\ V_z &= \dot{r} \sin \delta_2 - r \Omega_j^A \cos \delta_2 \end{aligned} \right\} \quad (2c)$$

$$\left. \begin{aligned} V_{\xi} &= V_x \\ V_{\eta} &= V_y \sin (\varphi_0 - \varphi) - V_z \cos (\varphi_0 - \varphi) \\ V_{\zeta} &= V_z \sin (\varphi_0 - \varphi) + V_y \cos (\varphi_0 - \varphi) \end{aligned} \right\}$$

Fall D: Lagring och referenskoordinatsystem lika med C. Indirekt uppmätning av Ω med fpl-fasta mätgyron.

Målets lägesvektor blir oförändrad från föregående fall.

Syftlinjens absolutvinkelhastighet erhålles i stället som:

$$\left. \begin{aligned} \Omega_x &= \Omega_x^F - \dot{\delta}_2 \sin \delta_1 \\ \Omega_y &= \Omega_y^F + \dot{\delta}_2 \cos \delta_1 \\ \Omega_z &= \Omega_z^F + \dot{\delta}_1 \end{aligned} \right\}$$

Genom insättning i det generella vektor sambandet för målets hastighet erhålles:

$$\left. \begin{aligned} v_x &= \dot{r} \cos \delta_1 \cos \delta_2 + r \left[(\Omega_y^P + \dot{\delta}_2 \cos \delta_1) \sin \delta_2 - (\Omega_z^P + \dot{\delta}_1) \sin \delta_1 \cos \delta_2 \right] \\ v_y &= \dot{r} \sin \delta_1 \cos \delta_2 + r \left[(\Omega_z^P + \dot{\delta}_1) \cos \delta_1 \cos \delta_2 - (\Omega_x^P - \dot{\delta}_2 \sin \delta_1) \sin \delta_2 \right] \\ v_z &= \dot{r} \sin \delta_2 + r \left[(\Omega_x^P - \dot{\delta}_2 \sin \delta_1) \sin \delta_2 - (\Omega_z^P + \dot{\delta}_1) \cos \delta_1 \cos \delta_2 \right] \end{aligned} \right\} (2 D)$$

$$\left. \begin{aligned} v_{\xi} &= v_x \\ v_{\eta} &= v_y \sin (\varphi_0 - \varphi) - v_z \cos (\varphi_0 - \varphi) \\ v_{\zeta} &= v_z \sin (\varphi_0 - \varphi) + v_y \cos (\varphi_0 - \varphi) \end{aligned} \right\}$$

2. Prediktion och beräkning av jaktplanets styrinformationer.

Vid tidpunkten t antages, att målets aktuella lägesvektor $\vec{r}(t)$ och hastighetsvektor $\vec{v}(t)$ relativt jaktplanet enligt någon av de förut angivna metoderna är uppmätta och uppdelade i komponenter i enlighet med ett inertialsystem $\xi\eta\zeta(t)$, vars ζ -axel sammanfaller med fpl x-axel och vars $\xi\eta$ -plan är oberoende av fpl rollmanövrer och åtminstone approximativt sammanfallande med skjuttriangelplanet. Det återstår att prediktera målets framtida läge och på grundval av avvikelserna från önskat läge beräkna erforderliga skjutinformationer.

Genom linjär extrapolation i det i mätögonblicket aktuella "frusna" koordinatsystemet $\xi\eta\zeta(t)$ erhålles för tidpunkten $t + \tau$ den predikterade lägesvektorn $\vec{\rho}(t, \tau)$ från jaktplan till mål:

$$\vec{\rho}(t, \tau) = \vec{r}(t) + \tau \vec{v}(t)$$

För den speciella tidpunkten $t + \tau^s$ där

$$\tau^s = \tau^s(t) = - \frac{r_\eta(t)}{v_\eta(t)} \quad (3)$$

blir den predikterade lägesvektorn

$$\begin{aligned} \vec{\rho}^s(t) &= \vec{\rho}(t, \tau^s(t)) \\ &= (\rho_\xi^s(t), \rho_\eta^s(t), \rho_\zeta^s(t)) \end{aligned}$$

där:

$$\rho_\xi^s(t) = r_\xi(t) - r_\eta(t) \frac{v_\xi(t)}{v_\eta(t)}$$

$$\rho_\eta^s(t) = 0$$

$$\rho_\zeta^s(t) = r_\zeta(t) - r_\eta(t) \frac{v_\zeta(t)}{v_\eta(t)}$$

Under förutsättning att önskad lägesvektor \vec{R} från jaktplan till mål har komponenterna

$$\vec{R} = (R, 0, 0)$$

får den vid tidpunkten t för tidpunkten $t + \tau^s(t)$ predikterade felvektorn

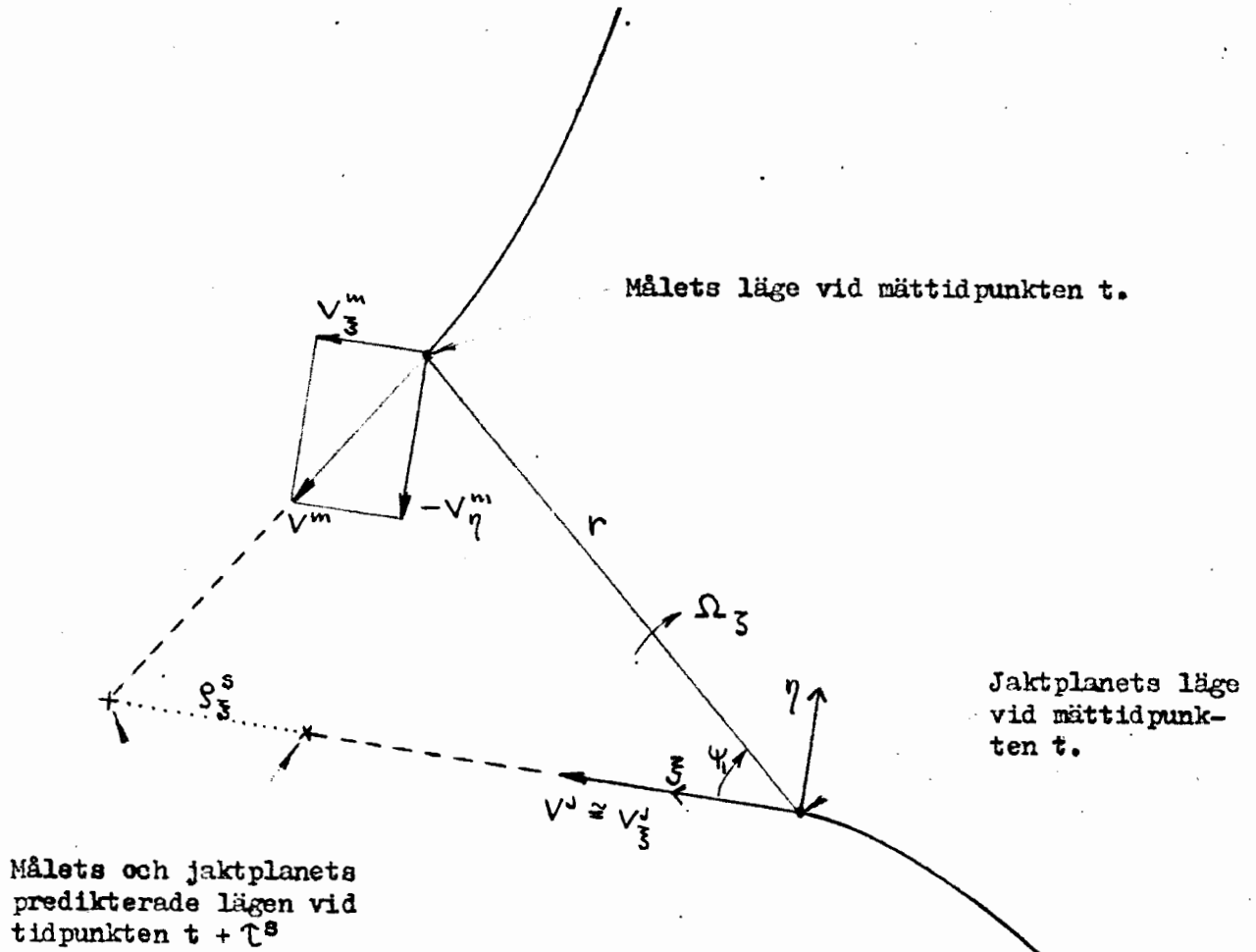
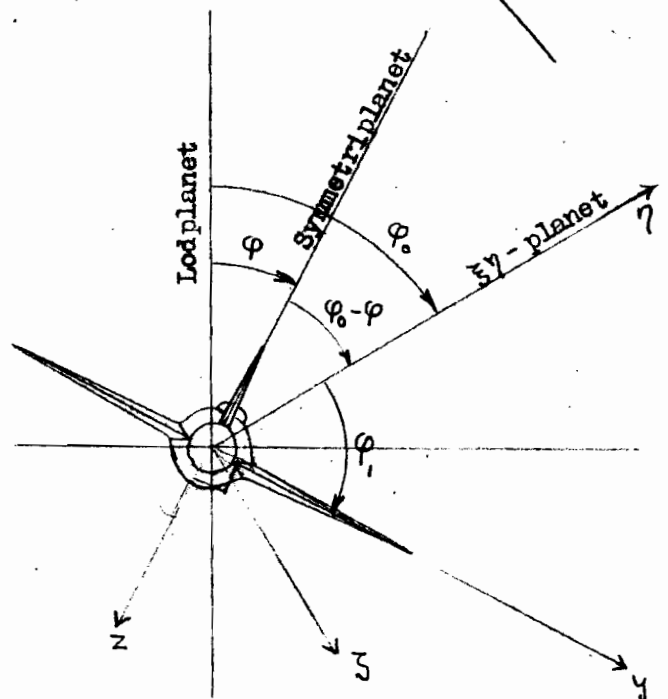


Fig. 1. Inmätning och prediktion i $\xi\eta$ -planet (målföljnings- eller skjuttriangelplanet)

Fig. 2. Vinklarna i planet vinkelrätt jaktplanets längdaxel (ξ -axeln)



$\vec{\varepsilon}(t)$ för målets läge komponenterna:

$$\left. \begin{aligned} \varepsilon_{\xi}(t) &= \rho_{\xi}^S(t) - R \\ \varepsilon_{\eta}(t) &= 0 \\ \varepsilon_{\zeta}(t) &= \rho_{\zeta}^S(t) \end{aligned} \right\}$$

Om jaktplanets längdaxel och därmed efterhand även bantangenten mellan tidpunkterna t och $t + \Delta t$ tänkes undergå en liten vinkelvridning i riktning från ξ till ζ -axeln med beloppet γ_{ζ} , blir den efter banvinkeländringen predikterade felkomponenten ε_{ξ} :

$$\varepsilon_{\xi}(t + \Delta t) = \rho_{\xi}^S(t) + \gamma_{\zeta} [\tau^S(t) v_{\xi}^J(t) + \rho_{\xi}^S(t)]$$

Om jaktplanets längdaxel på samma sätt tänkes utsatt för en liten vinkelvridning γ_{η} i riktning från ξ -axeln till η -axeln, så erhålles efter motsvarande banvinkeländring en ändring av den predikterade tidpunkt, då $\rho_{\eta}(t, \tau) = 0$ från värdet $t + \tau^S$ till det nya värdet $t + (\tau^S + \Delta\tau^S)$, där

$$\Delta\tau^S = \gamma_{\eta} [\tau^S(t) v_{\xi}^J(t) + \rho_{\xi}^S(t)] / v_{\eta}(t)$$

vilket i sin tur inverkar på den efter den nämnda banvinkeländringen predikterade felkomponenten ε_{ξ} , som blir:

$$\varepsilon_{\xi}(t + \Delta t) = \rho_{\xi}^S(t) - R + \gamma_{\eta} \frac{v_{\xi}(t)}{v_{\eta}(t)} [\tau^S(t) v_{\xi}^J(t) + \rho_{\xi}^S(t)]$$

Den vid tidpunkten t erforderliga riktningsändringen för fpl bantangent för att få den predikterade felvektorn lika med noll representeras sålunda av följande vid tidpunkten t önskade banvinkeländringar i η - och ζ -led:

$$\left. \begin{aligned} \gamma_{\eta}(t) &= \frac{v_{\eta}(t) [R - \rho_{\xi}^S(t)]}{v_{\zeta}(t) [\tau^S(t) v_{\xi}^J(t) + \rho_{\xi}^S(t)]} \\ \gamma_{\zeta}(t) &= \frac{-\rho_{\xi}^S(t)}{\tau^S(t) v_{\xi}^J(t) + \rho_{\xi}^S(t)} \end{aligned} \right\}$$

eller efter insättning:

$$\left. \begin{aligned} \chi_\eta(t) &= \frac{v_\eta(t) [R v_\eta(t) - r_\xi(t) v_\eta(t) + r_\eta(t) v_\xi(t)]}{v_\xi(t) [r_\xi(t) v_\eta(t) - r_\eta(t) v_\xi(t) - r_\eta(t) v_\xi^J(t)]} \\ \chi_\xi(t) &= \frac{-r_\xi(t) v_\eta(t) + r_\eta(t) v_\xi(t)}{r_\xi(t) v_\eta(t) - r_\eta(t) v_\xi(t) - r_\eta(t) v_\xi^J(t)} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

För fpl manövrering i enlighet med den önskade banvinkeländringen fordras en omräkning av banvinkeländringens komponenter tillbaka till flygplanfasta koordinater. Detta ger:

$$\left. \begin{aligned} \chi_y(t) &= \chi_\xi(t) \cos(\varphi_0 - \varphi) + \chi_\eta(t) \sin(\varphi_0 - \varphi) \\ \chi_z(t) &= -\chi_\eta(t) \cos(\varphi_0 - \varphi) + \chi_\xi(t) \sin(\varphi_0 - \varphi) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Denna erforderliga banvinkeländring för insvängning till önskad flygriktning måste ske med hjälp av krafter och accelerationer vinkelrätt mot flygbanan. För att flygföraren skall kunna behärska insvängningsförloppet, bör han lämpligen ha kännedom om den resulterande bankrökningsaccelerationen på grund av luftkrafter och tyngdkraft - ej endast om accelerationen p.g.a. luftkrafterna, vilken han får genom fpl lastfaktor. Den resulterande bankrökningsaccelerationen har, under förutsättning att fpl flygas rent, följande komponenter i y- och z-led:

$$\left. \begin{aligned} a_y &= g \cos \nu \sin \varphi \\ a_z &= g(\cos \nu \cos \varphi - n_z) \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

Ann.:

För den händelse att det praktiska utförandet av computer och presentationsapparaturlärigenom skulle underlättas, kan ekv. (5) och (6) givetvis skrivas om i polär form:

$$\left. \begin{aligned} \chi &= \sqrt{\chi_\eta^2 + \chi_\xi^2} \\ \varphi_y &= \varphi_0 - \varphi + \arctg \frac{\chi_\xi}{\chi_\eta} \end{aligned} \right\} \quad (5')$$

$$a = \sqrt{(n_z - \cos \vartheta \cos \varphi)^2 + (\cos \vartheta \sin \varphi)^2} \quad (6')$$

$$\varphi_a = \operatorname{arctg} \frac{\cos \vartheta \sin \varphi}{n_z - \cos \vartheta \cos \varphi}$$

3. Presentation och tolkning av styrinformationen.

Under inflygningsfasen kan antagas, att manuell styrning av fpl är möjlig och att således behov förefinnes att presentera styrinformationen för flygföraren. Detta sker lämpligen på ett katodstrålerör, förslagsvis i enlighet med fig. 3, där accelerationsvisaren skall styras på katodstråleskärmen i enlighet med ekv. (6), visaren för önskad flygriktning skall styras i enlighet med ekv. (5) och (4), medan radien hos cirkeln för återstående tid styres av ekv. (3). Ekvationerna (3) - (5) skola förbindas med uppmätta storheter genom de alternativa formerna A, B, C eller D av ekv. (2) och (1) beroende på val av alternativ beträffande mätgeometri.

Flygplanets styrning i enlighet med dessa styrinformationer tillgår nu så, att föraren med hjälp av fpl rollroder bringar accelerationsvisaren att peka i samma vinkelsektor som visaren för önskad flygriktning, vilken sålunda bringas att vandra in mot centrum med en hastighet, som är proportionell mot accelerationens storlek, d.v.s. mot accelerationsvisarens avstånd från centrum, och som således kan regleras med fpl höjdroder. Visaren för önskad flygriktning bör tvingas att hålla sig innanför ringen för återstående tid till avfyring för undvikande av oxeptionella krav på lastfaktor.

Observeras bör, att den beskrivna indikatorn för flygföraren presenterar önskad flygriktning till beräknad träffpunkt i rymden på ett sätt, som är fullt analogt med det sätt, på vilket ett i rymden stillastående mål presenterar sig för flygföraren genom den optiska sikten. Detta underlättar indikatorns användning och medför möjligen att den resulterande accelerationsvektorn överhuvudtaget icke behöver presenteras för flygföraren, vars manövrering av planet kan bygga på normal flygträning. Om inflygningsfasen av någon anledning automatiseras, torde dock motsvarande återkoppling till autopiloten av den resulterande accelerationsvektorn eller av $\dot{\omega}^T$ vara ofrånkomlig.

Indikatorröret kan givetvis också tänkas använt för presentation av styrinformationer från gyrohorisonten, så som antytts på fig. Detta kan underlätta övergången mellan de olika flygfaserna.

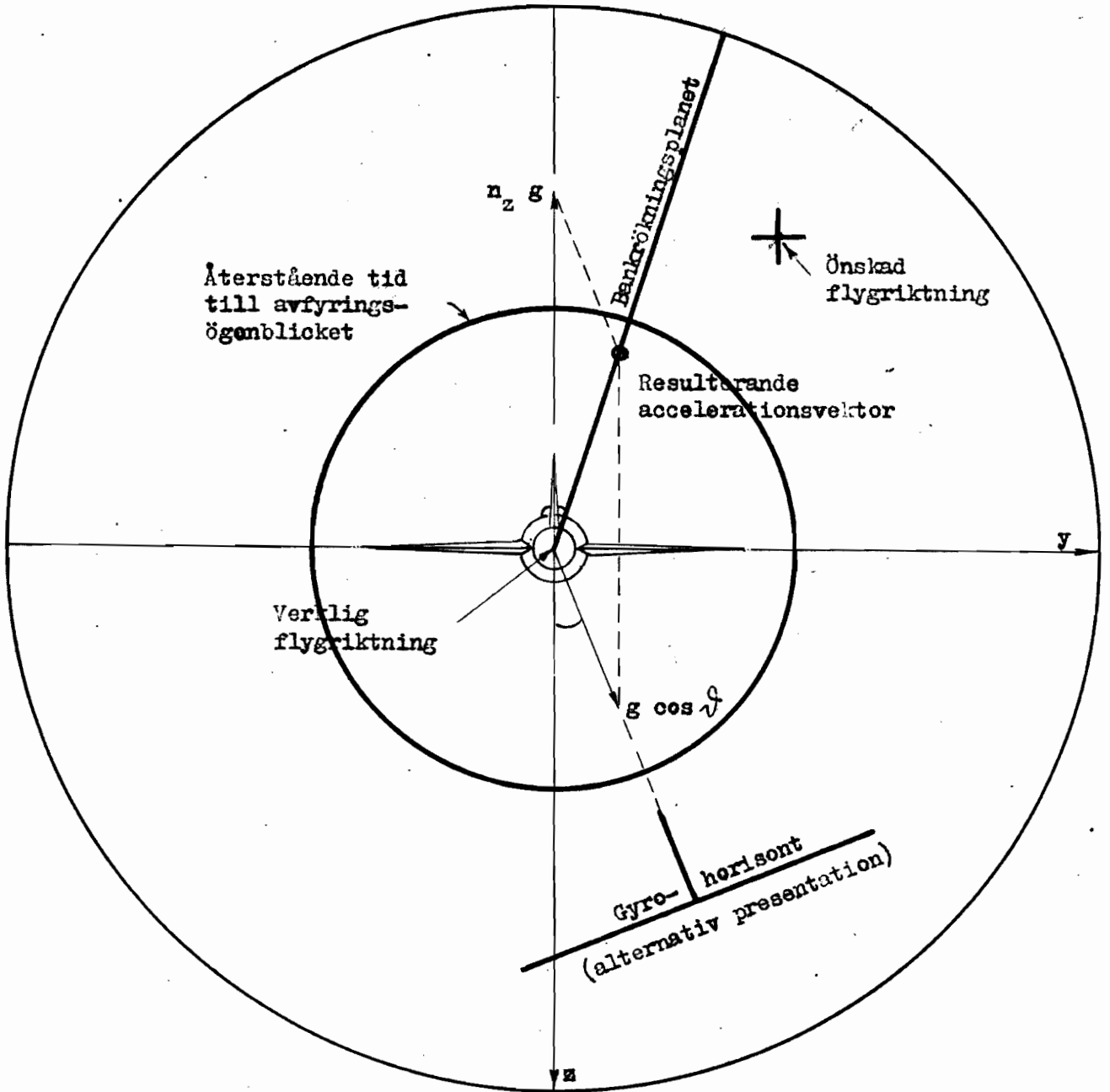


Fig. 3. Förslag till presentation på katodstrålerör av styrinformationen för direktanfallsiktets inflygningsfas.

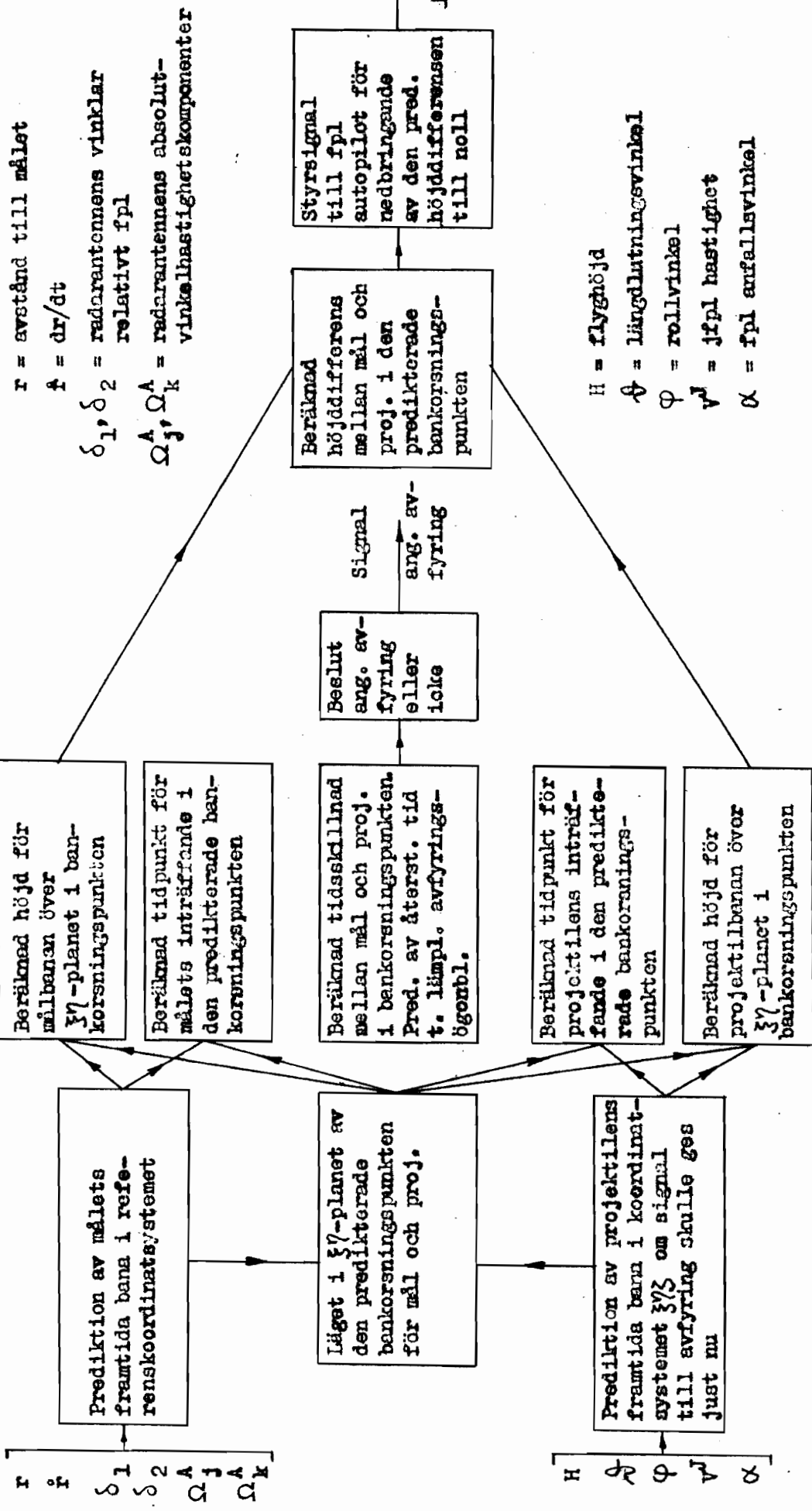
Skjutfasen.

Av väsentlig betydelse för den konstruktiva uppbyggnaden av ett direktanfallssikte för raketskjutning torde vara möjligheterna att under skjutfasen direkt uppmäta de just i mätögonblicket aktuella, erforderliga instorheterna. "Noise" och "time lag" kan tvinga till användning av mer eller mindre omfattande "sampling" av mätvärden för aktuella instorheter. Dessa samplade mätvärden skola statistiskt bearbetas och extrapoleras med lämpliga matematiska metoder för att ge uppgift om resp. mätstorhets sannolika värde i närvarande tidsögonblick eller snarare en tidpunkt, som ligger något längre fram, nämligen just så mycket, som siktescomputer m.m. behöver för att genomföra beräkningarna fram till styrsignalen. Härigenom blir den aktuella styrsignalen alltid grundad på de sannolika mätvärdena just i den aktuella tidpunkten. Siktescomputerns räknecykel för bearbetning av ingångsdata fram till styrsignalerna måste ske med ytterlig snabbhet, dels med hänsyn till styrstorheternas snabba variation på grund av flygplanens höga relativhastighet, dels också med hänsyn till ovan nämnda behov av att extrapolera över tiden för en räknecykel, vilken extrapolation medför fel, som beror av räknecykeln längd. Kraven på siktescomputern under skjutfasen beträffande räknevolym och noggrannhet torde endast kunna uppfyllas av en computer av digitaltyp i synnerhet om man tvingas tillgripa samlingsförfaranden.

Den rent generella beräkningsgången för siktescomputern under skjutfasen anges av blockschemat i figur 4. Från computern erhålles således dels en avfyringssignal till fpl raketbeväpning just i det beräknade avfyringsögonblicket, dels en kontinuerlig styrsignal vinkelrätt mot $\xi\eta$ -planet, som har till uppgift att reglera det predikterade "bomavståndet" till noll. Denna styrsignal skall verka på fpl autopilot och skall uppdäns i höjd och sida i enlighet med fpl aktuella rolläge relativt $\xi\eta$ -planet. Som framgår av blockschemat måste siktets "träffberäkningar" bygga på de i ett referenskoordinatsystem predikterade banorna för mål och projektil. Låt oss något litet studera förutsättningarna för denna prediktion.

En första ordningens prediktion vid en viss mättidpunkt t av målets framtida bana relativt jaktplanet kan tänkas utförd på grundval av de i mätögonblicket aktuella och uppmätta värdena $r(t)$, $\dot{r}(t)$, $\delta_1(t)$, $\delta_2(t)$, $\vec{\Omega}^A(t)$, och ger då den på grundval av mätvärdena lineärt extrapolerade målbanan i det icke accelererade koordinatsystem $\xi\eta\zeta(t)$, som i mätögonblicket har origo sammanfallande till linge och hastighet med fpl tyngdpunkt och är orienterat i enlighet med skjuttriangeln. Detta inertialsystem sammanfaller alltså i mätögonblicket med det vid inflygningsfasen begagnade flygplan-skjuttriangelbundna

))))



H = flyghöjd
 ϑ = längdlningsvinkel
 φ = rollvinkel
 v^j = fpl hastighet
 α = fpl anfallsvinkel

Fig. 4. Blockschem över den generella beräkningsgången i en siktescomputer avsedd för direkthanfallsiktets skjutfas. (Angivna instorheter medge endast linjär målprediktion och förutsätta mitgeometri enl. fall C.)

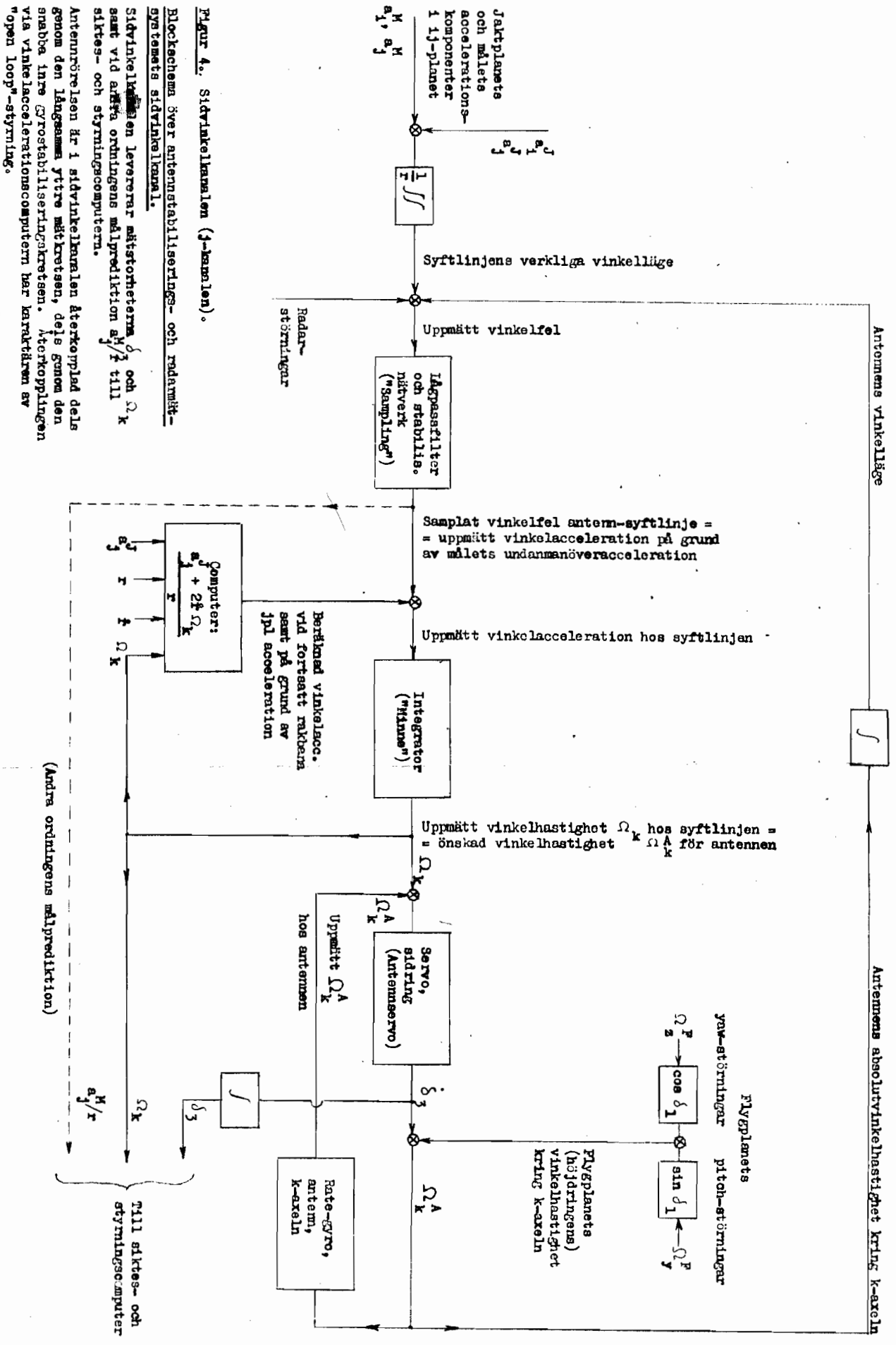
referenskoordinatsystemet $\xi\eta\zeta$. En serie olika inertialsystem $\xi\eta\zeta(t)$ kommer sålunda att successivt användas i de olika mätögonblicken för beskrivning av de i motsvarande mätögonblick predikterade framtida banorna för mål och projektil. Eftersom styrsignalerna för fpl hela tiden baserar sig på den predikterade differensen mellan mål och projektil i banornas korsningspunkt, kommer denna successiva vandring hos referenskoordinatsystemet icke att återverka på flygplanets styrning.

En andra ordningens prediktion vid en viss mättidpunkt t av målets framtida bana skulle också kunna grundas på de i mätögonblicket aktuella och uppmätta storheterna för målets läge, hastighet och acceleration, om det blott vore mättekniskt genomförbart att direkt uppmäta erforderliga andra-derivatstorheter. Dessa storheter torde dock på grund av det förhållandevis stora inflytandet av tillfälliga störningar endast kunna erhållas efter statistisk bearbetning av en "samplad" mätserie av motsvarande lägesstorheter (eventuellt även uppmätta första-derivatstorheter) i en följd av mättidpunkter fram till den aktuella. Detta samplingsförfarande medför behov av ett för alla mättidpunkter gemensamt icke accelererat koordinatsystem, till vilket samtliga mätpunkter kan refereras i och för prediktion med lämpliga matematiska metoder. För att kunna referera uppmätningarna till ett dylikt koordinatsystem kräves dels en rymdstabiliserad plattform i jaktplanet definierande koordinatsystemets axelriktningar och jaktplanets lutningsvinklar relativt koordinatsystemet, dels även tre stycken dubbelt integrerande accelerometrar orienterade i enlighet med de rymdstabiliserade axlarna och avsedda för uppmätning av jaktplanets translationsavvikelser relativt det accelererade referenskoordinatsystemet. Detta är en princip, som även användes vid s.k. tröghetsnavigering. I föreliggande fall rör sig emellertid den tidrymd, som tröghetsmätningarna omfattar, endast om ett fåtal sekunder, varför kraven på mätnoggrannhet icke torde vara exceptionella.

Behovet av sampling och därmed av ett för en serie mättidpunkter gemensamt koordinatsystem växer kraftigt, då man går utöver en rent linjär målprediktion. Även vid den lineära prediktionen kan det dock tänkas, att "noise" och "time lag" i förening med de höga kraven på noggrannhet i ingående informationer tvingar till statistisk bearbetning av samplade informationer från en serie mättillfällen och att alltså även i detta fall skulle förefinnas behov av att under skjutfasen binda koordinatsystemet $\xi\eta\zeta$ till en rymdstabiliserad plattform, varigenom den med det flygplanbundna koordinatsystemets vandring förknippade rotationen elimineras. Däremot torde vid rent linjär målprediktion behovet av integrerande accelerometrar på plattformen bortfalla.

Den predikterade målbanan blir med ovan angivna metoder refererad till ett mer eller mindre "rymdfast" koordinatsystem, från vilket ett flygplanbundet koordinatsystem avviker dels med en viss vinkelvandring, dels eventuellt också med en viss translatorisk förflyttning betingad av det egna flygplanets accelerationer. Det naturliga koordinatsystemet för prediktion av projektilens bana däremot är ett inertialsystem, som i avfyringsögonblicket till läge och hastighet är bundet till flygplanet. Projektilens bana i detta koordinatsystem är helt betingad av de efter avfyringsögonblicket verkande krafterna på projektilen, d.v.s. tyngdkraften, raketmotorernas drivkraft och luftkrafterna. Bortsett från tyngdkraftens inverkan kan projektilens bana i detta koordinatsystem anses vara entydigt bestämd av projektilens ballistiska data, vilka äro givna, och data för den mot flygplanet anblåsande luftströmmen (lufttätthet, anblåsningsvinkel, anblåsningshastighet och machtal), vilka bestämmas genom uppmätning, eventuellt i samband med viss computing.

Innan en jämförelse kan äga rum mellan predikterad bana för mål och projektil, måste således i regel en omreferering ske antingen till det "rymdfasta" koordinatsystemet eller till det flygplanbundna koordinatsystemet. Beräkningsgången vid banprediktion grundad på sampling kommer alltså i princip att följa något av blockschemorna i fig. 5 a eller b för att därifrån fortsätta enligt det tidigare angivna blockschemat i fig. 4.

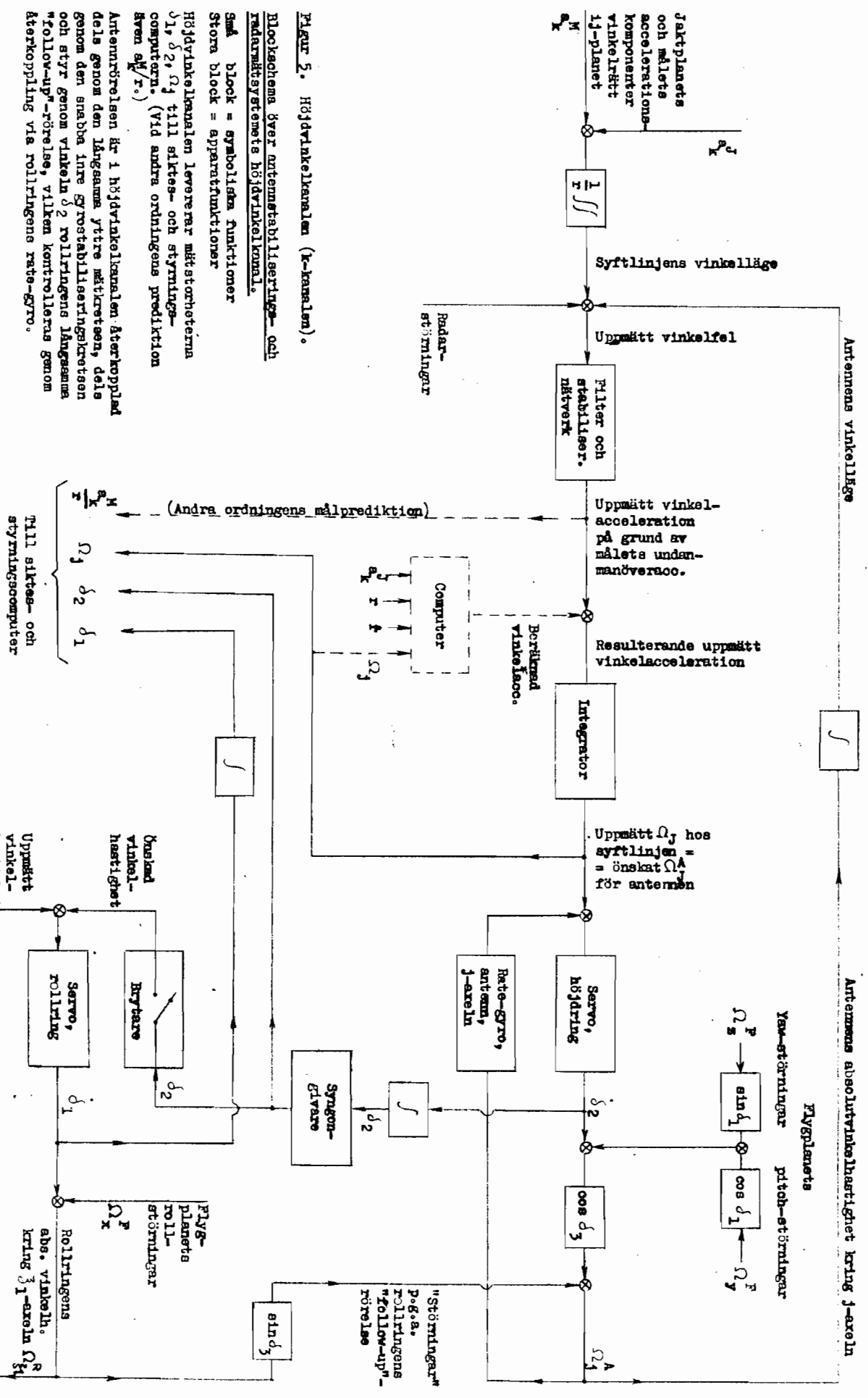


Figur 4. Sidvinkelkanalen (j-kanalen).

Blockschema över antennstabiliserings- och radar-mät-systemets sidvinkelkanal.

Sidvinkelkanalen levererar mätstörtermerna δ och Ω_k samt vid andra ordningens målprediktion a_j^M/r till siktes- och styrningscomputer.

Antennrörelsen är i sidvinkelkanalen återkopplad dels genom den långsamma yttre mätkretsen, dels genom den snabba inre gyrostabiliseringskretsen. Återkopplingen via vinkelaccelerationscomputern har karakteristiska "open loop"-styrning.



Figur 5. Höjdvinkelkanalen (k-kanalen).

Blockschema över antennstabiliserings- och radarstyrsystemets höjdvinkelkanal.

Små block = symboliska funktioner
 Stora block = apparatfunktioner

Höjdvinkelkanalen levererar måttstorheterna $\dot{\Omega}_j, \delta_2, \delta_1$ till siktes- och styringscomputer. (Vid andra ordningens prediktion även a_k^M/r .)

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

(Andra ordningens målprediktion)

$\Omega_j, \delta_2, \delta_1$
 Till siktes- och styringscomputer

Flygplanets

Yar-störningar pitch-störningar

$$\Omega_s^P \rightarrow \sin \delta_1 \rightarrow \cos \delta_1 \rightarrow \Omega_y^P$$

Uppmätt $\dot{\Omega}_j$ hos syrtlinjes = önskat $\dot{\Omega}_j^A$ för antennen

Resulterande uppmätt vinkelacceleration

Uppmätt vinkelacceleration på grund av målets undanmanöveracc.

Filter och stabiliser. nätverk

Syrtlinjens vinkelläge

Jaktplanets och målets accelerationskomponenter vinkelrikt i j-planet

Antennens vinkelläge

Antennens absolutvinkelstabilitet kring j-axeln

Radar-störningar

Beräknad vinkelacc.

Computer

$a_x^j, a_y^j, a_z^j, r, \delta, \Omega_j$

Syngon-ölvare

Servo, höjdring

Rate-gyro, anten, j-axeln

Bytare

Servo, rollring

Rate-gyro, rollring, j1-axeln

"Störningar" p.g.s. rollringens "follow-up"-rörelse

Flygplanets rollstörningar

Rollringens abs. vinkel. kring j1-axeln Ω_x^R

Konst. vinkelhastighet

Uppmätt vinkelhastighet

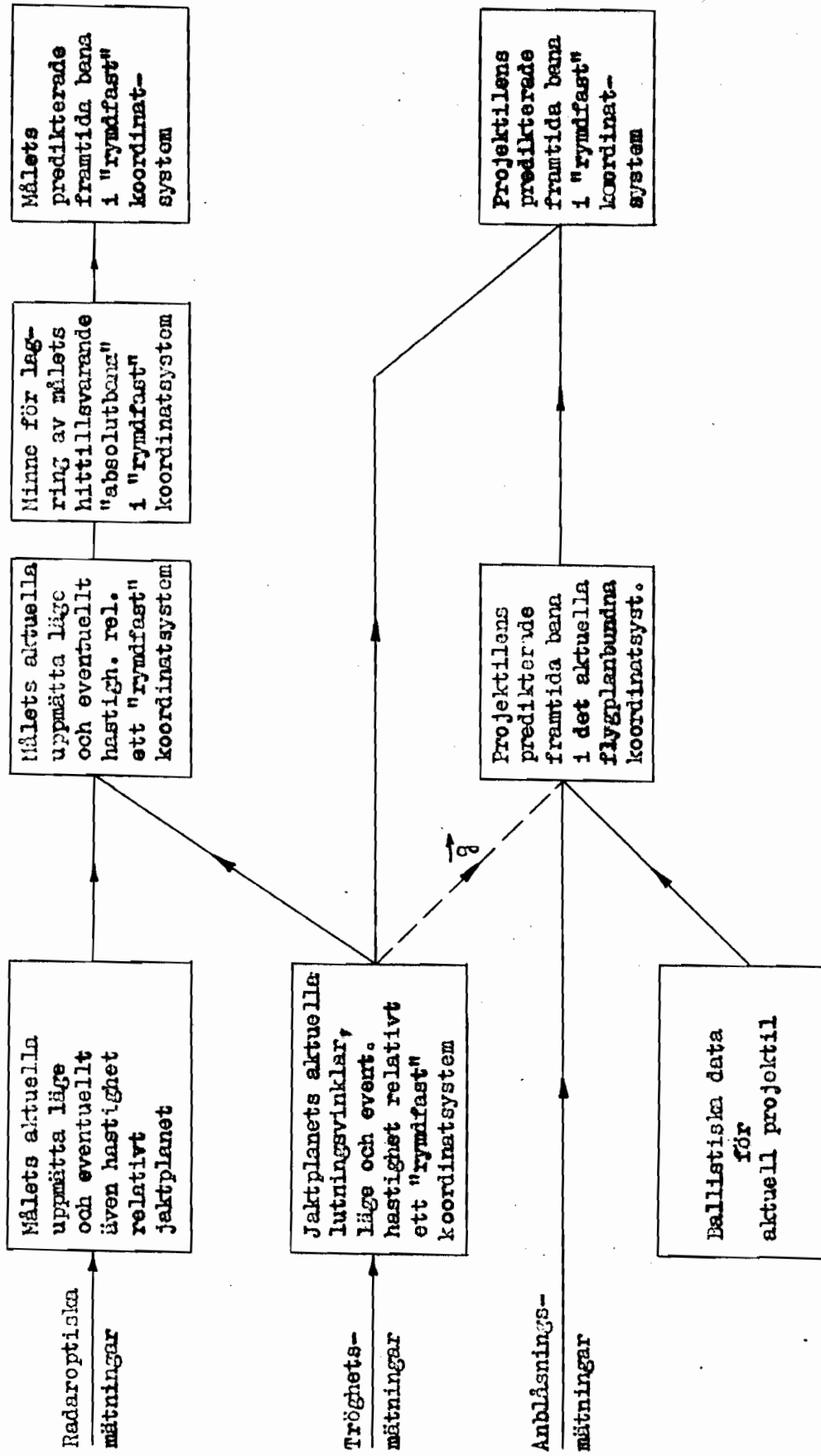


Fig. 5 a. Beräkningsgången för mål- och projektilbana i rymdfast koordinatsystem vid målprediktion av högre ordning från samplade mätvärden.