

INNEHÅLL

14	AUTOMATISK NAVIGERING	3
14.1	Definitioner och klassificering	3
14.2	Dödräknande system	4
14.3	Automatisk positionsmätning	5
14.4	Hybrida system	7
14.5	Beräkning av styrorder	14

)

)

)

)

14 AUTOMATISK NAVIGERING

14.1 DEFINITIONER OCH KLASSIFICERING

Med ett automatiskt navigeringssystem skall vi här förstå ett system som utan regelbunden hjälp av en operatör genererar information om flygplanets position och presenterar denna för flygföraren. Ofta presenteras även styrorder till föraren eller sänds direkt till styrautomat. I systemt ingår i allmänhet en dator.

Fördelarna med automatiska navigeringssystem är främst att

- besättningens arbetsbörda minskar, den slipper rutinmässigt räknearbete och kan istället koncentrera sig på intelligens- och omdömeskrävande uppgifter som maskiner inte klarar av
- personalbesparingar kan göras
- informationen bearbetas snabbare och noggrannare, vilket är väsentligt i ett flygplan som rör sig med hög fart i hårt trafikerade luftleder eller i stridszoner

Automatiska system kan klassificeras efter ett flertal principer. Beroende på primärinformationens art kan man skilja mellan följande typer av system:

- Positionsmätande (bortsett från koordinatomvandlingar) system, t ex stjärnföljare och radionavigeringssystem
- Hastighetsmätande system, t ex luftdata och doppler
- Accelerationsmätande system, t ex tröghetsnavigering

I system av de första två typerna måste kalkylatorn utföra en respektive två integrationer (automatisk dödräkning) innan positionen erhålls. Positionsnoggrannheten hos dessa system försämras med tiden, vilket ej är fallet med system av den tredje typen.

Navigeringssystemen kan också indelas i

- System beroende av yttre (konstgjorda) hjälpmedel, t ex radionavigeringssystem
- Självständiga system, t ex TN, doppler och stjärnföljare

eller i

- Aktiva (radiostrålande) system, t ex DME, doppler, fartmätare och radar
- Passiva system, t ex Decca, TN och luftdata

Dessa egenskaper har i militära sammanhang betydelse för systemens *störfasthet*, dvs deras förmåga att motstå fiendens försök att störa ut dem, och deras *röjfasthet*, dvs förmågan att motstå fientliga försök att i någon avsikt utnyttja systemet för eget bruk.

14.2 DÖDRÄKNANDE SYSTEM

I avsn 8.9 har beskrivits hur hastigheten $\bar{v}(t)$ vid tiden t kan beräknas genom integration av ett TN-systems accelerationsmätningar:

$$\bar{v}(t) = \bar{v}(0) + \int_0^t \bar{a}(t) dt$$

där $\bar{a}(t)$ är accelerationen vid tiden t och $\bar{v}(0)$ hastigheten vid start (= 0 utom vid start från fartyg). I en digital kalkylator sker integrationen i praktiken genom att hastigheten uppdateras vid varje samplingsintervall (k):

$$\bar{v}_k = \bar{v}_{k-1} + \tau \bar{a}_k$$

där τ är samplingsintervallets längd (vanligen av storleksordningen 0,02–0,1 s).

Latitud λ och longitud φ kan nu beräknas på liknande sätt ur hastighetens norr- och östkomponenter:

$$\lambda_k = \lambda_{k-1} + \frac{1}{R} v_k^{\text{norr}}$$

$$\varphi_k = \varphi_{k-1} + \frac{1}{R \cos \lambda_k} v_k^{\text{öst}}$$

där R är jordradien och faktorn $\cos \lambda_k$ tar hänsyn till meridianernas konvergens på högre breddgrader. Se kap 2.

Vid en norrorienterad TN-plattform erhålls v^{norr} och $v^{\text{öst}}$ direkt genom integrering av respektive acclerometersignaler; är plattformen ej norrorienterad måste hänsyn tas till dess orientering vid integreringen. Används ett skrovfast TN-system måste accelerationen, som mäts i *flygplanfasta* koordinater, i varje ögonblick omvandlas till en acceleration i *markfasta* koordinater innan integrationen utförs; detta (liksom attitydberäkningarna) kräver en mycket snabb dator. TN-systemets fel har behandlats i avsn 8.9.

Ett luftdatasystem mäter hastigheten relativt luften i ett flygplanfast koordinat-system. För att erhålla v^{norr} och $v^{\text{öst}}$ (varefter φ och λ kan beräknas som ovan) måste kalkylatorn

- projicera hastigheten på ett plan parallellt med marken
- dela upp den så uppkomna hastigheten i norr- och östkomponenter
- addera prognosvindens norr- respektive östkomponenter (uppgifter om prognosvinden matas in i datorn före start)

Vid samtliga moment uppstår fel:

1. Luftdataenheten har ett fel av storleksordningen någon eller några m/s. Hastighetskomponenter vinkelrätt mot flygplanets längdaxel försummas såvida de ej mäts med anfallsvinkel- respektive snedanblåsningvinkelmätare (avsn 8.2).
2. Kursgivarens fel »vrider» hastighetsvektorn $0,1-5^\circ$, beroende på kvaliteten hos kursgivaren och dess eventuella förinställning (avsn 8.5).

3. Prognosvinden är behäftad med fel av storleksordningen 5–15 m/s (jfr avsn 3.4). Felets storlek är givetvis beroende av vilka resurser som är tillgängliga för vädertjänsten.

Totalfelet hos ett luftdatasystem kan uppgå till 30–40 km/h.

Ett dopplersystem kan som beskrivits i avsn 8.7 utformas skrofast eller i viss utsträckning attitydstabiliseras. I det förra fallet mäts flygplanets hastighet längs dess egna huvudaxlar (ofta försummas dock komponenten längs giraxeln). Antas för enkelhetens skull flygning i planflykt erhålls

$$v^{\text{nor}} = v_x \cos \Psi - v_y \sin \Psi$$

$$v^{\text{öst}} = v_x \sin \Psi + v_y \cos \Psi$$

där v_x och v_y är flygplanets hastighet längs roll- respektive tippaxeln och Ψ är kursen.

En tipp, roll- och färdvinkelstabiliserad dopplerfartmätare ger i stället hastighet v och driftvinkel δ . Kalkylatorn beräknar då

$$v^{\text{nor}} = v \cos (\Psi + \delta)$$

$$v^{\text{öst}} = v \sin (\Psi + \delta)$$

där Ψ som förut är kursen.

Sedan v^{nor} och $v^{\text{öst}}$ beräknats integreras positionen fram som förut beskrivits.

I bägge fallen härrör det största felet vanligen från kursgivarens förinställning och drift (avsn 8.5). Dopplerfelen är över land mindre. Över vatten tillkommer dock ytvattenfel och sjödistsionsfel (avsn 8.7). Med följande typiska värden på felens spridningar

Förinställning	$\sigma_f = 0,5^\circ$
Gyrodrift	$\sigma_g = 1^\circ/\text{h}$
Sjödistsionsfel, felinriktning av dopplern m m	$\sigma_d = 0,5 \%$ av hastigheten
Ytvattenfel	$\sigma_y = 1,5 \text{ m/s}$

blir totalfelet vid flygning på rak kurs med hastigheten v efter tiden t

$$d_{\text{rms}} = t \left[(\sigma_f^2 + \frac{1}{4} \sigma_g^2 t^2 + \sigma_d^2) v^2 + \sigma_y^2 \right]^{1/2}$$

Om $v = 200 \text{ m/s}$ och $t = 1 \text{ h}$ blir $d_{\text{rms}} = 11 \text{ km}$.

14.3 AUTOMATISK POSITIONS MÄTNING

Ett radionavigeringssystem mäter t ex avstånd eller bäring till en sändare på marken eller i satellit, varigenom en ortlinje erhålls på jordytan. Skärningen mellan två ortlinjer ger positionen. Om sändarnas koordinater i förväg matats in i kalkylatorn kan denna beräkna positionen. Proceduren är enkel och rättfram för system som arbetar på högre frekvenser (t ex VOR, DME) men vid användning av hyperbelsystem (avsn 9.5) uppstår vissa problem.

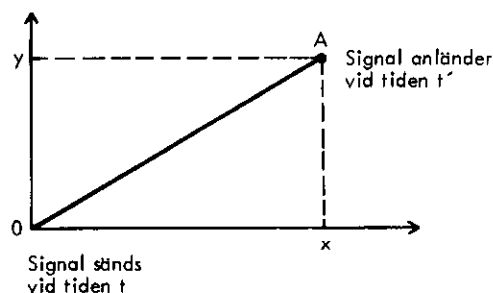


Bild 14.1 Hyperbelsystem för avståndsmätning

Hyperbelsystemen är behäftade med systematiska vågutbredningsfel till vilka hänsyn kan tas genom korrektioner som antingen finns tabellerade eller har medtagits i beräkningarna vid ritning av plottingkartor. Skall korrektionerna anbringas av en dator under flygningens gång måste dess minne vara försett med stora mängder data om t ex markkonduktivitet. Minnesutrymme kostar emellertid både pengar, vikt och volym, varför en sådan lagring sällan är möjlig. Automatisering av hyperbelsystem i ett flygplan kan därför innebära en viss förlust av flexibilitet jämfört med t ex manuell hyperbelnavigering i ett fartyg.

På senare år har man börjat intressera sig för att genom bättre informationsbehandling utnyttja hyperbelsystem för avståndsmätning. Metoden kräver liksom den i avsn 8.6 beskrivna en klocka i flygplanet, men denna kan vara av lägre kvalitet än det där diskuterade atomuret. Bild 14.1 visar hur vid hyperbelsystem för avståndsmätning en signal sänds från en sändare i origo, vars klocka då visar t . När signalen anländer till A visar klockan i A t' . Om avståndet OA är $\sqrt{x^2 + y^2}$ där x och y är A:s koordinater blir sambandet mellan t och t'

$$t' = t + \frac{1}{c} \sqrt{x^2 + y^2} + \Delta t$$

där Δt är felet hos klockan i A.

Ekvationen har tre obekanta: positionen x, y och klockfelet Δt . Om vi sedan tar emot ytterligare två signaler från två sändare som är slavade till den första, erhåller vi ett ekvationssystem med tre ekvationer och tre obekanta (x, y, Δt) som kan lösas av datorn. Klockan i flygplanet ställs alltså samtidigt som positionen upp. Därefter kan i fortsättningen avståndsmätning ske som i den första metoden. Klockan måste givetvis ställas då och då med mellanrum som beror av dess kvalitet.

Metoden har jämfört med DME fördelarna att den ej kräver någon flygburen sändare och har låghöjdstäckning. I förhållande till konventionellt utnyttjande av hyperbelsystem har den fördelarna att ortlinjernas skärningsvinklar blir förmånligare och att endast två marksändare krävs för positionsbestämningen (utom vid korrigerig av den flygburna klockan, då tre sändare behövs).

Halvautomatisk positionsbestämning med *radar* har behandlats i kap 10.

Positionen kan också med hög noggrannhet bestämmas med *ögat* som sensor (*optisk fix*). Detta tillgår så att flygföraren vid överflygning av ett landmärke med känd position trycker på en knapp och markerar tidpunkten för överflygningen. Landmärkets position finns lagrad i datorn och anses sedan vara = flygplanets position vid överflygningen. Fixens noggrannhet beror huvudsakligen av höjden och flygföraren. På högre höjd blir fixen sämre än på lägre. (Lämplig

höjd för fixtagningen är 200–500 m). De flesta förare tar i allmänhet fixen för *tidigt*, ca 200 m före överflygningen av fixpunkten. Förutom detta systematiska fel finns dessutom ett stokastiskt fel med en spridning (för en erfaren förare) om ungefär 200 m i flygplanets längdriktning och 100 m i tvärsriktningen.

14.4 HYBRIDA SYSTEM

I allmänhet kan inte en enda sensor tillfredsställa alla de krav man ställer på navigeringssystemet i ett modernt högpstandafluggplan. I stället låter man flera sensorer samverka för att (ofta via en dator) ge ett gemensamt resultat. Sådana sensorsystem kallas *hybrida navigeringssystem*.

En viktig uppgift hos ett hybridnavigeringssystem kan vara att producera information som inte är direkt tillgänglig från de individuella sensorerna. Ett system som genererar nya data ur en kombination av mätbara data kallas ett synergistiskt system. Ett enkelt exempel är kombinationen dopplerenhet/kursgivare/klocka/dator som ur fart-, kurs- och tidmätningar ger positionen. Andra exempel är positionsbestämning med DME/VOR eller sextant/klocka. Ett TN-system är också ett synergistiskt system bestående av accelerometrar, gyron m m som genom beräkningar ger hastighet, attityd och position.

Ibland har man mycket höga krav på sensorernas tillförlitlighet och använder därför flera likadana sensorer för att mäta samma sak. Inom civilflyget använder man t ex tre parallella TN-system. Sådana sammanställningar kallas *redundanta system*. Fördelarna med dessa är två:

1. Noggrannheten ökar något. Om felen hos de individuella sensorerna är oberoende och deras spridning är σ , blir spridningen hos felet i *genomsnittet* av mätresultaten σ/\sqrt{n} , där n är antalet likadana sensorer.
2. Genom att beräkna skillnaderna mellan sensorernas utstorheter kan man upptäcka och lokalisera fel hos dessa. Är skillnaden mycket större än σ anses fel ha uppstått. Med två likadana sensorer kan man *upptäcka* ett fel. Har man tre sensorer kan man dessutom *lokalisera* detta.

Många system och metoder för direkt positionsbestämning (RN-system, stjärnföljare m m) ger mycket goda resultat. En nackdel med dem är emellertid att de inte alltid är kontinuerligt tillgängliga på grund av meteorologiska fenomen, flygplanets manövrer m m. Ett dödräkande system å andra sidan kan i princip ge kontinuerlig information om positionen, men denna försämras med tiden. Kombinerad av dessa två metoder kan emellertid ge stora förbättringar i positionsbestämningen. Man får då s k *komplementärsystem*. Med detta avses ett hybridssystem där

- två eller flera sensorer eller sensorsystem i princip kan producera *samma* information
- sensorerna eller sensorsystemen i pkt 1 har olika typer av fel

Ett enkelt exempel på detta är positionsuppdatering av ett dopplernavigeringssystem med optiska fixar (bild 14.2). Dopplersystemet har ett med tiden växande fel, medan den optiska fixen har ett litet, begränsat fel. Optiska fixar kan emellertid endast tas med vissa mellanrum. Resultatet av komplementeringen blir att positionsfelet begränsas.

Det enklaste sättet att behandla fixinformationen är givetvis att efter fixen sätta
 bästa positionsuppskattning = fixinmätt position

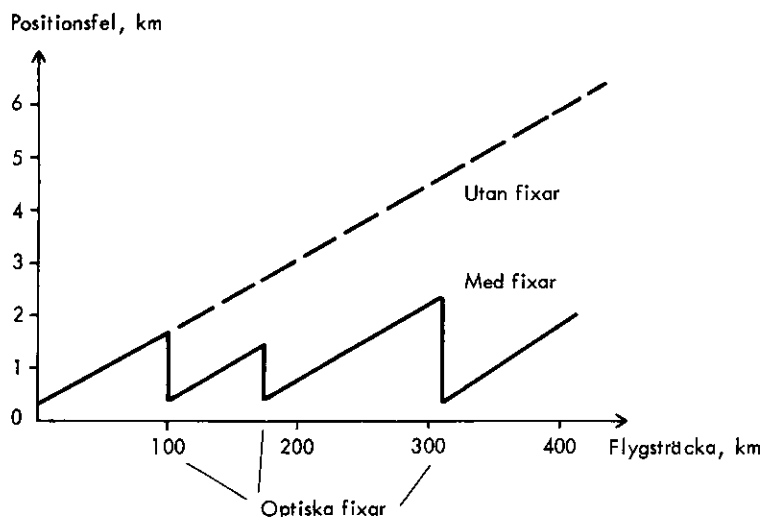
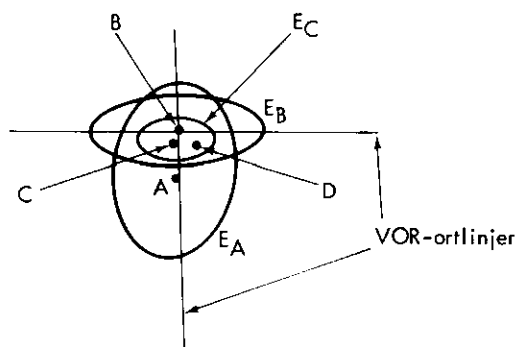


Bild 14.2 Positionsfel hos ett dopplernavigeringssystem med och utan uppdatering med optiska fixar

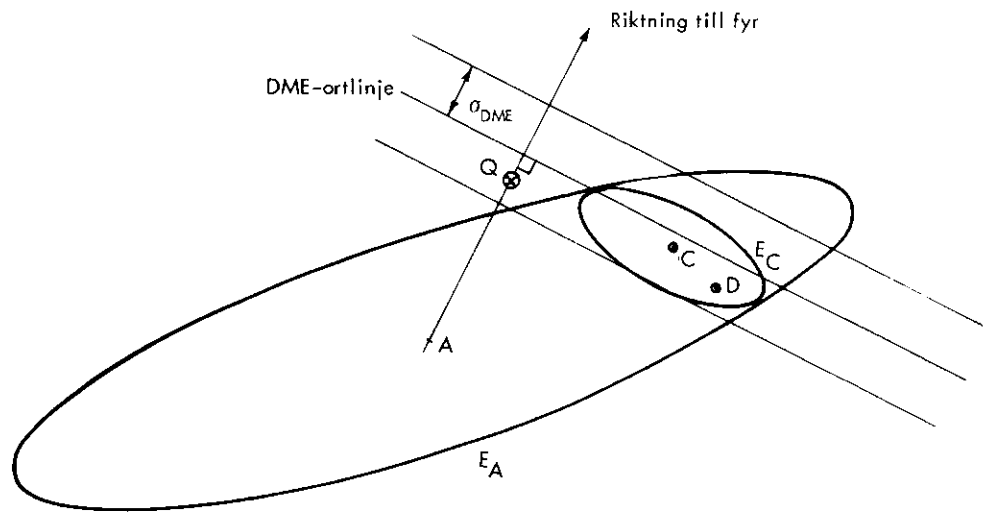


- A = positionsuppfattning före fixen
- B = VOR-fixens positionsuppfattning
- C = bästa positionsuppfattning efter fixen
- D = verklig position
- E_A , E_B och E_C är felellipser till A, B och C

Bild 14.3 Filtrering av dubbel VOR-fix

Man kan emellertid förfara på ett mer förfinat sätt. Betrakta bild 14.3. Vi antar där att vi enligt navigeringssystemets uppskattning befinner oss i punkten A. Den verkliga positionen, D, ligger med någon lämplig konfidens (se avsn 6), t ex 95 % innanför ellipsen E_A . Felellipsen härrör från det dödräknande systemets fel och från fel vid tidigare fixar. Vi tar nu t ex en VOR-fix (flygplanet antas ha två mottagare som fixar mot två olika sändare så att två ortlinjer erhålls) som anger positionen B med motsvarande felellips E_B .

Enligt den nyssnämnda enkla uppdateringsmetoden skulle vi nu byta ut vår bästa positionsuppfattning A mot den inmätta B. Nackdelen med detta förfarande är att vi helt ignorerar den tidigare vunna informationen. Detta kan undvikas om vi istället för B väljer ett slags (viktat) medelvärde av A och B, dvs en punkt C någonstans mellan A och B. Ju mindre E_B är i förhållande till E_A , desto närmare B bör vi välja C. Förfarandet kallas *filtrering* och kan helt utföras av datorn med kännedom om de olika mätfelelsens statistiska egenskaper.



A = positionsuppfattning före fixen
 C = positionsuppfattning efter fixen
 D = verklig position
 Q = felaktig positionsuppfattning efter fixen
 E_A och E_C är felellipser till A och C

Bild 14.4 Filtrering av enkel DME-fix

Ofta har man i militära flygplan inte dubblerade RN-system och kan därför med DME eller VOR bara erhålla en ortlinje i taget (TACAN eller hyperbelsystem ger däremot fullständiga fixar). Man kan emellertid även då filtrera in RN-informationen på ett lämpligt sätt som bild 14.4 visar.

Här används DME. Man skulle kunna tro att den bästa korrektionen ligger i fyrriktningen, dvs innebär en positionsuppfattning i närheten av punkten Q på bilden. Punkten C ligger emellertid också nära ortlinjen och har dessutom det företrädet framför Q att den ligger innanför felellipsen E_A . Den bästa positionsuppfattningen efter fixen innebär därför i allmänhet en korrektion både längs och tvärs fyrriktningen. Med hänsyn till DME-felets spridning σ_{DME} och felellipsen E_A kan efter fixen en ny felellips E_C beräknas.

De beskrivna filterförfarandena kan förfinas ytterligare genom att informationen används för att korrigera systematiska fel hos det dödräknande systemet. Om man t ex flyger på rakt nordlig kurs med ett dopplernavigeringssystem och efter fixarna alltid måste göra korrektioner i sydöstlig riktning kan man räkna med att

- Kursgyrot har ett västligt fel
- Dopplern har ett positivt hastighetsfel

Datorn kan beräkna storleken hos dessa fel och korrigera för dem. Se bild 14.5. Liknande korrektioner kan göras vid användning av andra dödräknande system. Ett luftdatasystem kan t ex korrigeras för vind och ett TN-system för gyrodrift.

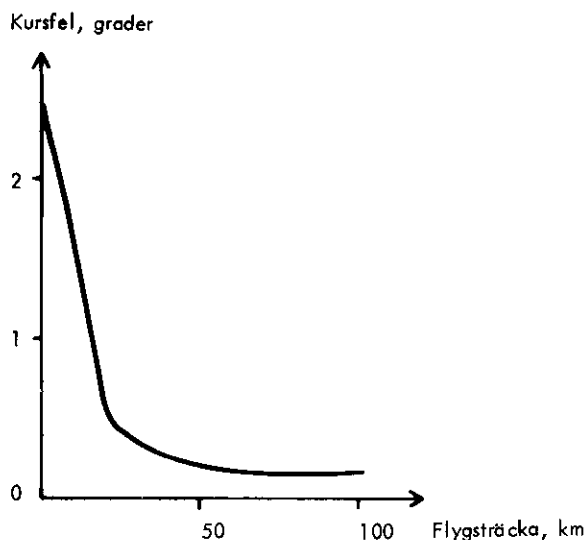


Bild 14.5 Precisionsinställning av kursgyro i luften med hjälp av DME-fixar efter grovinställning på marken. Grovinställningen antas ha en spridning om $2,5^{\circ}$. Fixar tas med några sekunders mellanrum. Efter 50 km flygning är spridningen i återstående kursfel nere i $0,2^{\circ}$, om DME-systemet är av god kvalitet

Filtren (som alltså består av datorprogram) kan från matematisk synpunkt sett göras mer eller mindre förfinade. Den mest förfinade metoden, som tar hänsyn till de olika felens statistiska egenskaper, kallas *Kalmanfiltrering*. Denna, som ställer ansenliga krav på minnesutrymme och räknetid i datorn, är en generell metod för behandling av mätdata från dynamiska system. Den har under 60-talet fått stor användning i både flyg-, rymd- och marin navigering.

Vid samfiltrering av information från TN- och hyperbelsystem kan ytterligare fördelar vinnas. Hyperbelsystemen är känsliga för accelerationer. Se avsn 8.3 och 9.5. Genom att överföra accelerometersignalerna till RN-mottagaren kan man stödja dennas följarkretsar så att

- noggrannheten hos RN-mottagaren ökar
- mottagarens bandbredd kan minskas, vilket förbättrar störfastheten

Samfiltrering av doppler- och TN-information kan göras på flera sofistikeringsnivåer. Man brukar kunna räkna med att vid Kalmanfiltrering erhålls en prestandaförbättring med ungefär en faktor 3–5, dvs ett ostöttat TN-system med en positionsdrift om 15 km/h skulle stöttat med doppler ge en drift om 3–5 km/h. (Bild 14.6). Med hjälp av dopplern kan man också fininställa TN-systemet i luften. Bild 14.7 visar att positionsfelet först stiger snabbt men sedan sjunker till den nivå som skulle erhållits vid fininställning på marken.

En jämfört med t ex Kalmanfiltrering mer konventionell metod är s k *komplementärfiltrering* som företrädesvis används för att förbättra dynamiska prestanda hos instrument. Komplementärfiltrering utförs ofta med analoga komponenter. Ett enkelt exempel är samfiltrering av information från en dopplerfartmätare och en accelerometer (som kan vara av låg kvalitet).

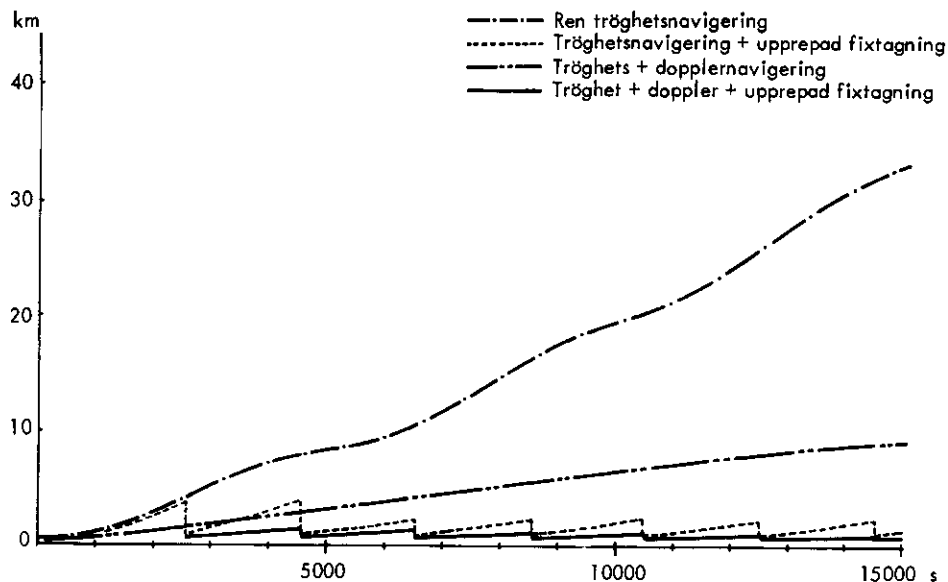


Bild 14.6 Positionsfel vid olika former av tröghetsnavigering

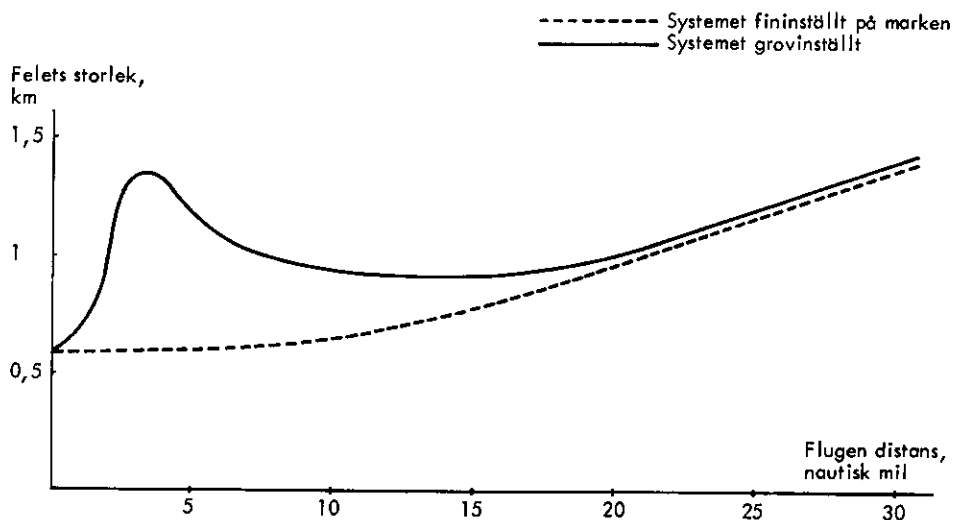


Bild 14.7 Förinställning i luften med hjälp av dopplerfartmätare och kalmanfilter

Dopplern fungerar väsentligen som ett lågpasfilter, dvs den ger genomsnittligt en god hastighetsangivelse (v_d), men »släpar efter» vid accelerationer; signalen är vidare överlagrad med brus (bild 14.8.a). Accelerometern anses här behäftad med ett konstant fel Δa . Efter en integrering erhålls en hastighetssignal (v_a), som är relativt följsam, men som har ett med tiden växande fel (bild 14.8.b).

Från denna signal subtraherar vi nu dopplerhastigheten (bild 14.9). Skillnaden $v_a - v_d$ är ett mått på det integrerade accelerometerfelet. Skillnaden förstärks med en faktor $1/T$, där konstanten T är positiv och har dimensionen tid. Den förstärkta skillnaden, återkopplingen $(v_a - v_d)/T$, subtraheras sedan från den ursprungliga accelerometersignalen. Vi antar nu att Δa är positiv. v_a blir då större än den verkliga hastigheten och $(v_a - v_d)/T$ blir positiv (v_d ger ju *genom-*

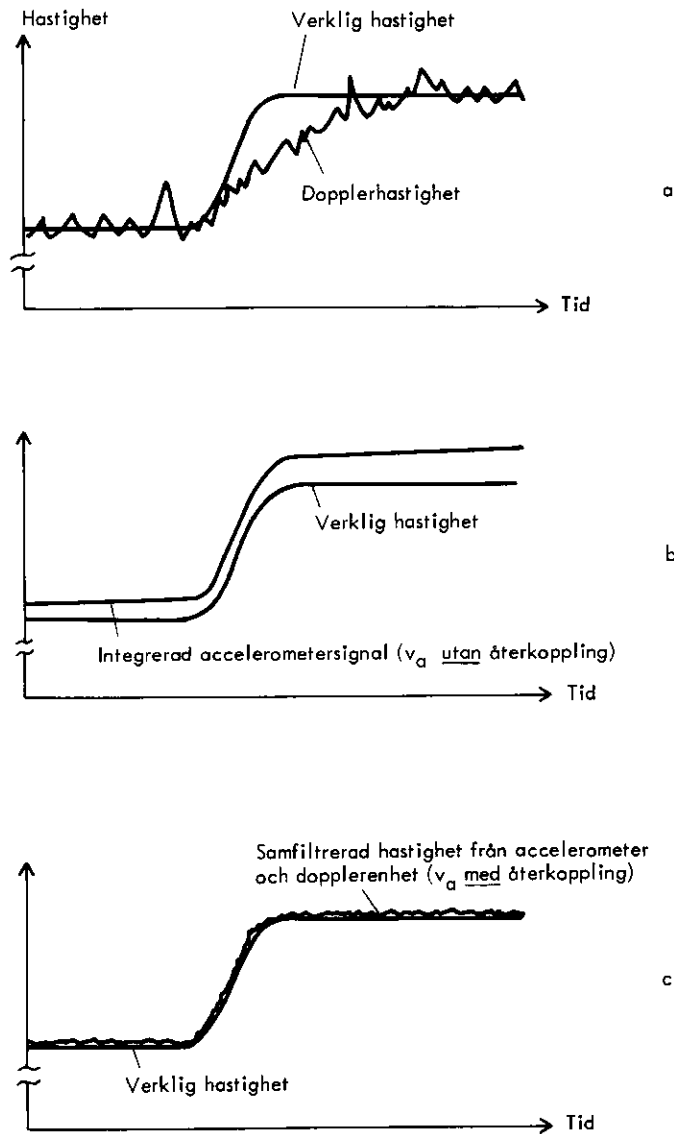


Bild 14.8 Signaler förknippade med komplementärfilter för dopplerenhet och accelerometer

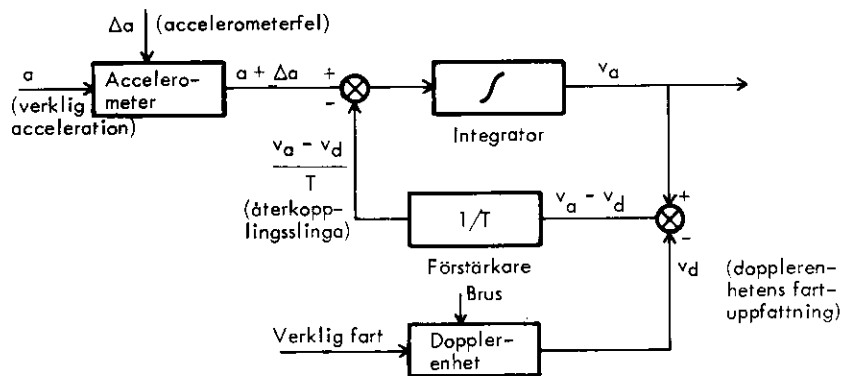


Bild 14.9 Komplementärfilter för accelerometer och dopplerenhet

snittligt en god fartangivelse). Om den verkliga accelerationen är a , blir insignalen till integratorn $a + \Delta a - (v_a - v_d)/T$, dvs accelerometerfelet Δa motverkas av termen $(v_a - v_d)/T$. Man kan visa att systemet är stabilt och att det är i jämvikt då

$$\Delta a - (v_a - v_d)/T \approx 0$$

dvs

$$v_a \approx v_d + T\Delta a$$

Felet i v_a sammansätts nu av systematiska fel i v_d , och termen $T\Delta a$. Man bör därför välja T så att $T\Delta a$ blir mycket mindre än det systematiska dopplerfelet (Δv_d).

Med t ex $v_d \approx 200$ m/s

$$\Delta v_d / v_d < 0,5 \%$$

$$\Delta a < 10^{-2} \text{ m/s}^2$$

bör vi alltså välja $T \ll \frac{0,5\% \cdot 200 \text{ m/s}}{10^{-2} \text{ m/s}^2} = 100$ s

T får å andra sidan inte väljas för litet. Väljs T litet blir nämligen förstärkningen i återkopplingen så stark att fördröjningar och brus från dopplern slår igenom i v_a . En lämplig kompromiss vid en tillämpning av denna typ är att välja $T \approx 5$ à 10 s.

Resultatet av filtreringen (bild 14.8.c) är en hastighetsangivelse som förenar accelerometers och dopplerenhetens goda egenskaper; den är följsam och lågbrusig (som accelerometern) och relativt fri från systematiska fel (som dopplern). Följsamheten och lågbrusigheten spelar ingen större roll för den automatiska död-räkningen, men kan ha stor betydelse vid en SI-presentation av fartvektorn.

Filter av denna typ kan också användas för att erhålla en bättre höj dangivelse genom samfiltrering av en höjdmätare och en accelerometer eller en bättre magnetisk kurs genom samfiltrering av en magnetkompass och ett kursgyro (bild 14.10).

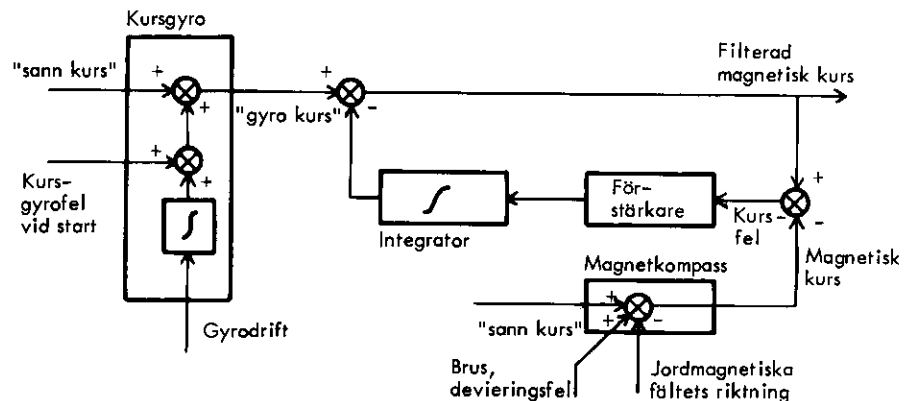


Bild 14.10 Komplementärfilter för kursgyro och magnetkompass

14.5 BERÄKNING AV STYRORDER

Om datorn har kännedom om destinationens koordinater och flygplanets position, kan man låta den beräkna avstånd, tid och kurs till destinationen. Dessa som då kallas *styrorder*, kan sedan presenteras för flygföraren på lämpligt sätt.

I sin noggrannaste form tar beräkningarna hänsyn till både jordens krökning (storcirkelkurs beräknas) och flygplanets avdrift. För att spara datorkapacitet approximerar man dock ofta storcirkeln med t ex en loxodrom eller försummar man avdriften.

