

INNEHÅLL

8	AUTONOMA GIVARE OCH GIVARSYSTEM	3
8.1	Allmänt	3
8.2	Luftdatasystem	4
8.2.1	Principer	4
8.2.2	Givare	4
8.2.3	Signalomvandlare och indikatorer	6
8.2.4	Luftdatakalkylatorer	11
8.3	Accelerometrar	12
8.3.1	Principer	12
8.3.2	Konstruktion	13
8.3.3	Accelerometerfel	13
8.4	Gyron	14
8.4.1	Allmänt	14
8.4.2	Konventionella gyron	14
8.4.3	Enaxliga gyron	17
8.4.4	Tvåaxliga gyron	18
8.4.5	Gyrofel	20
8.4.6	Andra gyrotyper	20
8.5	Kurs- och attitydgivare	21
8.5.1	Allmänt	21
8.5.2	Magnetkompassen	21
8.5.3	Kursgyrot	24
8.5.4	Gyrokompassen	26
8.5.5	Vertikalreferenser	27
8.5.6	Kompasssystem och attitydreferenser	28
8.6	Sextanter och stjärnföljare	31
8.6.1	Allmänt	31
8.6.2	Sextanter	31
8.6.3	Stjärnföljare	35
8.7	Dopplerfartmätare	39
8.7.1	Grundläggande principer	39
8.7.2	Lobgeometri	41
8.7.3	Konstruktion	42
8.7.4	Fel hos dopplerfartmätare	44
8.8	Radarhöjdmätare	46
8.8.1	Allmänt	46
8.8.2	Radarhöjdmätarens arbetsätt	46
8.8.3	Karakteristiska data	48
8.8.4	Integrering	49
8.8.5	Framtidens radarhöjdmätare	49
8.9	Tröghetsnavigering	49
8.9.1	Principer	49
8.9.2	Plattformar	51
8.9.3	Plattformens kompensering	52
8.9.4	Integrering av accelerationsvektorn	53
8.9.5	Skrofasta TN-system	53
8.9.6	Förinställning av TN-system	53
8.9.7	Fel hos TN-system	54
8.10	Tidmätning	56

8 AUTONOMA GIVARE OCH GIVARSYSTEM

8.1 ALLMÄNT

De givare som sammanförts i detta kapitel har den egenskapen gemensamt att de ej är beroende av utrustningar utanför flygplanet för att genomföra den avsedda mätuppgiften. I övrigt har de få beröringspunkter. Mätprinciper, utförande och presentationsformer varierar inom vida gränser.

I avsn 1.4 läggs reglertekniska aspekter på flygplanets manövrering och navigering. Flygplanets tillstånd observeras. Den observerade parameterns värde (ärvärdet) jämförs med ett börvärde och skillnaden mellan dem ger upphov till en korrigerande åtgärd. Beroende på vilka parametrar som observeras (mäts) kan tre olika nivåer av återföring urskiljas. Skillnaden dem emellan ligger främst i reglerförloppet snabbhet.

De tre parametrarna är flygplanets accelerations-, fart- och positionsvektor. Reglering av accelerationsvektorn är det snabbaste och av positionsvektorn det långsammaste styrförloppet. Manövrering av ett flygplan genom observation av accelerationen kräver en snabbhet som inte medger en mänsklig operatör i reglerförloppet. Därför används accelerationsreglering endast i automatiska reglerkretsar, t ex styrautomatens dämpfunktioner, stabilisering av attitydpresentation på siktlinjesindikatorer. Undantag finns, vid stationär sväng styr föraren ofta efter accelerationens belopp i flygplanets z-riktning.

Uppdelningen i acceleration, fart och position kan även användas för att systematisera de autonoma givarna. Dessa är dels enkla givare som mäter en enda parameter, dels sammansatta system som genom mätningar av ett antal parametrar beräknar en storhet. Ofta är dessa beräkningar integrationer med avseende på tiden eftersom fartvektorn kan erhållas genom integration av accelerationsvektorn och positionen genom integration av farten.

De klassiska givarna för navigeringsinformation är *luftdatainstrumenten*, dvs *pitotfartmätare*, *barometrisk höjdmätare* och *variometer*. Se avsn 8.2. Fartmätaren mäter flygplanets fart relativt det omgivande lufthavet (kurshastigheten) och variometern mäter vertikalhastigheten relativt isobaryterna (se avsn 3.4). Den enda positionsinformation som fås från luftdatasystemen är flyghöjden. Eftersom höjdmätaren är barometrisk blir även flyghöjden relaterad till en tryckyta.

Övriga givare som förekommer är:

- *Accelerometern* (avsn 8.3) används som navigeringsgivare tillsammans med *gyron* (avsn 8.4) huvudsakligast i *tröghetsnavigeringssystem* (avsn 8.9). Antingen är accelerometrarna skrofvasta eller också monterade på en gyroplattform som håller dem i en känd, men variabel attityd relativt flygplan-skrovet.
- *Dopplerfartmätaren* (avsn 8.7) ger till skillnad från luftdatafartmätarna en markrefererad hastighet, färdhastigheten. Beroende på utförandet kan dopplerfartmätaren anses som skrofvast (fast antenn) eller markorienterad (gyrostabiliserad antenn).

- *Radarhöjdmätaren* (avsn 8.8) ger liksom dopplarfartmätaren ett markrelaterat parametervärde. Dessa två givare skiljer sig från de övriga autonoma givarna genom att de är aktiva. Både dopplarfartmätaren och radarhöjdmätaren sänder ut en signal och tar emot den reflekterade energin ur vilken de beräknar fart respektive höjd.
- *Sextant* och *stjärnföljare* (avsn 8.6) är två instrument som ger position genom bestämning av astronomiska ortlinjer.

Som tidigare nämnts krävs *attitydreferenser* (avsn 8.5) för att beloppsmätningarna av acceleration och fart skall kunna utnyttjas för t ex dödräkning. De attitydreferenser som behandlas i avsn 8.5 ger olika mycket attitydinformation. I tabell 8.1 nedan ges en sammanställning av de parametrar som kan erhållas från de i 8.5 beskrivna givarna.

I avsn 8.4 beskrivs gyron och gyroteknik för att ge en grund för avsn 8.5 och 8.9. Tidmätning beskrivs i avsn 8.10.

Tabell 8.1 Parametrar som kan erhållas från olika givare

Givare	Roll- vinkel	Tipp- vinkel	Parameter		
			geogra- fiskt N	magne- tiskt N	förinställd referenskurs
Horisontgyro	X	X			
Magnetkompass				X	
Kursgyro					X
Gyrokompas			X		
Fjärrkompass				X	
Flyglägesinstrument	X	X		(X)	X
Tröghetsnavigerings- system	X	X	X		(X)

8.2 LUFTDATASYSTEM

8.2.1 Principer

I luftdatasystemen utnyttjas gasdynamiska och termodynamiska samband för att ur mätningar av tryck och temperatur ge information om flygplanets höjd, fart, och anfallsvinkel. Beroende på flygplanens användningsområden har luftdatasystemen olika utformning. Oavsett komplexitetsgraden ingår i systemen *givare*, *signalomvandlare* och *indikatorer*. I enklare system är signalomvandlaren ofta inbyggd i respektive indikator medan det i avancerade system är vanligt att samla alla signalomvandlare i en enhet, en *luftdataenhet*, där även korrekationer av de uppmätta värdena påförs signalerna innan dessa distribueras till indikatorer och eventuella övriga abonnenter.

8.2.2 Givare

8.2.2.1 Pitotrör

Den vanligast förekommande tryckgivaren för höjd- och hastighetsmätning i flygplan är *pitotröret*. Ursprungligen avsåg benämningen en givare som endast

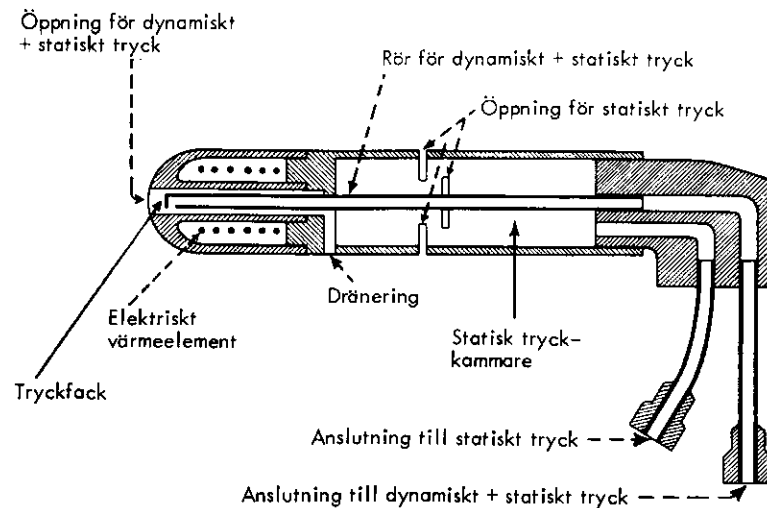


Bild 8.1 Pitotrör

gav *totaltryck* men så småningom har även kombinerade tryckgivare för såväl *totaltryck* som *statiskt tryck* kommit att kallas pitotrör. Se bild 8.1.

Principiellt är pitotröret uppbyggt av två koncentriska rör. Det inre röret har förbindelse med den omgivande luften genom ett hål i rörets nosdel. Eftersom öppningsarean är vinkelrät mot strömningen, kommer luften att strömma in i röret och bromsas upp. Trycket i det inre röret representerar således strömningens *totaltryck* eller, som det även kallas, *stagnationstrycket*. Definitionsmässigt är stagnationstrycket det tryck som erhålls när ett strömmande medium utan energiförlust bromsas till hastigheten noll. Det yttre röret har förbindelse med den omgivande luften genom ett antal slitsformade öppningar på rörets cylindriska mantelyta. Genom att öppningsareorna är parallella med strömningsriktningen kommer trycket i det yttre röret att vara oberoende av strömningshastigheten och således att motsvara det tryck som råder när hastigheten är noll, dvs det statiska trycket.

De båda koncentriska rören, tryckkamrarna, är genom luftledningar förbundna med signalomvandlare som gör om de pneumatiska trycksignalerna till mekaniska eller elektriska signaler. Ledningarna mellan pitotrör och signalomvandlare bör vara korta för att minimera den dämpning och tidsfördröjning som lätt uppstår i pneumatiska system.

Mätfelen hos pitotröret är mycket beroende av dess placering på flygplanet. Ofta försöker man placera mätsonden så långt uppströms att mätningarna ej märkbart störs av de lokala strömningssdistorsioner som uppstår runt flygplanet. På snabba flygplan sätter man vanligen pitotröret i spetsen på en bom vilken sätts på flygplanets nosparti, på en vingspets eller på fenspetsen. Mätfelen, ofta kallade *pitotrörets platsfel*, orsakas förutom av placeringen av snedanblåsning och av variation i machtalet. De två förstnämnda felkällorna är av ringa betydelse i högkvalitativa pitotsystem då dessa är aerodynamiskt kompenserade för inverkan från placering och snedanblåsning.

Däremot är signalerna från pitotröret behäftade med ett machtalets beroende fel som ofta kan vara mycket stort i det transsoniska området (fel av storleksordningen 3 % i det statiska trycket förekommer även i mycket bra system). Felet är försumbart under Mach 0,6 varefter det ökar upp till ungefär Mach 1,0 för att sedan mycket snabbt avta så att det åter är försumbart för machtal $> 1,2$. Kompenseringen för den machtalets beroende delen av platsfelet görs i regel elektriskt eller mekaniskt efter signalomvandlarna. För att öka tillförlitligheten hos givarna är pitotrören försedda med uppvärmning och vattenavskiljare.

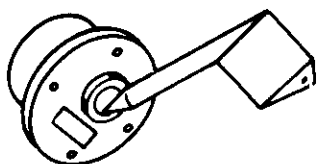


Bild 8.2 Anfallsvinkelgivare, rörlig vinge

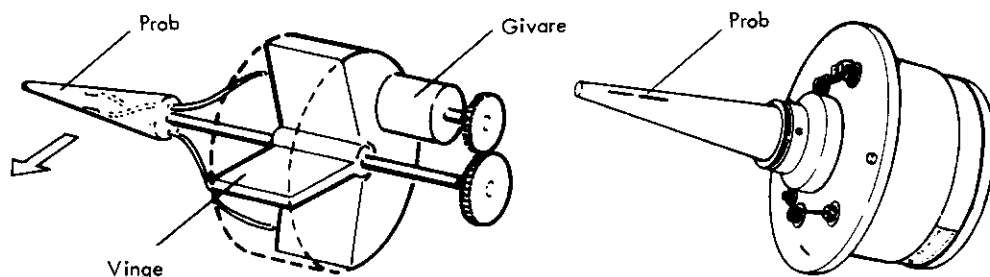


Bild 8.3 Anfallsvinkelgivare, trycksond

8.2.2.2 Anfallsvinkelgivare

Anfallsvinkelgivaren fungerar i princip som en vindflöjel. Den placeras på sidan av flygplanets nosparti och är kalibrerad så att den mäter vinkeln mellan flygplanets centrumlinje och den lokala anblåsriktningen, dvs i detta fall anfallsvinkeln. Två olika utföranden är vanliga. Bild 8.2 visar en mätare som är försedd med en balanserad rörlig vinge som ställer in sig i strömningsriktningen. Vingens riktning känns av elektriskt med en vinkelgivare monterad på vridningsaxeln.

Ett annat utförande där vingen har ersatts med en rörlig trycksond visas på bild 8.3. Denna har två mätöppningar bredvid varandra. Från dessa leds de två trycken till var sin tryckkammare där de påverkar en vridmekanism, som vrider sonden till dess trycken är lika stora, dvs mätöppningarna befinner sig symmetriskt i förhållande till anblåsriktningen. Sondens utvridning detekteras på elektrisk väg och överförs till indikatorn.

8.2.2.3 Temperaturmätare

I många luftdatasystem ingår en mätgivare för ytterluftens temperatur. Denna är utformad som en *stagnationstemperaturmätare*, dvs den värmekänsliga mätkroppen är placerad i en tryckkammare där luften precis som i pitotrörets totaltrycksrör bromsas upp utan energiförluster. Tryckkammaren är utformad så att den samtidigt tjänstgör som strålningsskydd. Temperaturgivaren placeras någonstans på flygkroppen där det lokala machtalet överensstämmer med friströmmens. Själva temperatursonden placeras en bit ut från skalytan för att gränsskiktet inte skall påverka mätningen. Den värmekänsliga mätkroppen kan bestå av en spole vars resistans ändras med temperaturen.

8.2.3 Signalomvandlare och indikatorer

8.2.3.1 Höjdmätare

I de *barometriska höjdmätarna* använder man sig av lufttryckets variation för att ange höjden. Som en parameter i sambandet mellan statiskt tryck och höjd ingår även lufttemperaturen. För att kunna bestämma höjden entydigt ur en

tryckmätning måste temperaturprofilen vara fastlagd. I ICAO's standardatmosfär har man förutsatt att temperaturen avtar med $6,5^{\circ}\text{C}/\text{km}$ upp till 11 km varefter den är konstant. Enligt standardatmosfären är marktemperaturen $+15^{\circ}\text{C}$ och lufttrycket vid havsytans nivå 1013,25 mb. Höjdmätarna kalibreras för att visa rätt vid denna internationellt antagna atmosfärnorm.

Höjdmätarens principiella uppbyggnad framgår av bild 8.4. Det statiska trycket från pitotröret förs in i det trycktäta instrumenthuset. När trycket i instrumenthuset ändras kommer även tjockleken på de lufttomma dosorna, aneroiderna, att ändras. Denna rörelse överförs över hävstänger och kuggghjul till instrumentets visare. Bilden visar en så kallad klockhöjdmätare. Denna har i regel minst två seriekopplade aneroider samt två visare, exempelvis en som roterar ett varv för var tusende meter och en där ett varv motsvarar 10 000 m. Den senare är ibland ersatt med en sifferindikator på instrumenttavlan. Med hjälp av ett vred kan höjdmätaren nollställas eller refereras till ett visst marktryck. Inställningen sker mot en millibarskala.

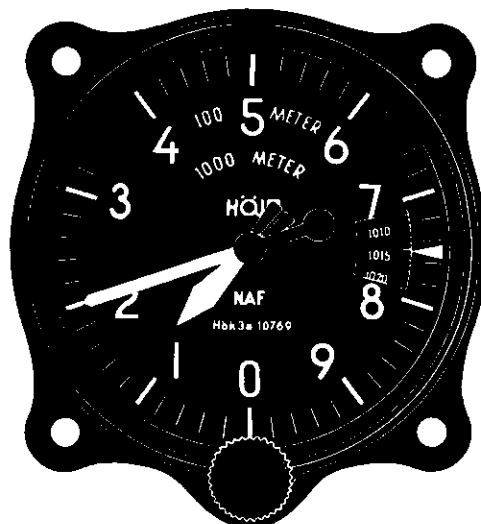
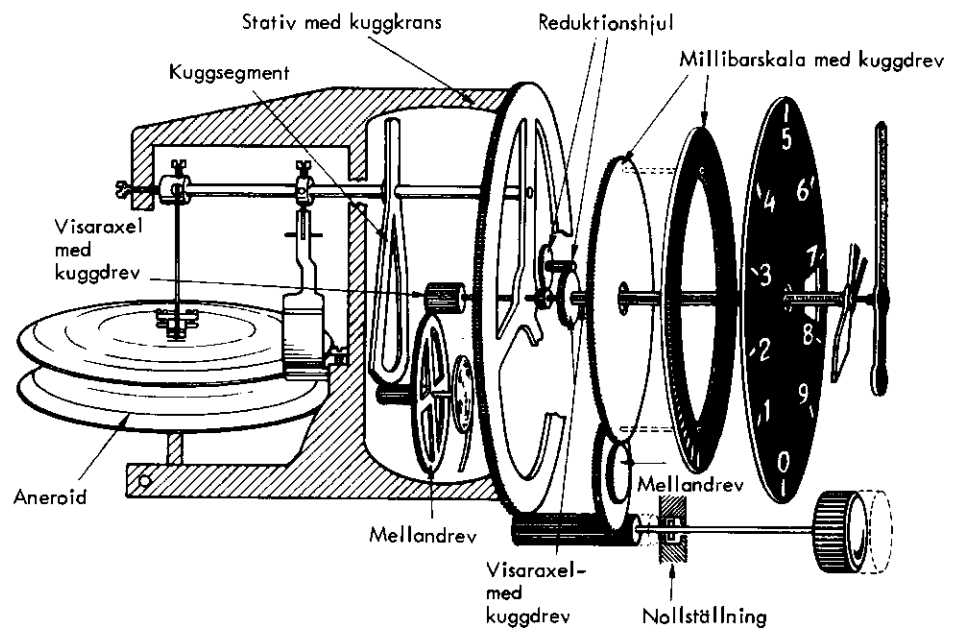


Bild 8.4 Barometrisk höjdmätare

Höjdmätaren ställs in för att visa standardhöjd, relativ höjd eller verklig höjd.

Standardhöjd erhålls när tryckskalan står inställd på 1013 mb. Relativ höjd innebär att höjdangivelsen är refererad till t ex flygplatsens nivå genom att det rådande lufttrycket ställts in på indikatorn. Detta tryck betecknas i den internationella Q-koden med QFE. Verklig höjd anges på höjdmätaren om i stället lufttrycket vid havsytans nivå används som referensvärde. Detta tryck betecknas QNH.

8.2.3.2 Variometer

Variometern indikerar *vertikalhastigheten*. Konstruktionsprincipen framgår av bild 8.5. Indikatorhuset är trycktätt och anslutet till det statiska trycket från pitotröret genom en förstrykning. Denna gör att ändringar i det statiska trycket endast långsamt forplantas till instrumenthuset. Den aneroid som finns i instrumenthuset är emellertid kopplad direkt till ledningen för det statiska trycket. En ändring i det statiska trycket medför därför en tryckskillnad mellan instrumenthuset och aneroiden som gör att aneroidens väggavstånd ändras. När det statiska trycket åter blir konstant, dvs flygplanet flyger på konstant tryckhöjd, sker en utjämning av tryckskillnaden mellan aneroid och instrument varvid aneroiden återgår till neutralläget. Aneroidens rörelser överförs över hävstänger och kuggsegment till indikatorns visare.

Somliga variometertyper kan även användas som *statoskop*. Detta åstadkommer man genom att stänga förstrykningen, läckan, mellan tryckledningen och instrumenthuset. Tryckändringarna kvarstår då, och man har ett instrument som indikerar avvikelser från den tryckhöjd på vilken flygplanet befann sig på när avstängningen ägde rum. Eftersom indikatorn saknar statoskopskala kan endast en relativ uppfattning om avvikelens storlek erhållas. Det torde emellertid ytterst sällan förekomma sådana krav på höjdhållning relativt en tryckhöjd att inte höjdmätaren ger acceptabel noggrannhet.

8.2.3.3 Fartmätare

I fartmätaren beräknas flygplanets luftrefererade hastighet med hjälp av det dynamiska trycket. Sambandet mellan totaltryck p_t , statiskt tryck p_s och dynamiskt tryck q är:

$$q = p_t - p_s$$

Om q är bekant kan hastigheten v beräknas ur sambandet

$$q = 1/2 \rho v^2$$

där ρ är luftens täthet.

I fartmätare, se bild 8.6, fås q genom att det trycktäta instrumenthuset förbinds med ledningen för statiskt tryck medan totaltrycket leds in i en tryckdosa. Rörelsen hos membranet i tryckdosa kommer att vara proportionell mot skillnaden mellan totaltrycket och det statiska trycket, dvs det dynamiska trycket. Över en utväxling överförs rörelsen till indikatorns visare som rör sig över en hastighetskala.

Den hastighet som avläses på en indikator av denna typ är av många skäl inte ett tillförlitligt mått på flygplanets förflyttningshastighet över markytan. V_f , färdhastigheten. Först och främst mäts hastigheten relativt lufthavet vilket inne-

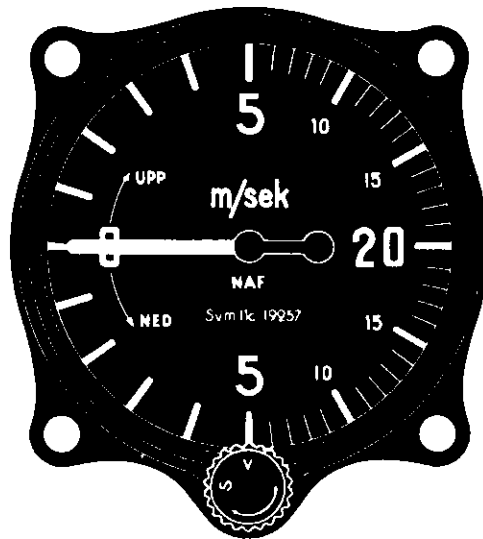
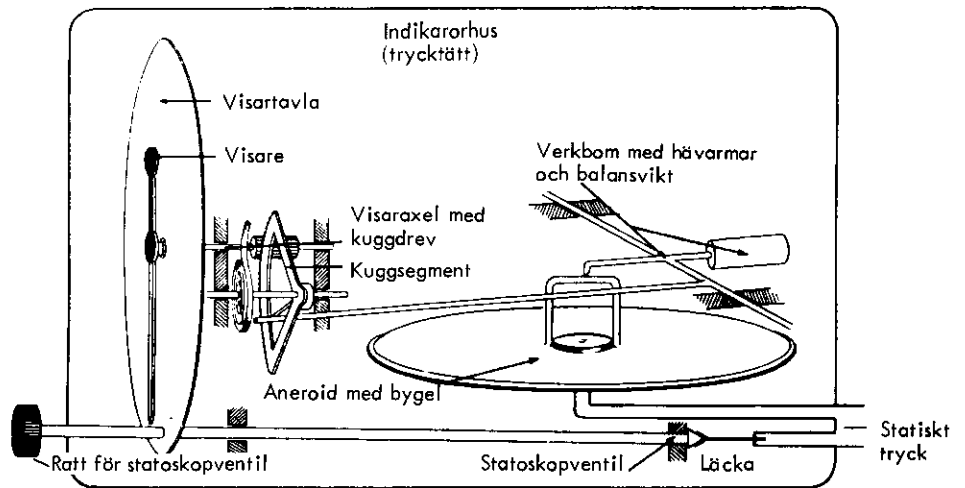


Bild 8.5 Variometer

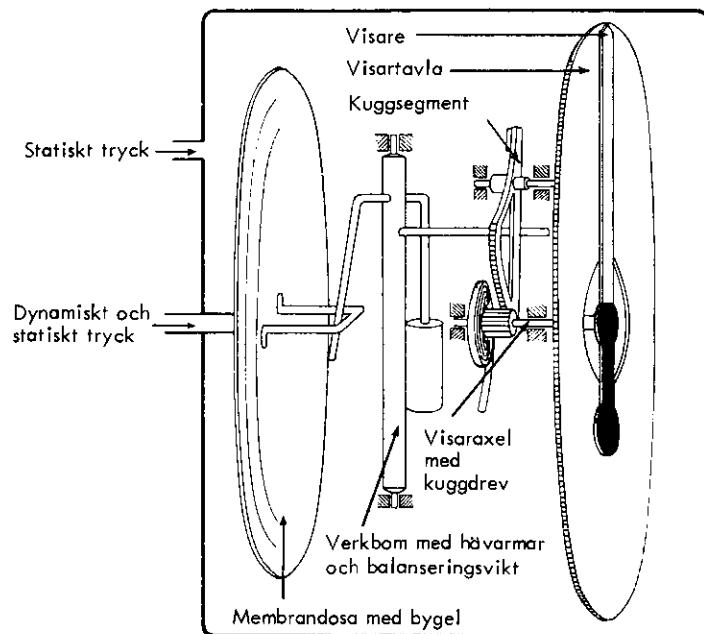


Bild 8.6 Fartmätare, princip

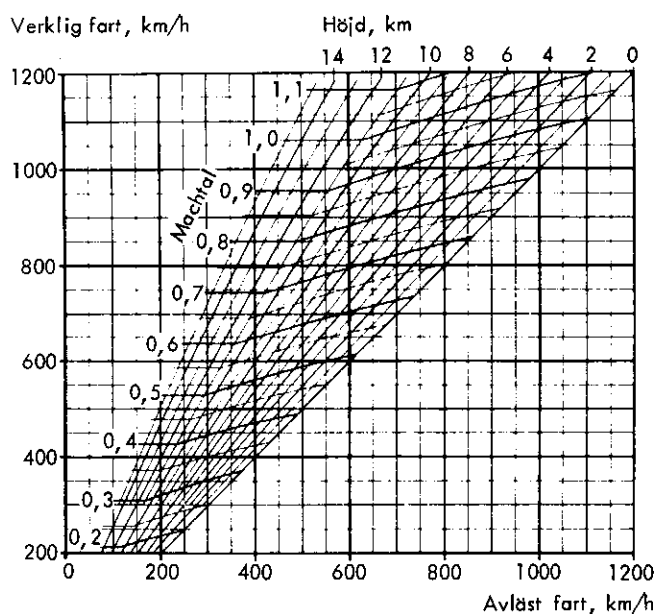


Bild 8.7 Samband mellan V_k avl och V_k verkl

bär att det är flygplanets kurshastighet, V_k , som presenteras. En annan avvikelse från färdhastigheten utgör det lufttäthetsantagande som hastighetsmätarnas konstruktion vanligen är grundad på. Signalomvandlarna ger en kurshastighet som är refererad till ett enda lufttryck, nämligen standardatmosfärens nollnivå-täthet, ρ_0 . Detta innebär att för andra lufttätheter kommer hastighetsmätaren att presentera en felaktig kurshastighet. Den så erhållna fartangivelsen kallas *indikerad* eller *avläst kurshastighet*, V_k avl (eng IAS, indicated airspeed). Definitionsmässigt är inte den indikerade hastigheten korrigerad för platsfelet i pitot-systemet. Utförs denna korrektion erhålls *kalibrerad kurshastighet* V_k kal (eng CAS, calibrated airspeed). I de fall flygplanen är utrustade med en luftdataenhet presenteras ofta den kalibrerade kurshastigheten på indikatorn istället för den egentliga V_k avl. I övriga system kan normalt CAS anses vara lika IAS.

På hög höjd ger V_k avl en kurshastighetsuppfattning som är behäftad med ett avsevärt fel. Om den kalibrerade farten emellertid korrigeras för lufttrycksvariationen fås *verklig kurshastighet*, V_k verkl (eng TAS, true airspeed). Sambandet mellan V_k verkl och V_k avl kan för små machtal skrivas

$$V_k \text{ verkl} = V_k \text{ avl} \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}}$$

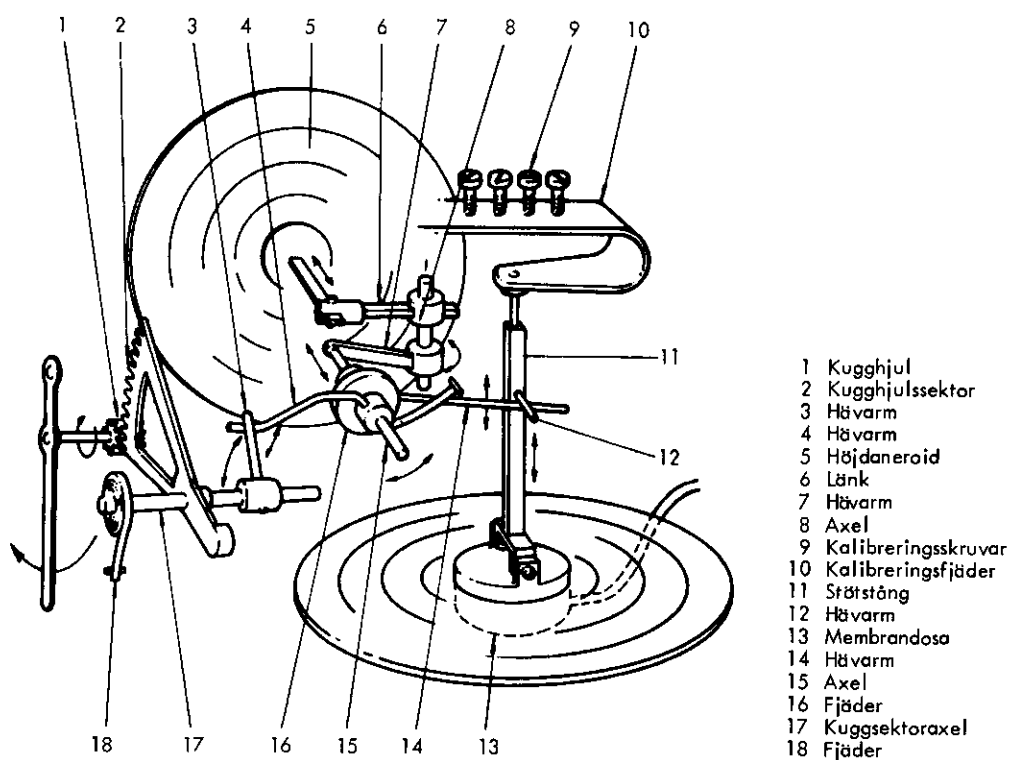
där ρ är den verkliga lufttätheten. Bild 8.7 visar detta samband åskådliggjort i ett diagram.

8.2.3.4 Machmätare

Machtalet är definierat som

$$M = \frac{v}{a}$$

där a = ljudhastigheten i den omgivande luften. Ljudhastigheten är en funktion av absoluta temperaturen. Som en approximation av temperaturen använder man sig i machmätaren av standardatmosfärens höjdttemperatursamband. Därvid uppkommer ett fel i det uppmätta machtalet på grund av avvikelserna från standardatmosfären. Machmätaren är i stort uppbyggd som en vanlig hastighetsmätare vars utslag dock påverkas av det statiska trycket, dvs höjden. Se bild 8.8.



- 1 Kugghjul
- 2 Kugghjulssektor
- 3 Hävarm
- 4 Hävarm
- 5 Höjdaneroid
- 6 Länk
- 7 Hävarm
- 8 Axel
- 9 Kalibreringskruvar
- 10 Kalibreringsfjäder
- 11 Stöstång
- 12 Hävarm
- 13 Membrandosa
- 14 Hävarm
- 15 Axel
- 16 Fjäder
- 17 Kuggsektoraxel
- 18 Fjäder

Bild 8.8 Machmätare, princip

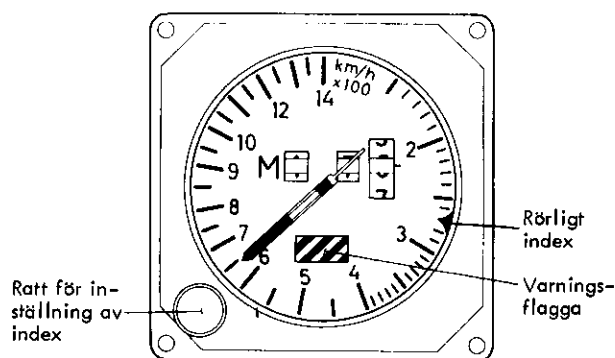


Bild 8.9 Mach-fartindikator

Detta åstadkoms med en aneroid vars rörelse bestäms av det statiska trycket i instrumenthuset. Aneroidens rörelse överförs till en mekanism som ändrar utväxlingsförhållandet hos hastighetsmätardelen.

En vanligt förekommande indikatortyp är en kombinerad machfartmätare. Se bild 8.9. Den yttre, fasta skalan anger avläst kurshastighet medan machtalet läses på den inre digitala indikatorn.

8.2.4 Luftdatakalkylatorer

I militära flygplan och stora civila transportflygplan förekommer ofta speciella luftdatakalkylatorer. Man har i en enda enhet samlat signalomvandlare och funktionsbildare varifrån korrigerade luftdatavärden distribueras till de olika servo-drivna indikatorerna och övriga abonnenter. Utvecklingen har gått från analoga luftdataenheter med funktionsbildare i form av kurv kroppar mot digitala datorer där beräkningsmodellerna utgörs av program lagrade i luftdataenhetens minne.

Antalet parametrar som beräknas i luftdatakalkylatorn varierar med flygplanstypen. Förutom de i avsn 8.2.3 behandlade parametrarna är lufttäthet, höjdhållningssignaler (till styrautomat), verklig kurshastighet (TAS), ytterlufttemperatur och korrigerad anfallsvinkel en vanlig sammansättning av parametrar som levereras från luftdataenheten i ett överljudsstridsflygplan.

De insignaler som förutom statiskt tryck och totaltryck används för dessa beräkningar är totaltemperatur och anfallsvinkel vilka fås från temperaturgivare respektive anfallsvinkelgivare. Se avsn 8.2.2.

En vanlig metod för att beräkna V_k verkl i luftdatakalkylatorer är att utgå från machtalet och multiplicera detta med den lokala ljudhastigheten. Ljudhastigheten beräknas ur lufttemperaturen, som bestäms från totaltemperaturmätningen och machtalet.

I och med att beräkningen av de olika luftdataparametrarna centraliseras ökar även möjligheterna till förbättrade korrektioner av signalerna. Det är framförallt kvarstående platsfel från pitotröret och avvikelser från standardatmosfären som korrigeras. Generellt gäller att korrektioner är lättare att införa i digitala luftdataenheter än i analoga. En platsfelkorrektion i en digital luftdataenhet kan ändras under utprovningens gång genom att några konstanter i ett program ändras medan man i en analog enhet ofta måste ändra utformningen på en komplicerad kurvkropp. Korrektionen för avvikelse från standardatmosfären kan utformas som en temperaturkorrektionsfaktor vilken används för att främst korrigera höjdangivelsen från tryckhöjdsberäkningen.

8.3 ACCELEROMETRAR

8.3.1 Principer

En accelerometer är en givare som mäter den kraft som krävs för att accelerera en given massa, dvs den mäter massans acceleration.

Om givaren är placerad i en farkost som accelererar med \bar{a} (relativt ett jordfast koordinatsystem) i ett gravitationsfält \bar{g} , påverkas den nyssnämnda massan m av en kraft (jfr avsn 3.1)

$$\bar{F} = m\bar{a} = F_n + m\bar{g} + \bar{F}_\delta + \bar{F}_{cor} = \bar{F}_n + m\bar{g} + \bar{F}_\delta - m\bar{a}_{cor}$$

$$\bar{F}_n = m\bar{a} - m\bar{g} - \bar{F}_\delta + m\bar{a}_{cor}$$

där \bar{F}_n är en mätbar kraft från omgivningen på massan, \bar{a}_{cor} coriolisaccelerationen (avsn 3.1) och \bar{F}_δ oönskade störkrafter från friktion o dyl.

Utsignalen från accelerometern är

$$\bar{f} = \frac{\bar{F}_n}{m} = \bar{a} - \bar{g} - \frac{\bar{F}_\delta}{m} + \bar{a}_{cor}$$

Om störkrafterna \bar{F}_δ är små, mäter givaren alltså vektorn $\bar{a} - \bar{g} + \bar{a}_{cor}$. Om \bar{g} och \bar{a}_{cor} är kända, kan \bar{a} beräknas.

De flesta accelerometrar mäter inte hela vektorn $\bar{a} - \bar{g} + \bar{a}_{cor}$ utan bara en av dess komponenter. För att uppmäta hela accelerationsvektorn krävs därför tre accelerometrar, som lämpligen placeras med mätriktningarna vinkelräta mot varandra.

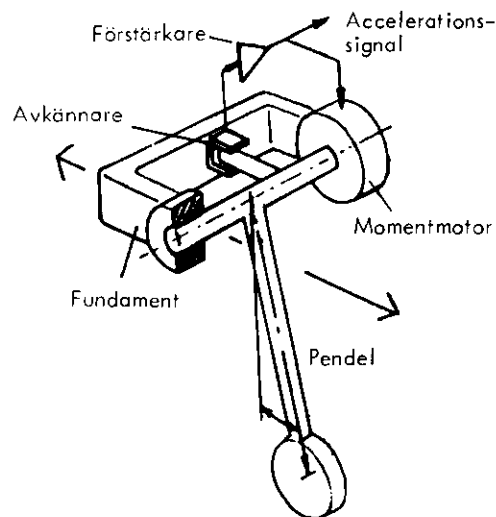


Bild 8.10 Pendelaccelerometer

8.3.2 Konstruktion

Bild 8.10 visar en schematisk bild av en *pendelaccelerometer*, som är den idag vanligaste flygburna accelerometertypen.

Om fundamentet accelererar i pilens riktning svänger pendeln ut. Utsvängningsvinkeln mäts av ett avkänningsorgan. Signalen från detta förstärks och får styra en momentmotor, som strävar att återföra pendeln till sin ursprungliga position. Om avkänningsorganet, förstärkaren och momentmotorn är linjära, dvs deras utsignaler är proportionella mot insignalerna, är t ex förstärkarens utsignal ett mått på accelerationen. Anledningen till att man återför utsvängningsvinkeln till pendeln över förstärkaren och momentgeneratoren är att utsvängningsvinkeln vid en given acceleration blir avsevärt mindre än den vinkel man skulle fått vid ett »öppet» system (utanåterföring). Ju högre förstärkning man har i återkopplingsringen, desto mindre blir utsvängningsvinkeln. Detta är viktigt eftersom vid stora utsvängningar även accelerationer i andra riktningar än mätriktningen kan påverka pendeln och ge upphov till fel i mätningarna.

Sträng- och kristallaccelerometrar. Enkla mekaniska system, t ex en fiolsträng, stämgaflöj eller kvartskristall som tillåts svänga fritt, gör detta med en för systemet karakteristisk ton (egenfrekvens). Accelereras systemet uppstår inre krafter i detsamma som förändrar egenfrekvensen. Ändringen kan uppmätas och utgör då ett mått på accelerationen (inklusive gravitation). Accelerometrar av denna typ har för närvarande (1972) ingen större användning, men väntas komma i bruk under senare delen av 70-talet.

8.3.3 Accelerometerfel

Fel hos accelerometern kan uppkomma på grund av

- friktion
- korskoppling (känslighet för accelerationer vinkelrätt mot mätriktningen)
- yttre magnetfält
- vibrationer
- avvikelser från arbetstemperaturen
- kalibreringsfel
- rotation av accelerometern

Det största felet brukar yttra sig som ett under en flygning konstant fel.

Vid användning av en accelerometer i ett flygplan bör man tänka på att accelerometern mäter accelerationen i den punkt i flygplanet där den är placerad. Vid attitydändringar kan andra delar av flygplanet ha en helt annan acceleration.

8.4 GYRON

8.4.1 Allmänt

Vi skall här med ett *gyro* (*gyroskop*) avse ett instrument som mäter en kropps vinkelrörelser i förhållande till ett *inertialsystem* (se avsn 3.1). Traditionellt har den centrala rollen i ett gyro spelats av ett roterande svänghjul (*rotor*), men på senare år har även andra typer av gyron utvecklats (avsn 8.4.6).

Gyron användes första gången i styrnings- och navigeringssammanhang omkring år 1900 då de började användas för att stabilisera fartyg och torpeder. De första gyrokompaserna (se avsn 8.5) för fartyg installerades omkring 1910. Gyroinstrument för flygplanstabilisering framkom ungefär samtidigt men kom inte allmänt i bruk förrän på 30-talet, då även kursgyron började användas. Utveckling av precisionsgyron för stabilisering av TN-plattformar (se avsn 8.9) började under andra världskriget och ledde till tillämpningar omkring 1960.

8.4.2 Konventionella gyron

Bild 8.11 visar ett så kallat tvåaxligt gyro. Detta består av en *rotor* upphängd i ett system av två *kardanringar* som i sin tur är upphängda i ett *fundament*. Genom kardanringarna är rotorns vinkelrörelser isolerade från fundamentets. Om kardanringarna vore friktionsfritt upphängda skulle rotorns axel (*spinnaxeln*), vare sig rotorn roterar eller ej alltid behålla samma orientering oberoende av fundamentets rörelse. Fundamentets attityd relativt ett inertialsystem skulle då kunna uppmätas. Emellertid ger friktion, massobalanser m m upphov till icke önskade *moment* som ändrar spinnaxelns riktning. Om rotorn bringas att rotera visar det sig att momentens inverkan på spinnaxeln minskar. Axelriktningens stabilitet ökar. (En enkel tillämpning av denna princip är gevärskulen som sätts i rotation av räfflingen i pipan och därigenom får sin inriktning stabiliserad). Rotationen åstadkomms praktiskt av en motor. Varvtalen brukar normalt röra sig om ca 20 000 r/min.

Om vi anbringar ett moment vinkelrätt mot spinnaxeln på gyrot på bild 8.11 då rotorn är stilla, t ex genom att hänga en vikt på den inre kardanringen, kommer spinnaxeln att tippa som bild 8.12 a visar.

Anbringas vikten när rotorn roterar hastigt blir effekten en helt annan. Ett motverkande moment (*gyralsmoment*) uppträder och leder till att spinnaxeln inte alls tippas i den »förväntade» riktningen. I stället vrids den i en riktning som är vinkelrät mot spinnaxeln och det anbringade momentet (bild 8.12 b). Detta

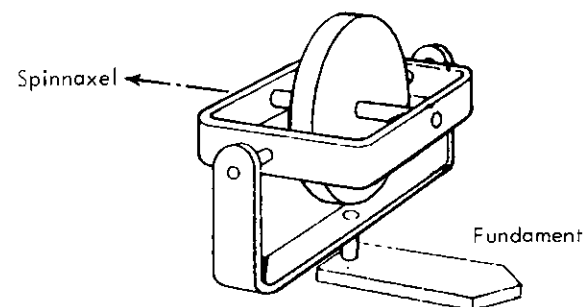


Bild 8.11 Tvåaxligt gyro

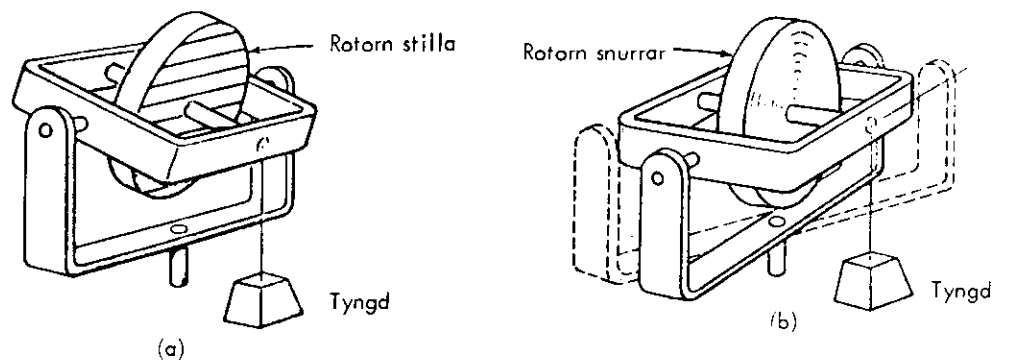


Bild 8.12 Precession

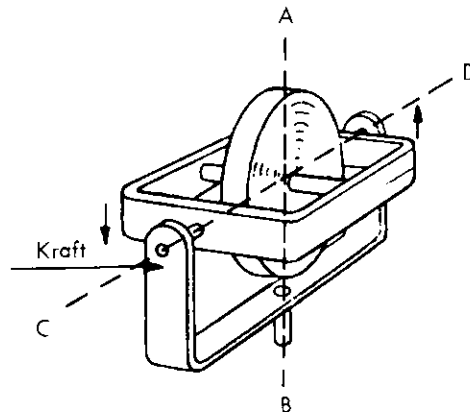


Bild 8.13 Gyrot precederar kring axeln C–D tills spinnaxeln är parallell med den lodräta axeln A–B

fenomen kallas *precession*. En enkel minnesregel säger att ett moment tenderar att vrida (*precedera*) spinnaxeln så att den får samma riktning som den axel kring vilken momentet verkar. I exemplet bild 8.13 verkar momentet kring axeln A–B och spinnaxeln precederar därför mot denna. När axlarna blivit parallella upphör precessionen.

Att ge en exakt förklaring till hur precessionen uppstår skulle leda till relativt omständliga matematiska beräkningar. I stället hänvisas till bildsekvensen 8.14.

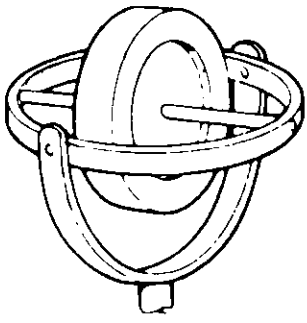
Hur snabbt precederar ett gyro om man anbringar ett moment M ? Om *momentaxeln är vinkelrät mot spinnaxeln* kan man visa att precessionsvinkelhastigheten ω_p blir

$$\omega_p = \frac{M}{I \omega_s}$$

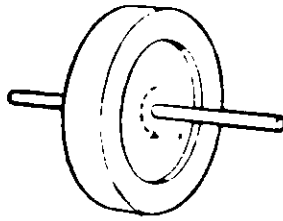
där I är en för rotorn karakteristisk konstant, dess *tröghetsmoment* och ω_s är rotorns spinnhastighet. Vi noterar nu att

- Precessionshastigheten är omvänt proportionell mot spinnhastigheten. Ju högre spinnhastighet desto långsammare precession.
- Precessionshastigheten är konstant vid konstant moment. En icke roterande kropp som utsätts för ett konstant moment *ökar* däremot vinkelhastigheten hela tiden.

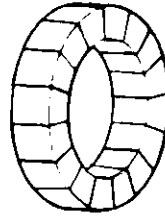
Ekvationen ovan är också omvändbar, dvs om vi tvångsprecederar ett gyro bildas ett (gyral) moment kring en axel vinkelrät mot spinn- och precessionsaxlarna.



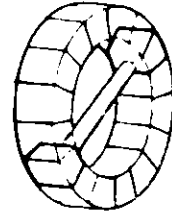
1. Ett gyro



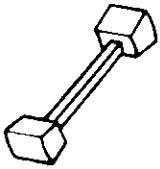
2. Rotorn roterar



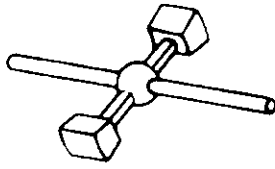
3. Dela upp rotorn i segment



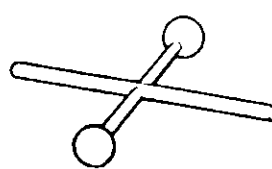
4. Betrakta två av dessa



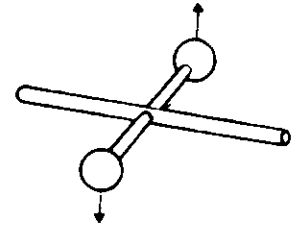
5. Glöm de andra



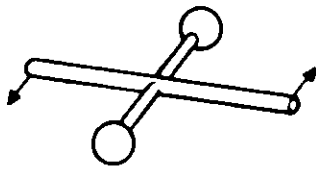
6. Segmenten är stelt förbundna med axeln



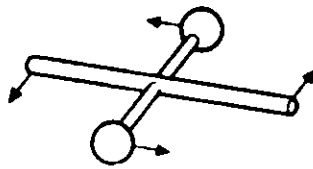
7. Formen spelar ingen roll



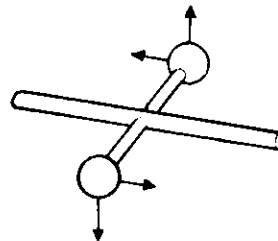
8. När segmenten vrider sig kring axeln rör sig det ena uppåt och det andra nedåt



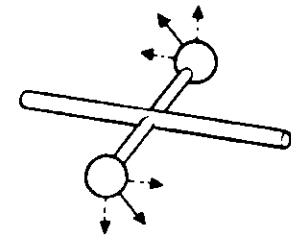
9. Anbringa ett moment på axeln i horisontalplanet



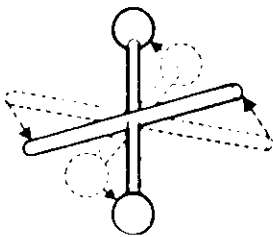
10. Segmenten rör sig då, det ena åt vänster, det andra åt höger



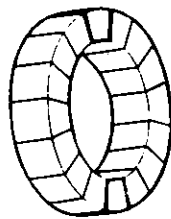
11. Segmenten har alltså både en horisontal och en vertikal rörelsekomponent



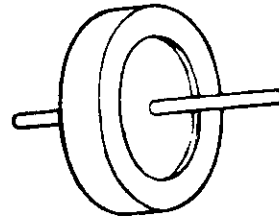
12. De rör sig därför diagonalt



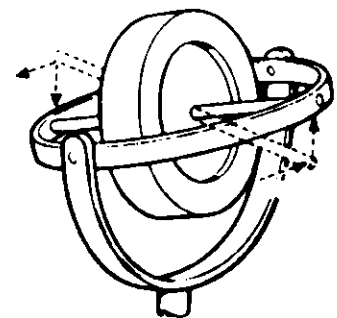
13. Axeln är stelt förbunden med segmenten och tippas därför när segmenten rör sig diagonalt



14. De andra segmenten rör sig på samma sätt



15. Hela rotorn tippas



16. När ett gyro utsätts för en kraft tippas det alltså i en riktning rätvinklig mot kraften

Bild 8.14 Precessionen hos ett gyro

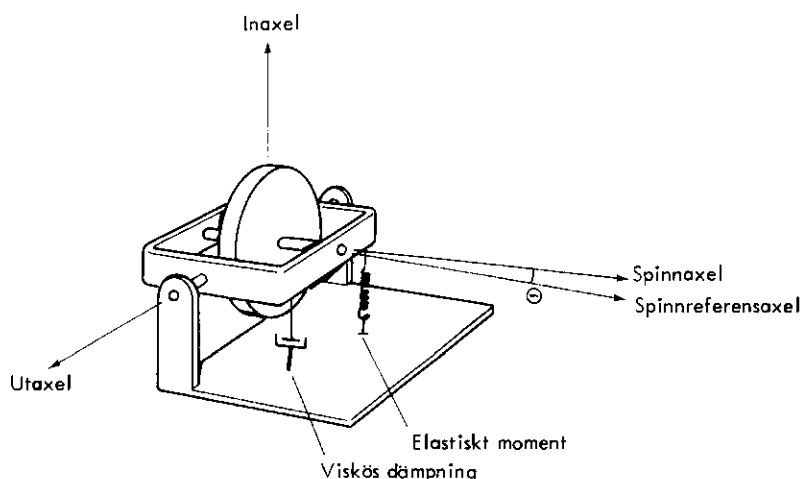


Bild 8.15 Enaxligt gyro

8.4.3 Enaxliga gyron

Bild 8.15 visar den principiella uppbyggnaden av ett *enaxligt gyro*. Detta har jämfört med det tvåaxliga gyrot på bild 8.11 en frihetsgrad mindre.

På bild 8.15 har också utmärkts tre axlar: *spinnreferensaxeln*, *inaxeln* och *utaxeln*. Dessa är relaterade till *fundamentet*, ej till kardanringen. Spinnreferensaxeln sammanfaller alltså med spinnaxeln endast när utslagsvinkeln Θ på figuren är $= 0$.

Gyrots uppgift är att mäta fundamentets vinkelrörelser kring inaxeln genom att betrakta gyrots precession kring utaxeln. Man bör här skilja mellan två fall:

- Fundamentet rör sig endast mycket små vinklar ($< 1^\circ$) kring inaxeln. Gyrot ingår då vanligen i ett regelsystem som med ledning av signaler från gyrot vrider tillbaka fundamentet i sitt ursprungliga läge igen.
- Fundamentet kan göra stora vinkelrörelser kring inaxeln (och vanligen också de andra axlarna).

Gyrot är vanligen försett med *tvångsmoment* som gör att utslaget kring utaxeln blir mycket litet. Två slag av tvångsmoment förekommer:

- Tvångsmomentet är proportionellt mot utslagsvinkeln (*elastiskt moment*); illustreras av fjädern i bild 8.15; praktiskt realiseras momentet vanligen med en elektrisk motor på utaxeln (jfr accelerometern i avsn 8.3.2).
- Tvångsmomentet är proportionellt mot utslagsvinkelhastigheten (*viskös dämpning*); realiseras vanligen genom att rotorn inhyses i en *flottör* som får röra sig i ett visköst medium (vätska eller gas).

Om nu fundamentet vrids kring inaxeln tvångsprecederas gyrot kring denna axel. En tvångsprecedering ger emellertid som förut påpekats upphov till ett gyralmoment kring utaxeln. Detta motverkas av tvångsmomenten. Utslagsvinkeln Θ (som alltid är liten) kring utaxeln blir ett mått på fundamentets vinkelrörelser. Om vi nu kallar fundamentets vridning Θ får vi tre fall:

- a) Inga tvångsmoment. Vi får då ett s k *vinkelintegrerande gyro*. Man kan nämligen visa att i detta fall är

$$\Theta = k_1 \int_0^t \dot{\Theta} dt$$

där k_1 är en konstant som beror av rotorns tröghetsmoment och spinnhastighet. Vinkelintegrerande gyron används uteslutande för att mäta små vinkelrörelser.

- b) Endast viskös dämpning. Vi får nu ett *vinkelmätande gyro*:

$$\Theta = k_2 \dot{\Theta}$$

där k_2 är en konstant. Även detta gyro används vanligen för att mäta små vinkelrörelser. Anledningen till detta är (liksom i föregående fall) att anordningen helt enkelt inte fungerar vid stora Θ . Vid $\Theta = 90^\circ$ blir t ex spinn- och inaxlarna parallella och en vridning kring inaxeln kan inte längre precedera gyrot.

- c) Elastiskt moment (+ ev viskös dämpning). Vi får ett *vinkelhastighetsgyro*:

$$\Theta = k_3 \frac{d\dot{\Theta}}{dt}$$

där k_3 är en konstant. Om k_3 görs tillräckligt liten kan detta gyro användas för att mäta vinkelhastigheten även vid stora vinkelutslag kring inaxeln. Efter integration av vinkelhastigheten (i kalkylator) erhålls sedan vridningen kring inaxeln:

$$\dot{\Theta} = \int_0^t \frac{1}{k_3} \Theta(t) dt$$

8.4.4 Tvåaxliga gyron

Vi har redan stiftat bekantskap med det tvåaxliga gyrot i avsn 8.4.2. Eftersom rotorörelserna är isolerade från fundamentets vinkelrörelser kan man mäta fundamentets attitydvinklar genom att observera spinnaxelns och fundamentets relativa vinkelrörelse. Här liksom i föregående avsnitt är det lämpligt att skilja mellan gyron som mäter små respektive stora vinkelrörelser hos fundamentet.

I det förra fallet sänds gyrosignalen vidare till en reglerkrets, som vrider tillbaka fundamentet till det ursprungliga läget. Gyrosignalen är proportionell mot vinkeländringen kring någon av de mot spinnreferensaxeln vinkelräta axlarna; en signal genereras för varje axel. Liksom hos enaxliga gyron förekommer tvångsmoment och man kan ibland betrakta denna gyrotyp som två enaxliga gyron upphängda i samma kardansystem.

En intressant variant av denna gyrotyp är det s k *fjäderkardangyro* (bild 8.16), som är det vanligaste gyrot i moderna TN-plattformar. Motorn är här fast förbunden med fundamentet, och rotoraxeln är försedd med en fjädrande led. När fundamentet vrids uppstår moment i leden som precederar gyrot. Avkänning av precessionen och avsiktlig precedering av gyrot görs magnetiskt.

Hos den andra typen av tvåaxliga gyron förekommer inga tvångsmoment, den inre kardanringen är (bortsett från ej önskvärd friktion, massobalanser o dyl)

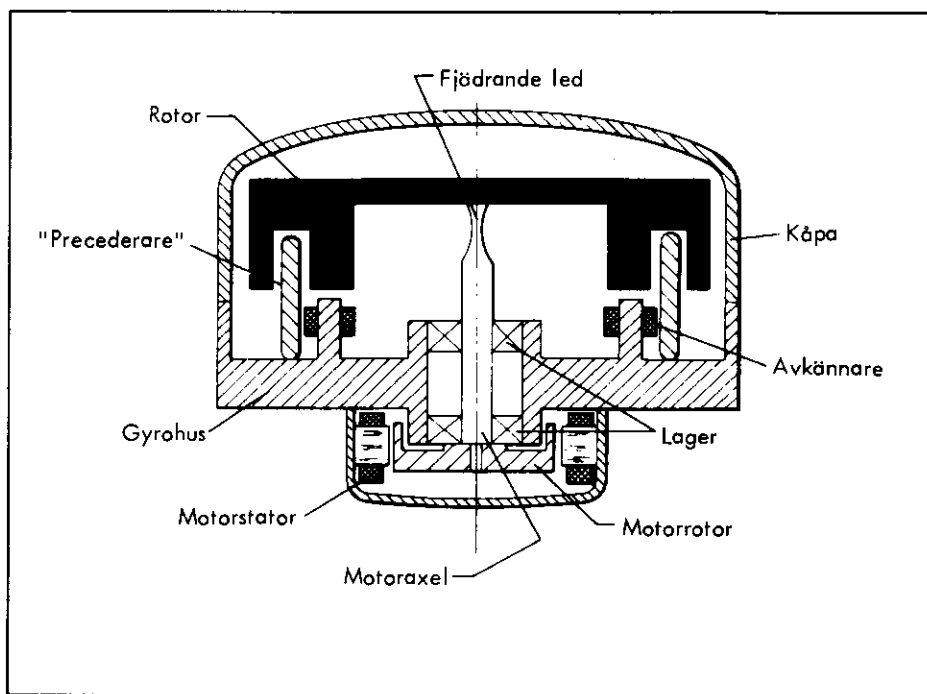


Bild 8.16 Fjäderkardangyro

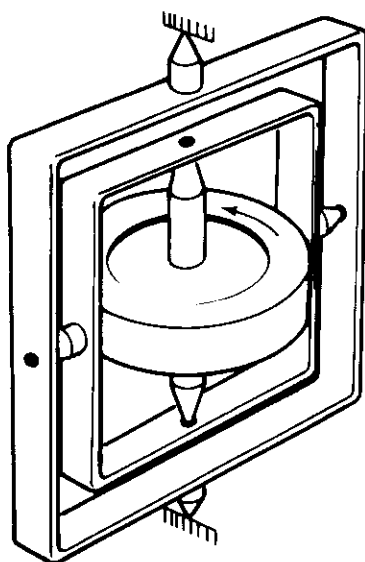


Bild 8.17 Kardanlåsning

isolerad från fundamentets vinkelrörelser. Man använder därför ofta benämningen *fritt gyro* på denna gyrotyp. Eftersom spinnaxeln strävar att hela tiden behålla samma riktning, kan man genom mätning av kardanaxlarnas vridningar bestämma fundamentets attityd i ett inertialsystem.

Under omständigheter som illustreras av bild 8.17 kan ett fritt gyro förlora en av sina frihetsgrader. Fenomenet kallas *kardanlåsning* och kan undvikas genom att man inför ytterligare en kardanring.

Innan gyrot börjar användas måste spinnaxeln inriktas i en referensriktning (*förinställas*). Detta görs genom tvångsprecedering; se vidare avsn 8.5.

Av två skäl kan spinnaxeln avlägsna sig från referensriktningen:

- a) Störmoment (friktion m m) precederar spinnaxeln (*drift*).
- b) Referensriktningen är inte konstant, dvs vi är ej intresserade av att mäta fundamentets rörelser i ett inertialsystem utan snarare i t ex ett markfast, norrorienterat system. Om referensriktningen är identisk med norr- eller lodriktningen ändras ju dessa dels på grund av jordens rotation, dels på grund av farkostens rörelse längs jordytan.

Åtgärder för att eliminera inverkan av drift och ändring av referensriktningen kallas *trimning* respektive *kompensering* och med en gemensam benämning *övervakning*. Övervakning görs med hjälp av t ex magnetkompass, pendlar och hastighetsmätare.

8.4.5 Gyrofel

Med *drift* brukar i inskränkt mening förstås precession orsakad av störmoment. I en vidare mening används begreppet för att beteckna alla med tiden växande fel i gyrots vinkelmätning.

Störmoment kan orsakas bl a av

- friktion i upphängningslagren
- massobalanser kombinerade med accelerationer
- elförbindningar
- variationer i energitillförsel
- avvikelse från avsedd arbetstemperatur
- yttre magnetfält

Den av störmomenten orsakade driften kan vanligen uppdelas i två delar:

- a) *Dag-till-dagdrift*; denna typ av drift är konstant under ett givet flygpass, men varierar mellan flygpassen.
- b) *Slumpdrift*; denna drift varierar under ett givet flygpass. Autokorrelations-tiden (avsn 6.3) är dock relativt lång (3–10 h) varför man under korta flygpass kan anse slumpdriften konstant.

Fel i vinkelmätningen kan också uppstå på grund av fel i övervakningssystemet. Vid mätning av stora vinkelrörelser hos fundamentet kan man få s k *korskopplingsfel*, dvs gyrot reagerar för vinkelrörelser kring »fel» axel.

8.4.6 Andra gyrotyper

Elektrostatiska gyrot. Detta gyro består av en elektrostatiskt upphängd, roterande sfär. Liksom hos ett fritt gyro är rotationsriktningen konstant, vilket kan utnyttjas för att mäta omgivningens vinkelrörelser relativt sfären. Tekniken är för närvarande mycket litet utnyttjad, men väntas få användning i tröghetsnavigeringssystem under 70-talet.

Lasergyrot. En laser är inplacerad i en sluten optisk krets enligt bild 8.18. Lasern genererar två elektromagnetiska vågor, som vandrar runt kretsen i motsatta riktningar. Deras frekvens är då gyrot är stilla lika. Om gyrot emellertid roterar kring en axel vinkelrätt mot figurens plan förskjuts frekvensen hos de bägge vågorna åt motsatt håll. Skillnadsfrekvensen, kan mätas på elektrooptisk väg och utgör ett mått på rotationshastigheten. Även detta gyro väntas få användning i framtida TN-system.

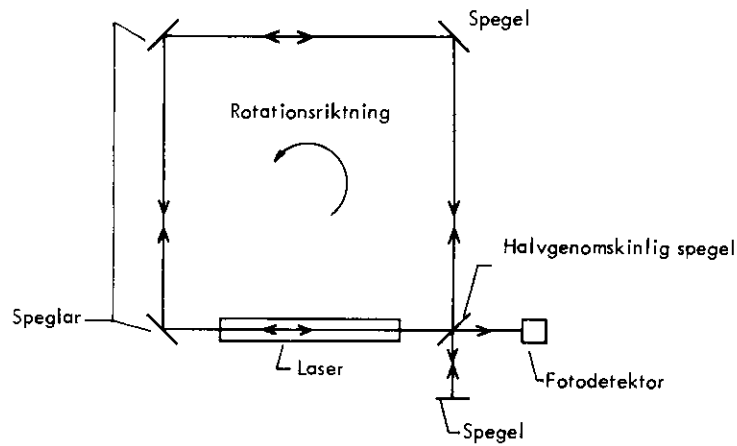


Bild 8.18 Lasergyro. När gyrot roterar, förskjuts de motriktade strålarnas frekvenser. Skillnadsfrekvensen ges av fotodetektorn

8.5 KURS- OCH ATTITYDGIVARE

8.5.1 Allmänt

Flygplansburna givare som ger kursreferenser kan med avseende på funktionsprincipen hänföras till någon av följande kategorier:

Magnetkompasser, som mäter kursen relativt det jordmagnetiska fältet. Två varianter är vanligen förekommande. Närmkompassen där magnetfältsavkännaren är placerad inuti indikatorn och oftast mekaniskt förbunden med indikatorskalan. Fjärrkompassen har magnetfältsavkännaren, eller kursgivaren som den ofta kallas, placerad på en magnetiskt sett gynnsam plats i flygplanet t ex i fenan eller i vingspetsen. Kursen överförs från kursgivaren till en eller flera indikatorer i flygplanet på elektrisk väg.

Kursgyron, som har ett tvåaxligt gyro som mätgivare (se avsn 8.4). Detta anger kursen i förhållande till en stjärnfast riktning. För att ange en geografisk, nord-refererad kurs måste kursgyrot *initialinställas*. Detta görs antingen genom »slavning» till magnetiskt nord eller genom referering till en känd, väl markerad riktning (rullbana etc). För att kursgyrots drift inte skall orsaka kursfel brukar gyrot *övervakas*. Övervakning genom »slavning» till magnetfältsavkännare är vanlig. Partiell övervakning kan ske genom kompensering för *referensdrifterna* (drift orsakad av jordens rotation och flygplanets förflyttning över jordytan).

Gyrokompasser, som anger kursen refererad till geografiskt norr. Gyrokompassen kan nämligen känna av riktningen på jordrotationsvektorn. Hittills har gyrokompasser endast tillverkats för marint bruk, men utveckling av kompasser avsedda för flygplan har diskuterats.

8.5.2 Magnetkompassen

8.5.2.1 Närmkompass

Magnetkompassen känner av det jordmagnetiska fältets riktning genom en permanentmagnet som är fritt rörlig kring en vertikal axel. Bild 8.19 visar konstruktionsprincipen för en magnetisk närmkompass. Huvudmagneten är innesluten i en flottör som är placerad i en vätskefylld kammare. Flottören med magneten är lagrad så att den kan röra sig kring en vertikal axel. Genom flottörsystemet har magneten gjorts praktiskt taget tyngdlös vid horisontell

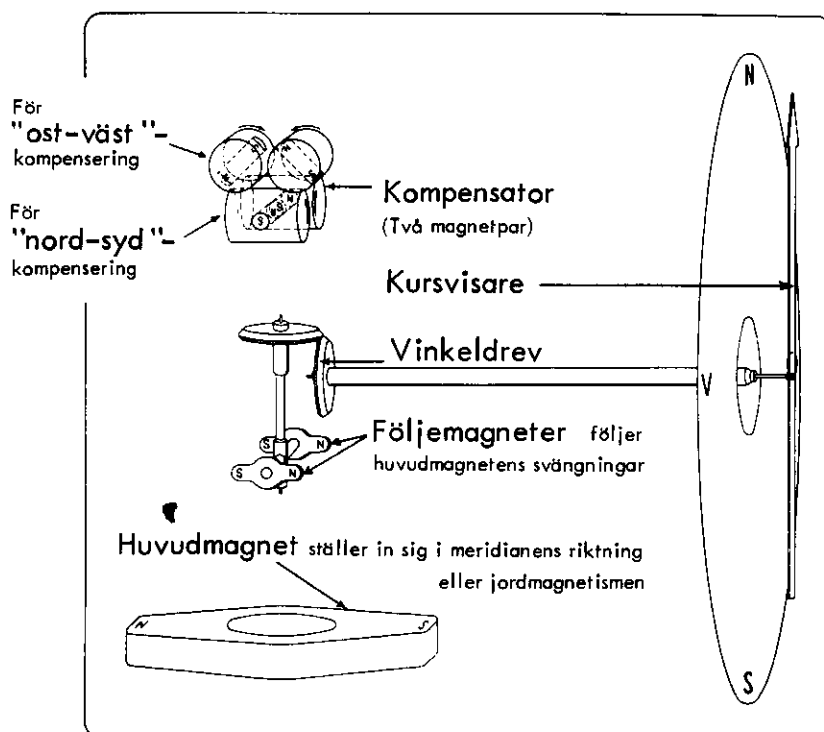


Bild 8.19 Magnetkompass, princip

flygning, vilket ger liten lagerfriktion. För att minska inverkan på kurspresentationen av vibrationer i flygplanskrovet och flygning i turbulent luft är flottörens rörelse i vätskekammaren hydrauliskt dämpad. Huvudmagnetens rörelser överförs genom magnetisk kraftverkan till ett par följemagneter placerade omedelbart ovanför vätskekammaren. Följemagneternas rörelse överförs över en vinkelväxel till kursvisaren, vilken rör sig över en skala på instrumentets front.

I magnetkompassen finns även en *kompensator* bestående av två magnetpar så att kompassen kan kompenseras för *deviationen* (se vidare avsn 13.2.3). Kurskalan är även försedd med ett vridbart referensindex med vilket kursens börvärde kan ställas in av flygföraren, se bild 8.20. Denna typ av kompasser är vanliga inom allmänflyget samt som reservkompasser i trafikflygplan. Inom flygvapnet används som reservkompass en enkel magnetkompass där kurskalan är fastsatt direkt på en magnetnål, se bild 8.21. Fördelarna med de magnetiska närkompasserna är att de är relativt enkla och tillförlitliga instrument, samt att de för sin funktion är oberoende av kraftförsörjning. Nackdelarna utgörs av de ibland mycket stora felvisningar som kan förekomma.

Förutom *missvisningen* (se avsn 3.3 och 13.2.3) och kvarvarande *deviationsfel* förekommer fel orsakade av *tröghetskrafternas* inverkan på magneten vid flygplanets manövrar. Eftersom det magnetiska fältet inte är horisontellt har nämligen magneten i kompassen utförts så att tyngdpunkten ligger så långt söder om lagringspunkten som behövs för att hålla magneten vågrätt i det lutande magnetfältet. Denna massobalans leder till att vid svängar från främst nordliga och sydliga kurser kompassen p g a centripetalaccelerationens verkan i kompassmagnetens tyngdpunkt kommer att visa fel kursvinkel under svängen. Vid acceleration eller retardation under flygning på ostlig eller västlig kurs fås en motsvarande felvisning. Genom att kompassinstrumentet är skrovfäst monterat i flygplanet kan kompassen inte användas under kraftiga svängar eller under avancerad flygning. Lagringen av magneten är emellertid oftast utförd så att lutningar på upp till ca 20° inte påverkar magnetens horisontala läge.

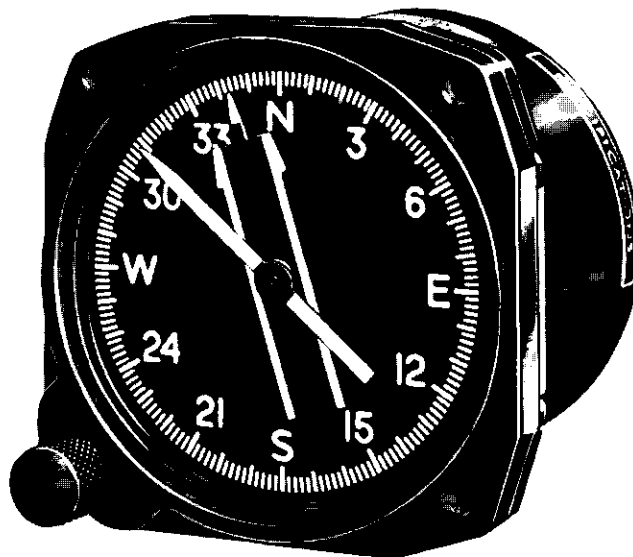
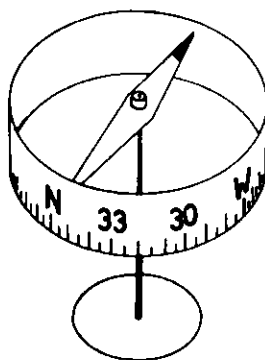
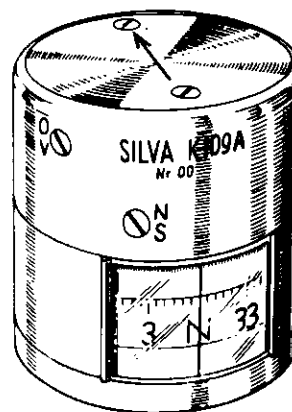


Bild 8.20 Kursindikator



Magnetnål



Magnetkompass

Bild 8.21 Reservkompasser

8.5.2.2 Fjärrkompassen (kursgivaren)

Den magnetiska *fjärrkompassen* är egentligen en kombination av magnetkompass och kursgyro varför den i sin helhet kommer att behandlas i avsnitt 8.5.6 Kompasssystem. Den magnetfältskännande delen i fjärrmagnetkompassen, *kursgivaren*, är uppbyggd på ett annat sätt än i närkompassen. Det känsliga elementet, vars utseende framgår av principbilden 8.22, är upphängd så att det kan vrida sig relativt flygplanet i roll- och tippel men ej i girled. Utsignalen från kursgivaren utnyttjas i fjärrkompassen för att driva en vridmotor, som prece-derar gyrot tills kursgyrot är refererat till den av kursgivaren uppfattade norrriktningen. Kursgivaren är på grund av pendelupphängningen även den känslig för flygplanets acceleration.

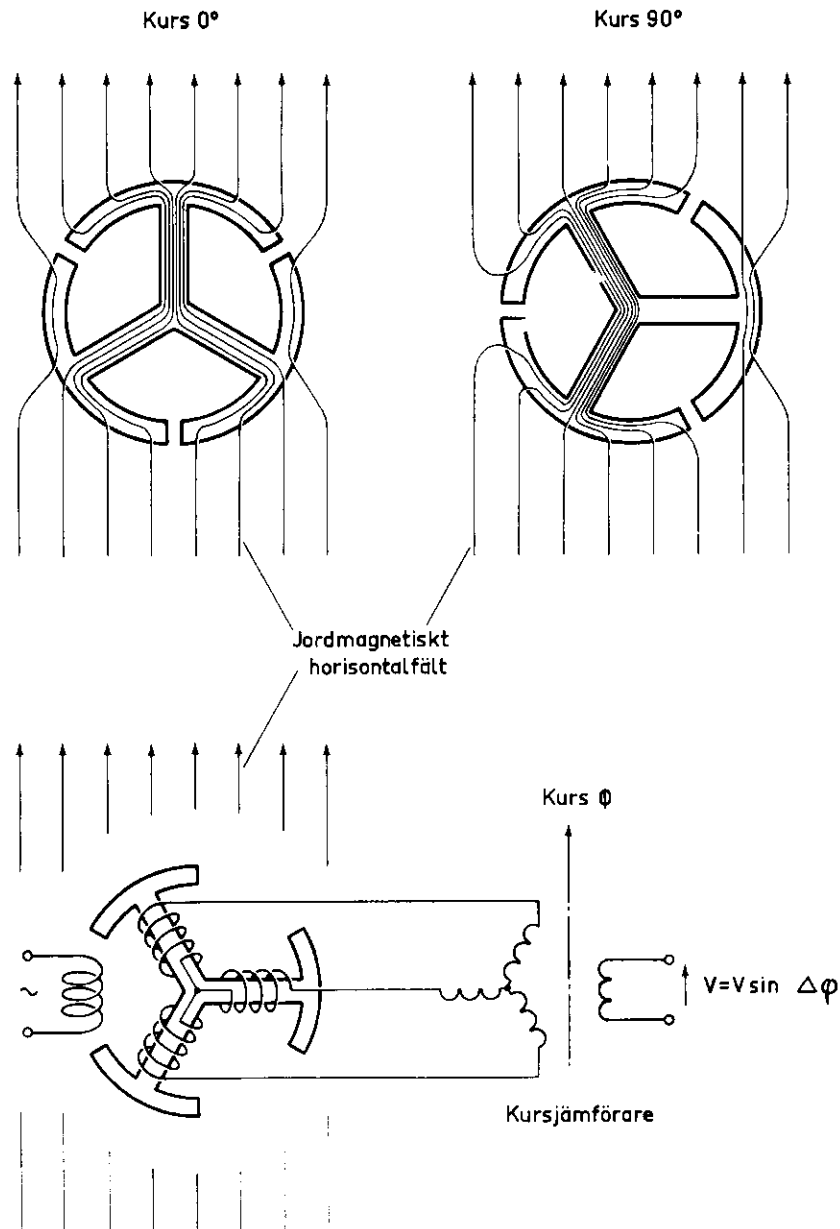


Bild 8.22 Magnetisk kursgivare

8.5.3 Kursgyrot

8.5.3.1 Funktionsprincip

Kursgyrot är ett tvåaxligt fritt gyro med spinnaxeln horisontell (se avsn 8.4). Bild 8.23 är en principskiss av ett okomplicerat luftdrivet kursgyro. Kursvinkeln mäts mellan den yttre kardanramen och instrumenthuset. Den inre ramen får därför ta upp förekommande roll- och tippvinkelkomposanter. Referenskursvinkeln ställs in med ett vred placerat på instrumentets front. När vredet trycks in, bringas en kuggväxel i ingrepp så att yttre kardanramen och kursskalan kan vridas. Samtidigt läses den inre kardanramen i rätt vinkel i förhållande till den yttre så att gyrots spinnaxel inte skall precederas bort från horisontalplanet av yttre kardanramens påtvingade vridning. Kursgyrot kan givetvis drivas elektriskt och förses med en lodövervakning, som t ex med pendlar känner av accelerationsvektorns riktning.

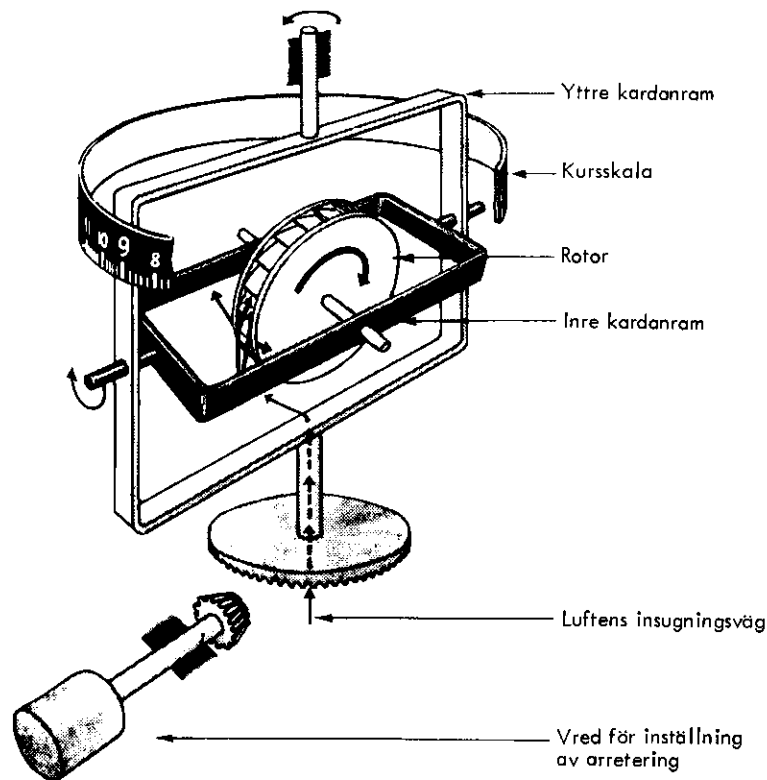


Bild 8.23 Kursgyro

Under förutsättning att flygplanet flyger i en rätlinjig oaccelererad bana och med pendlarna monterade på den inre kardanramen kommer avvikelser från horisontalplanet hos gyrots spinnaxel att kunna detekteras. Felsignalen från pendlarna utnyttjas för att över en vridmotor precedera spinnaxeln till vågplanet. De enklare formerna av kursgyron förekommer fortfarande inom allmänflyget i kombination med en separat magnetkompass. Mer avancerade utföranden av kursgyrot ingår i de kompassystem som behandlas i avsn 8.5.6.

8.5.3.2 Feltyper

Två typer av fel dominerar, *gyrodrift* och *kardanfel*. Gyrodriftens orsaker är dels *ofullkomligheter i konstruktionen* såsom friktion i lager, obalans i kardan-systemet, tyngdpunktsfel, varierande rotationshastighet hos gyrosnurrar, dels den *skenbara drift, referensdrift*, som uppstår på grund av jordens rotation och flygplanets förflyttning längs en ost-västlig bana.

Den verkliga gyrodriften kan på äldre kursgyron samt på de enklaste av senare tillverkning uppgå till storleksordningen $15^{\circ}/h$. Driften kan givetvis minskas genom en mycket omsorgsfull tillverkning och kontroll av utrustningarna men kostnadsökningarna skulle då vara så stora att avsättningsmöjligheter saknas.

Den skenbara gyrodriften kommer av att gyrot påverkas av jordrotationsvektorns vertikala komponent. På Stockholms latitud ($59,3^{\circ}$) är den $13,2^{\circ}/h$. Genom att förse den inre kardanramen med en justerbar massobalans kan kursgyrot fås att precedera med denna hastighet och på så sätt kompenseras den skenbara gyrodriften. Denna kompensering blir exakt endast för en viss latitud, men ändringen blir relativt liten så länge man flyger med långsamma flygplan inom begränsade latitudområden. En avvikelse av 1° från den avsedda kompenseringlatituden ger en skenbar drift på $0,3^{\circ}/h$ på våra breddgrader.

Man kan alltså tillåta relativt stora avvikelser från kompenseringslatituden innan felet blir av samma storleksordning som den verkliga gyrodriften hos de enklare kursgyrona. På mer komplicerade kursgyron sker en variabel kompenserings som tar hänsyn till flygplanets aktuella position och som dessutom tar hänsyn till den ändring i jordrotationsvektorns belopp som upplevs i ett snabbt flygplan på ost-västliga kurser.

Detta görs ofta i form av korrekationer av de utsignaler som erhålls från gyrot eftersom en precedering inverkar ogynnsamt på gyrots verkliga drift. Kompenseringsberäkningen beräknas numera ofta i den navigeringsdator som brukar ingå i flygplanets navigeringssystem. Tidigare ingick i kompassystemet en analog beräkningsenhet för detta ändamål. Om kursgyrot är kontinuerligt magnetövervakad, behöver kompenseringsberäkningen ej vara så noggrann som i t ex flygkompasser avsedda för användning vid flygning i polarområdena.

Det andra stora felet i den av kursgyrot angivna kursen, kardanfelet, erhålls när flygplanet avviker från horisontalflygning. Felet beror på kursgyrots konstruktionsprincip och uppträder endast under själva manövern. Genom att införa ytterligare kardanramar kan felet elimineras. Vid moderata roll- och tippvinklar kan felet uppgå till ca 10° .

8.5.4 Gyrokompassen

8.5.4.1 Funktionsprincip

I motsats till kursgyrot, som är en *riktningshållare*, är *gyrokompassen* en *riktningssökare*. En gyrokompass söker rätt på den horisontala axel kring vilken ingen precessionsrörelse erhålls på grund av jordrotationen, när gyrots spinnaxel är horisontal. För att åskådliggöra gyrokompassens funktionsprincip får en variant som används för stationärt bruk tjäna som exempel. På bild 8.24 visas ett gyro som är upphängt som en pendel.

Om gyrots spinnaxel är horisontal och riktad åt öster, kommer enligt bild 8.25 följande att inträffa. När jorden roterar, strävar gyrot efter att bibehålla sin spinnaxelriktning fixerad i rymden. Upphängningstråden vrids då ut, se bild 8.25 b, varvid tyngdkraften som verkar i gyrots tyngdpunkt ger ett vridmoment i horisontalplanet. Detta vridmoment precederar gyrots spinnaxel mot norr, c, men på grund av den rörelseenergi gyrot erhållit kommer den att svänga förbi norrläget och hamna med spinnaxeln i västriktningen, d. Pendeln vrids ut, e, och förloppet upprepas. Eftersom gyrokompasserna är utförda med dämpning kommer axeln att snabbt svänga in sig mot norr.

Verkliga gyrokompasser arbetar enligt ovan skisserade princip, men svängningsamplituderna är ofta mycket små. Vidare är farkostmonterade kompasser sällan upphängda i band. En typ av gyro som är vanlig i gyrokompasssammanhang är ett gyro som har försetts med en massobalans på den inre kardanramen. Detta så kallade *undertunga gyro* fungerar på i princip samma sätt som *pendelgyrot*.

8.5.4.2 Användning

Gyrokompasser har använts på fartyg i omkring 60 år men ännu ej i något seriemässigt utförande på flygplan. Anledningarna till att utvecklingen av seriemässiga flyggyrokompasser ej har bedömts som lockande projekt av användare och tillverkare kan vara flera. Ett par skäl är att det krävs en mycket noggrann hastighetsreferens i flygplanet (t ex med hjälp av en dopplarfartmätare) och att i snabba flygplan jordrotationen vid ost-västliga kurser elimineras helt eller delvis.

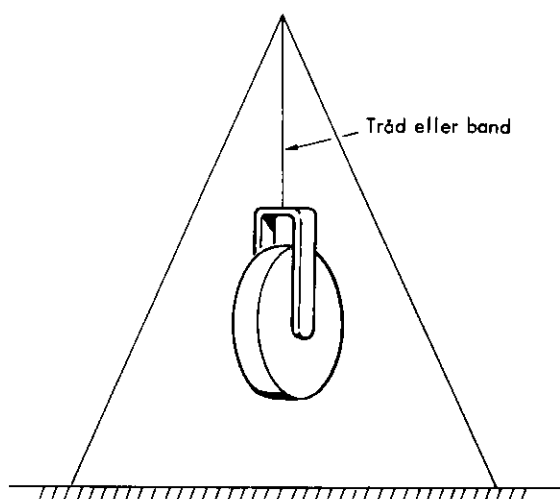


Bild 8.24 Statisk gyrokompas

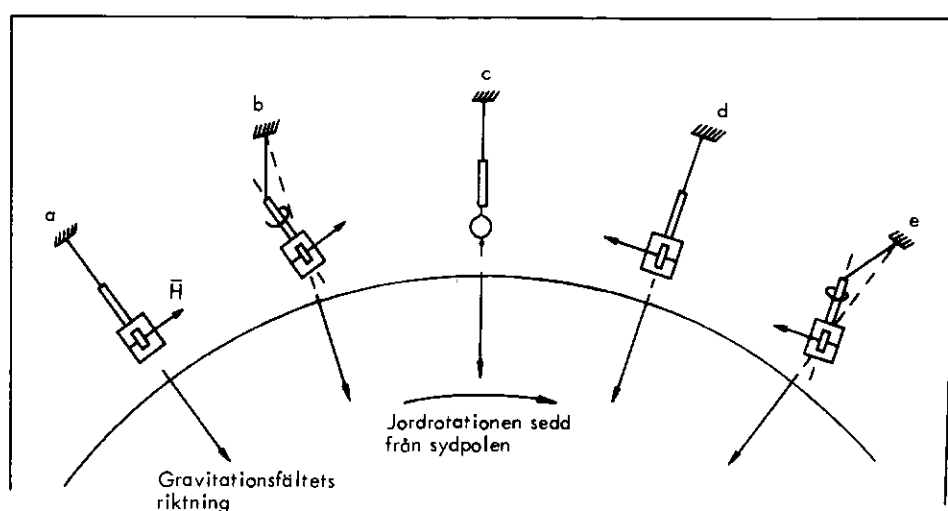


Bild 8.25 Gyrokompasens funktion

Även för relativt enkla gyrokompasser krävs så höga prestanda hos själva gyrot att detta måste vara av TN-klass (se avsn 8.9). Så länge flygtiderna ligger kring ett par timmar eller mindre torde för samma prestanda TN-system ställa sig billigare än gyrokompasystem.

8.5.5 Vertikalreferenser

För att mäta upp flygplanets avvikelse från ett horisontalplan, roll- och tippvinklarna, används ofta ett tvåaxligt fritt gyro. Spinnaxeln hålls vertikal i motsats till kursgyrots horisontala spinnaxel. För att gyrots axel skall förbli vertikal är gyrot övervakat. Övervakningen kan bestå av två *elektrolytpendlar* eller *elektriska libeller* placerade på var sin kardanram samt tillhörande servon för att precedera gyrot (se avsn 8.4). Pendlarna känner av kraftresultantens riktning, vilken vid oaccelererad flygning sammanfaller med vertikalen. Övervakningen har ofta en lång tidskonstant, varför kortvarigare accelerationer i samband med flygplanets normala manövrer ej nämnvärt hinner försämra lodhållningen. När flygplanet stiger, dyker eller rollar, kommer gyrosnurrarna att röra sig relativt det flygplanfasta instrumenthuset. Vinkelskillnaden mellan kardanramarna och

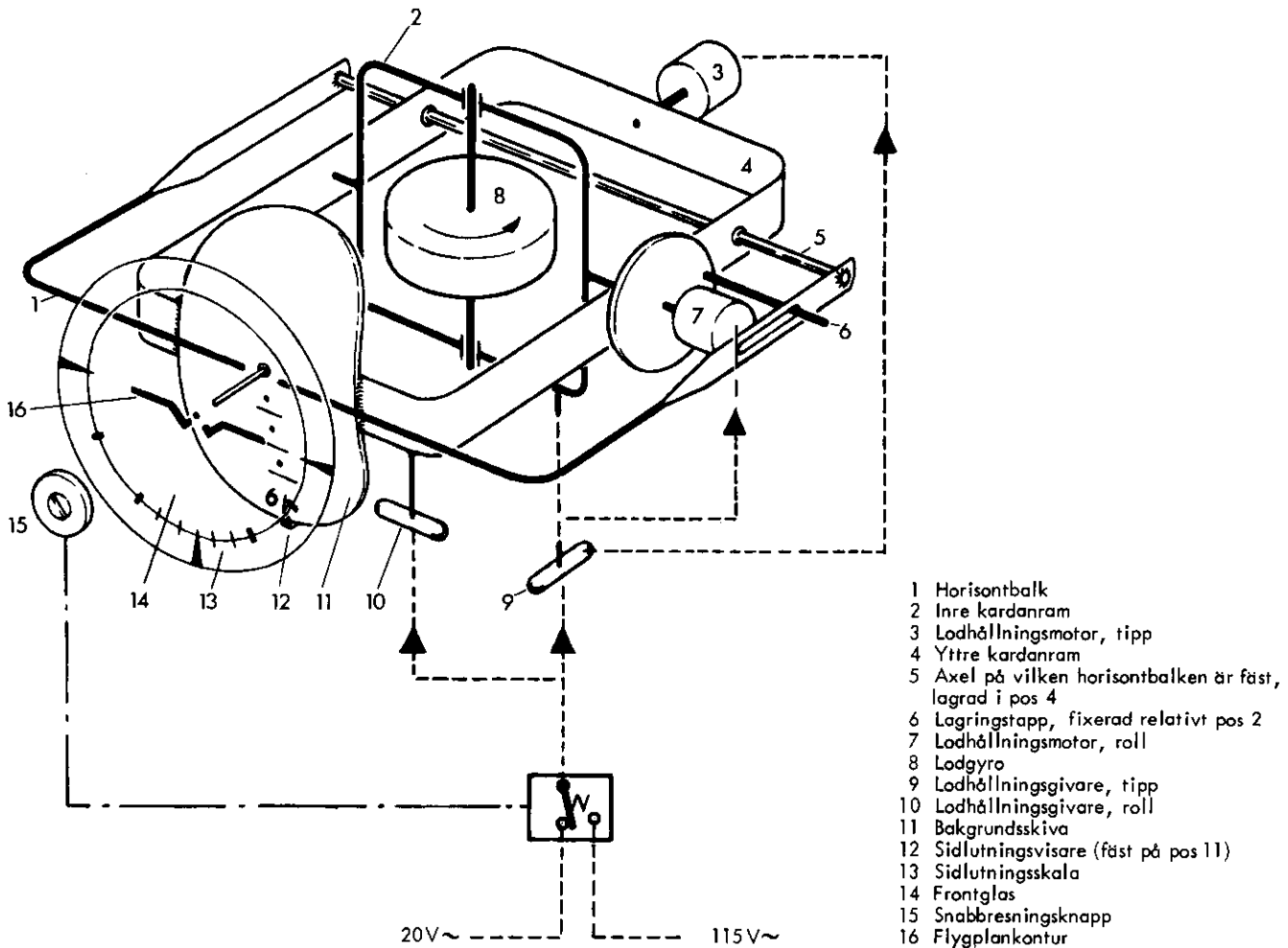


Bild 8.26 Horisontgyro

huset är alltså mått på flygplanets tipp- respektive rollvinkel. Gyrosystem av detta slag, där vinklarna känns av på elektrisk väg, vanligen kallade *lodgyron*, används t ex i vissa styrautomatsystem i flygplan och robotar, för antennstabilisering eller som givare till servodrivna horisontindikatorer. Ofta är ett lodgyro hopbyggt med ett kursgyro till en komplett *attitydreferensgivare* se vidare avsn 8.5.6.

Det är mycket vanligt att lodreferensen erhålls av det instrument, *horisontgyrot*, som för föraren indikerar flygplanets läge i förhållande till den naturliga horisonten, dvs roll- och tippvinkeln. Bild 8.26 visar en schematisk bild av ett direktvisande horisontgyro. Mot den fasta sidlutningsskalan avläses med hjälp av den rörliga sidlutningsvisaren 12 rollvinkeln samt mot den fasta flygplansymbolen 16 med hjälp av en rörlig horisontbalk 1 tippvinkeln. Elektriska horisont- och lodgyron är i regel fritt rörliga i rolled men begränsade till ca $\pm 85^\circ$ i tippled.

8.5.6 Kompassystem och attitydreferenser

8.5.6.1 Fjärrkompass

En utväg för att komma ifrån magnetkompassens accelerationsberoende fel och kursgyrots avdriftsfel är att kombinera dessa två i ett kompassystem där *kursgyrot* ger en *korttidsstabilitet* i kursuppfattningen vid manövrer medan *magnetövervakningen* svarar för *långtidsnoggrannheten* genom att korrigerar

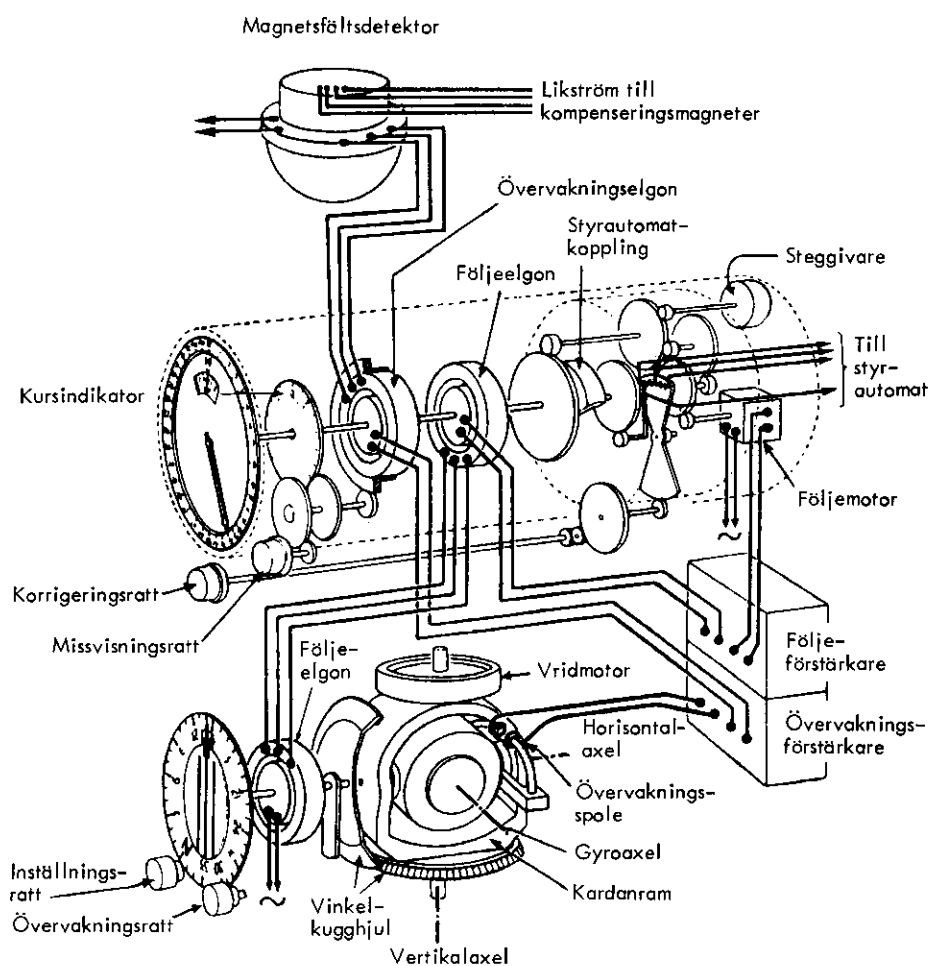


Bild 8.27 Fjärrkompass

gyrodriften. Bild 8.27 visar den schematiska uppbyggnaden av ett sådant fjärrkompasssystem. Det kan bestå av en magnetfältsdetektor placerad i t ex fenan, en gyroenhet med indikator på förarens instrumentpanel, en indikator hos navigatören samt en förstärkare placerad i ett apparatutrymme.

Denna typ av kompass har fortfarande kvar några av nackdelarna hos separat magnetkompass respektive kursgyro. Kardanfelet finns fortfarande kvar och den absoluta kursnoggrannheten blir med magnetövervakning sällan bättre än 1 å 2° beroende på variationer i missvisningen och kvarvarande deviationsfel.

8.5.6.2 Flyglägesgivare

Ett sätt att minska inverkan av kardanfelet är att öka antalet kardanramar. Eftersom man har samma problem med vertikalreferensen har det fallit sig naturligt att, istället för att separat förse dessa båda gyroinstrument med tillräckligt antal frihetsgrader, bygga ihop de två gyrosnurrorna i ett kardanssystem och därmed uppnå en viss förenkling. En sådan konstruktion benämns *attitydreferens* eller *flyglägesgivare*, när den är placerad i flygplan. Bild 8.28 är schematisk bild av kardanarrangemanget i ett flyglägesinstrument.

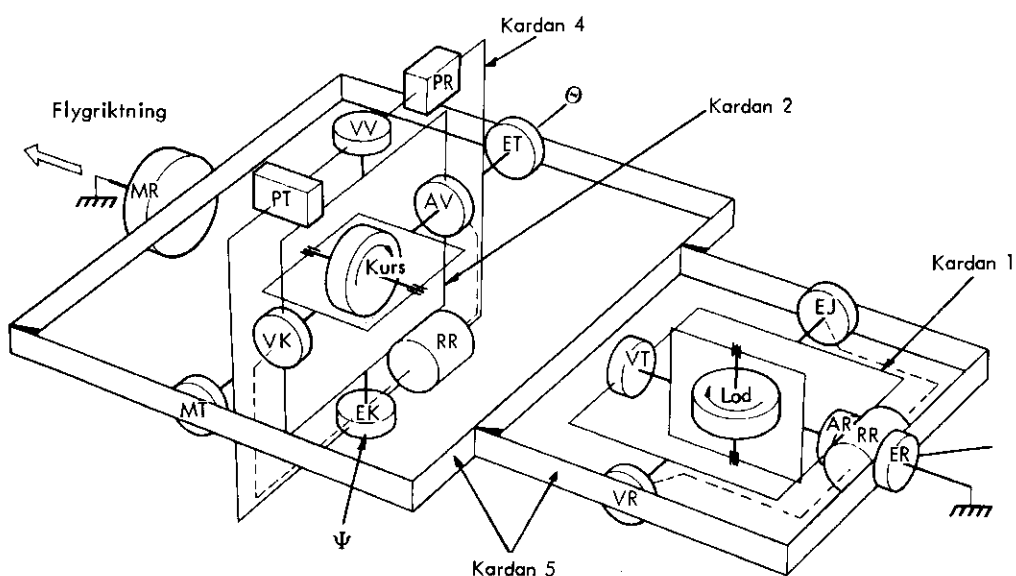
Attitydvinklarna erhålls från de tre elgonerna EK, ER och ET placerade respektive mellan kardan 2 och 4, kardan 5 och flygplanet samt mellan kardan 4 och 5. För att vinklarna skall vara korrekta krävs att vridningsaxeln för kardan 1 hålls vinkelrät mot samt att lagringsaxeln kardan 2 hålls parallell med lodgyrots spinnaxel. Detta ombesörjs av två servon. Två pendlar på kardan 4 övervakar

lodgyrots spinnaxelriktning. Kompensering för de accelerationer som orsakas av flygplanets manövrer kan göras vilket medför en säkrare övervakning än den rena pendelövervakningen. Slutligen ingår även ett servosystem för att hålla kursgyrots spinnaxel i horisontalplanet. Kursgyrot kan magnetövervakas genom att antingen skillnadsvinkeln mellan kursgyrokurs och magnetkurs får precedera gyrot över VK (bild 8.28) eller genom en elektrisk kompensering av utsignalen från flyglägesgivaren till abonnenterna. Ofta är abonnenterna till attitydvinklarna så många att man i den förstärkar- och beräkningsenhet som oftast ingår i attitydreferenssystemen har särskilda kopierservon som mångfaldigar vinkelinformationen från elgonerna i flyglägesgivaren.

När kraven på kursnoggrannhet ökar samtidigt som gyronas fria drift reduceras till under $2^\circ/h$ (2_σ) är magnetövervakning av kursgyrots spinnaxelriktning ej längre motiverad. För att gyrot skall kunna gå fritt under ett flygpass krävs emellertid dels att den skenbara driften beräknas med hög noggrannhet, dels att ett begynnelsevärde för kursvinkeln kan bestämmas. Det första kravet är nästan alltid uppfyllt, emedan gyron av denna höga kvalitetsklass naturligt endast förekommer i dödräknande navigeringssystem, där det ingår en bra fartmätare och en dator.

8.5.6.3 Kursinitialinställning

Initialinställningen av kursvinkeln kan göras på ett flertal olika sätt. En av de enklare metoderna är att under banrullningen vid starten i flygplanets dator beräkna medelvärdet av flyglägesgivarens kursvinkel, jämföra det med banriktningen och använda vinkelskillnaden för att korrigera kursvinkeln. Andra sätt är att på flygplanets uppställningsplats tvångsstyra flygplanet med hjälp av »spår» i marken till en noggrant definierad riktning. Överföring av kursvinkeln kan även ske från ett särskilt sk transfergyro. Detta placeras först på ett väl



AR Avkännare för lodgyrot i rolled
 AV Avkännare för lodgyrot i våghållning
 EJ Elgon jämförare
 EK Elgon i kurs
 ER Elgon i rolled
 ET Elgon i tippad
 MR Motor för lod- och kursgyrot i rolled
 MT Motor för kursgyrot i tippad

PR Pendel i rolled
 PT Pendel i tippad
 RR Motor för rotor-racelagring
 VK Vridmotor för kurs
 VR Vridmotor i rolled
 VT Vridmotor i tippad
 VV Vridmotor för kursgyrots våghållning

Bild 8.28 Flyglägesgivare

inmätt stativ på marken och dess kursangivelse refereras då till geografiskt norr. Därefter hängs det upp på en speciell fixtur i flygplanet och transfergyrots kursvinkel överförs elektriskt till flyglägesgivaren som på så sätt erhåller flygplanets geografiska riktning. Denna metod är en av de mest noggranna metoderna för initialinställning och felet kan bli så lågt som $0,2^{\circ}$ (2_{σ}).

8.6 SEXTANTER OCH STJÄRNFÖLJARE

8.6.1 Allmänt

Detta avsnitt behandlar de instrument som används för att mäta en himlakroppens höjd, dvs vinkeln mellan siktlinjen till himlakroppen och ett horisontalplan. Med *sextanter* avses de manuella instrument för höjdbestämmning som kräver en observatör för inriktning och avläsning medan med *stjärnföljare* avses de automatiska teleskopsystem som efter invisning mot en himmelssektor automatiskt söker upp fixstjärnan och genomför en höjdbestämmning av denna.

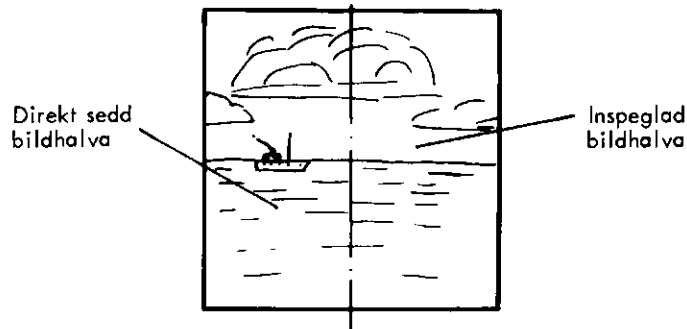
Inom flygnavigeringsområdet, har de sistnämnda kommit att nästan helt dominera, mycket beroende på de ökade flyghastigheterna, utvecklingen mot hybrida automatiska navigeringssystem samt den ökade arbetsbelastningen på de enskilda besättningsmedlemmarna. De traditionella sextanterna kommer därför att behandlas mycket översiktligt.

8.6.2 Sextanter

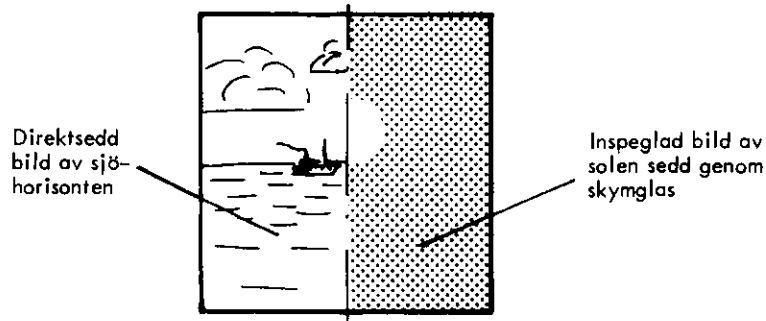
Sextanten är ett reflexionsinstrument där siktlinjen till de två objekten mellan vilka vinkeln söks kan bringas att sammanfalla med hjälp av ett spegelsystem. Bild 8.29 visar en konventionell *trumsextant*, vanligen använd för navigering till sjöss. Strålgången i en sextant visas på bild 8.29 c. Namnet sextant kommer av att instrumentets mätbåge utgör ett cirkelsegment med längden en sjättedels cirkelbåge, dvs 60° . Det finns även *oktanter* och *kvintanter* med mätbågen 45° respektive 72° , men i dagligt tal kallas också dessa för sextanter. Instrumenttypen härstammar från tidigare delen av 1700-talet och anses ursprungligen ha konstruerats av engelsmannen Hadley.

Det finns sextanter av olika typer men följande grunduppbyggnad torde vara gemensam för samtliga, se bild 8.29 b. En *stomme* som har formen av en genombruten cirkelsektor är på den ena sidan försedd med ett handtag medan på den andra sidan återfinns det egentliga mätinstrumentet. Kring en axel genom sektorns medelpunkt är en arm, *alhidaden 2*, förskjutbar. Alhidadens läge relativt stommen kan avläsas på cirkelsektorns graderade periferi, *limben 4*, mot ett index på alhidaden. På alhidaden, vinkelrätt mot dennas rörelseplan och med mittpunkten över vridningsaxeln, är en spegel monterad, *alhidadspegeln 1*. På stommen, vinkelrätt mot denna, finns ännu en spegel, *horisontspegeln 9*. Denna har emellertid endast speglade beläggning på den halva som är närmast stommen. På motsatta radien i det segment som utgör stommen sitter en tubkikare i en *tubhållare 3* placerad på samma avstånd från centrum som horisontspegelns mittpunkt och riktat så att tubens optiska axel går genom mittpunkten. Framför speglarna kan fällas *skymglas 8*, dvs gråfilter som dämpar ljusintensiteten, vilket är nödvändigt vid observationer mot solen.

När sextanten är nollställd är de två speglarna parallella, se bild 8.29 c t v. Om sextanten i och med denna inställning riktas mot sjöhorisonten kan observatören se nedanstående bild i tuben.

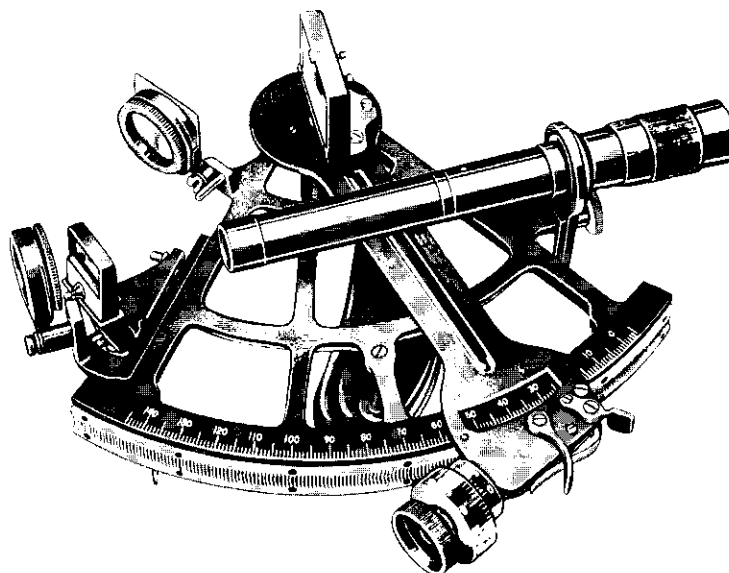


Den vänstra delen av bilden har alstrats genom att en ljusstråle från bilden, i detta fall sjöhorisonten, går direkt genom den icke belagda delen av horisontspegeln och till tuben, linjen SHO i bild 8.29 c. Den högre delen uppkommer genom att ljusstrålen reflekteras i två speglar, först i A och sedan i inre delen av H, innan den når tuben. Strålgången följer alltså linjen S' AHO. När en höjdbestämning skall göras riktas den nollställda sextanten mot den avsedda himlakroppen varefter alhidaden frigörs genom att greppet 5 lossas och stommen vrids till dess den vänstra bildhalvan upptas av horisonten och mitt för denna i bildens högra fält den studerade himlakroppen. I bild 8.29 c t h visas en solhöjdsbestämning med sned mätning mot solskivans underkant varvid bilden för observatören får följande utseende.

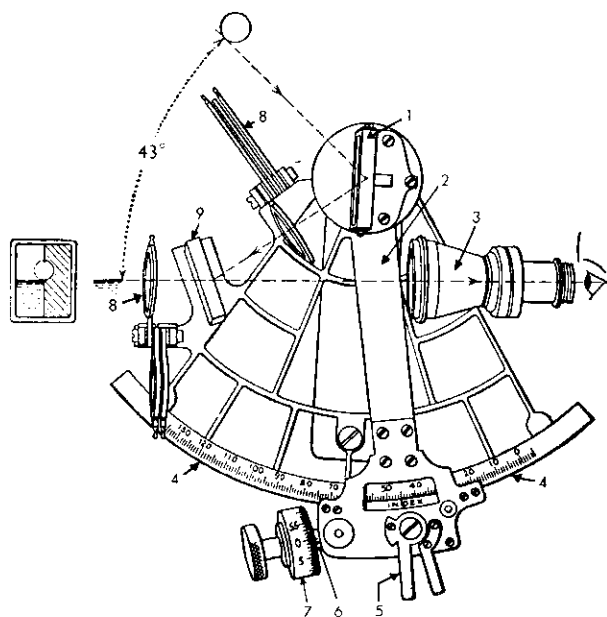


På trumsextanten görs finjusteringen av alhidadens läge med hjälp av en mikrometerskruv, *trumman 7*, som med ett drev griper in i en kuggkrans som är fäst på sektorns båge. Trummans drev är ej i ingrepp när greppet är lossat varför det ej hindrar förskjutningen av alhidaden. Trummans utväxling är sådan att ett varvs vridning motsvarar en grads förskjutning av indexstrecket på alhidaden relativt den på himlen angivna höjdvinkelskalan. Alhidadens verkliga förflyttning uppgår dock bara till en halv grad eftersom vinkeln mellan syftlinjerna till de båda betraktade föremålen är dubbelt så stor som vinkeln mellan speglarna, vilket även framgår av bild 8.29 c. H där $\beta = 2\alpha$. Trumman brukar vara graderad i bågminuter med möjlighet till skattning av tiondels minut. Äldre modeller av sextanten hade istället för trumma en nonieskala för minutavläsningen, följdriktigt kallas denna typ av sextanter för *noniesextant*.

Vid mätning med sextant måste man uppmärksamma och korrigera olika typer av instrument- och mätfel som kan förekomma. *Instrumentfelen* är huvudsakligen orsakade av ofullkomligheter i inriktningen av instrumentets optiska element. Att speglarnas plan inte står vinkelrätt mot stommens plan eller att tubens optiska axel ej går genom horisontspegelns centrum är exempel på fel som relativt lätt kan korrigeras med hjälp av justerskruvar som finns på speghållare respektive tubhållare. Ofta är speglarnas plan inte exakt parallella när alhidadens index står mot limbens nollstreck, varför en nollägeskorrigering måste utföras. Korrektionens storlek kan bestämmas t ex genom att man natte-

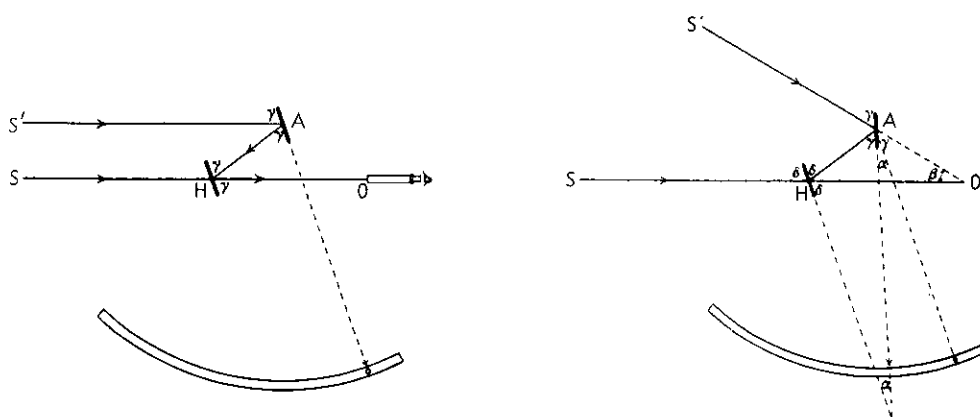


a. Trumsextant av vanlig typ



- 1 Alhidadspegel
- 2 Alhidad
- 3 Tubhållare
- 4 Limb
- 5 Grepp
- 6 Index
- 7 Trumma
- 8 Skymglas
- 9 Horisontspegel

b. Trumsextantens uppbyggnad



c. Strålgången i en sextant (t v princip, t h ljusstrålens väg)

Bild 8.29 Trumsextant

tid riktar sextanten mot en stjärna och omsorgsfullt justerar alhidaden så att den reflekterade bilden av stjärnan täcker den direkt sedda. Korrektionens belopp kan då direkt läsas av på limben och trumman.

Mätfelen orsakas av följande faktorer. Mätningen är refererad till sjöhorisonten och ej till ett horisontalplan genom observatörens öga. Detta fel, som benämns *horisontens dalning*, ökar när observatörens höjd över vattenytan ökar. Korrektionens storlek finns tabellerad i nautiska almanackor.

När en ljusstråle från en himlakropp går genom atmosfären, ändrar den riktning på grund av atmosfärens ökande täthet. Strålbrytningen, eller *refraktion*, avtar med ökande höjdinkel för att vara noll i zenit. Även refractionen finns tabellerad. Den är förutom av höjdvinkeln även beroende av luftens temperatur och täthet varför tabellvärdena endast är medelvärden över olika temperatur- och täthetsförhållanden.

Vid höjdbestämmning mot solen eller någon av planeterna i vårt solsystem måste korrektioner göras för jordens respektive planetens utsträckning eftersom man ej observerar från jordens medelpunkt eller mäter mot centrum på t ex solskivan.

Den konventionella sextanten är inte lämpad för astronomisk höjdbestämmning från flygplan eftersom det oftast är svårt att urskilja en skarp sjöhorisont från luften. Med flygplanssextanter mäter man därför inte höjdvinkeln relativt sjöhorisonten utan relativt det lokala horisontalplanet, den *apparenta horisonten*. I *bubbelsextanten*, bild 8.30, erhålls vertikalreferensen av ett »vattenpass», dvs en vätskekammare med en gasbubbla som är inlagd i strålgången. Gasbubblan

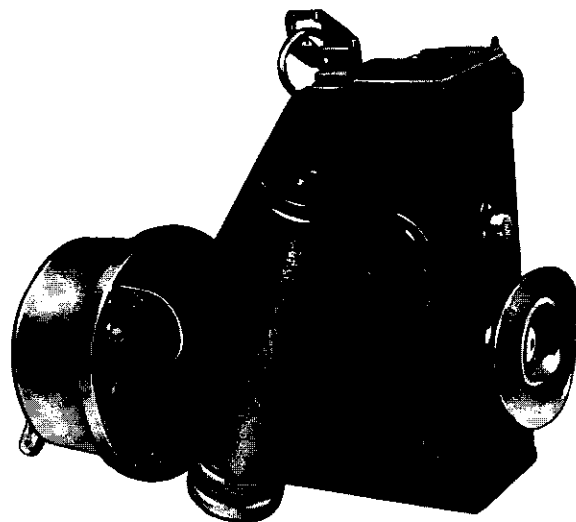
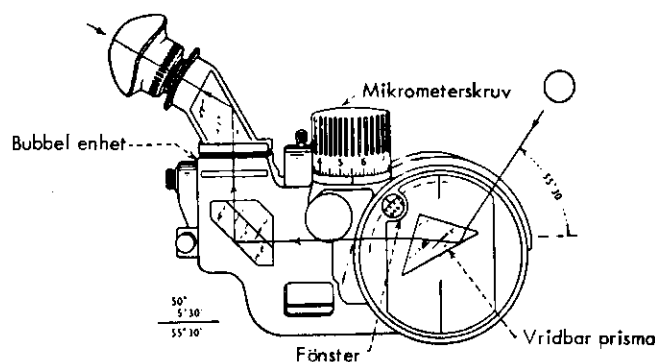


Bild 8.30 Bubbelsextant

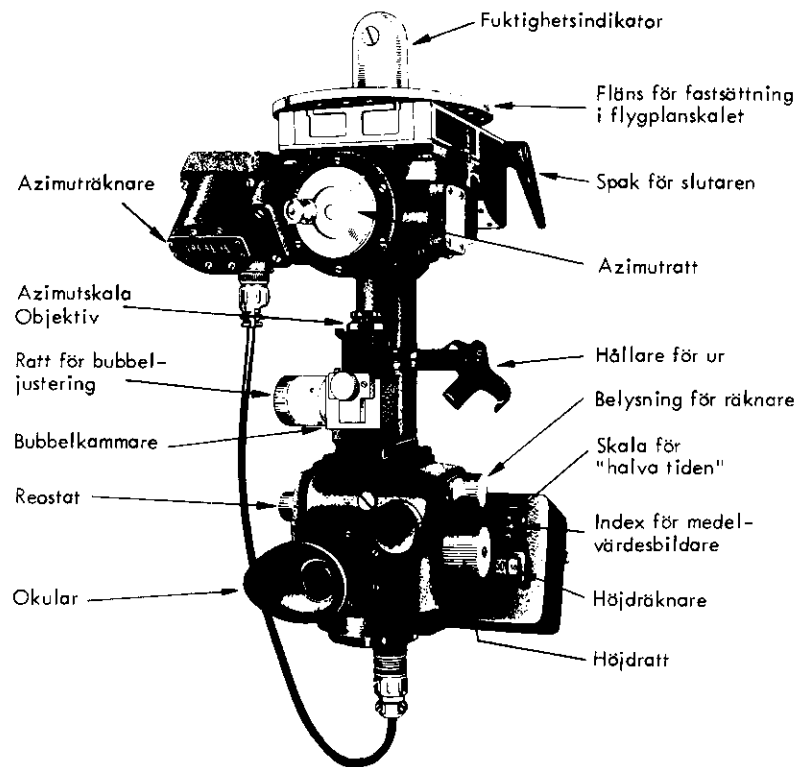


Bild 8.31 Periskopsextant

skall befinna sig i bildens centrum, när sextanten hålls med referensplanet horisontalt. Bilden av himlakroppen bringas med hjälp av ett vridbart prisma att sammanfalla med bilden av bubblan vid höjdmätningen. Eftersom det kan vara svårt att hålla såväl bubblan som himlakroppen i rätt läge på grund av flygplanets accelerationer är bubbelsextanten försedd med automatisk medelvärdesbildare som under en tid av ungefär 2 minuter gör ett 60-tal höjdregistreringar och beräknar medelvärdet. Bubbelsextanten är ett något mindre noggrant instrument än den konventionella sextanten. Under gynnsamma förhållanden kan höjdnoggrannheter på 1–2 bågminuter uppnås med den senare medan höjdfelet kan uppgå till ± 4 bågminuter för bubbelsextanten.

Av flera skäl har den handhållna bubbelsextanten gjort sitt inom flygnavigeringen. För att kunna användas måste flygplanet vara utrustat med en observationskupa *astrodom*, som medger fri sikt till aktuella himlakroppar. I och med att flyghastigheterna ökade blev den negativa inverkan från astrodomen på prestanda fullt märkbar och andra typer av lösningar krävdes. En sådan är *periskopsextanten*, se bild 8.31, en bubbelsextant upphängd i taket på flygplanet. Vid observation öppnas en lucka och sextantens periskopdel sticks upp ovanför flygplansskrovens yta. Nästa steg i utvecklingen var att införa en gyrostabiliserad vertikalreferens för att slippa ifrån den manuella injusteringen av bubbelläget i sextanten. Användningen av sextanter inom det civila flyget för positionsuppdatering har troligen helt upphört till förmån för andra typer av navigeringshjälpmedel. Inom det militära bomb- och transportflyget i olika länder förekommer fortfarande manuell astronomisk positionsbestämning eftersom man där är tvungen att kunna göra positionsbestämningar utan yttre hjälpmedel. I samband med eventuell nyanskaffning av utrustning för astronomisk navigering kan man förmoda att en övergång till automatiska system äger rum.

8.6.3 Stjärnföljare

Automatiska stjärnföljare är en typ av utrustningar som tidigare endast använts i interkontinentala robotar samt i rymdfarkoster och satelliter. Utvecklingen inom

bl a följande områden har emellertid lett till att automatiska stjärnföljare för användning inom flygplansnavigering är tekniskt och ekonomiskt försvarbara:

- Förekomsten av snabba högtflygande militära transport-, spanings- och bomb-flygplan med långa flygtider huvudsakligen ovan moln.
- Utvecklingen av stjärnföljare med en känslighet som möjliggör användning även under dagsljusförhållanden.
- Förekomsten av datorer i flygplanen som utnyttjas för invisning av stjärnföljaren och för astronomiska positionsberäkningar.
- Utvecklingen av digitala vinkelgivare med förbättrade vinkelprestanda.
- Förekomsten av tröghetsnavigeringssystem vilka behöver positionsuppdateringar under långa flygningar och som kan förse stjärnföljarens teleskop med en noggrann lodreferens för vinkelmätningen.

Tillvägagångssättet vid användning av stjärnföljare för positionsuppdatering av positionen är i regel detta:

1. Datorn uppskattar flygplanets position med hjälp av dödräkning, vanligen baserad på information från ett tröghetsnavigeringssystem.
2. Utgående från positionsuppskattningen väljer besättningen eller datorn en lämplig fixstjärna och beräknar syftlinjens vinklar relativt flygplanets kurs- och lodreferens.
3. Datorn styr in stjärnföljarens teleskop mot syftlinjen. Om den uppskattade positionen överensstämmer med den verkliga och kurs- och vertikalreferenserna vore korrekta, skulle fixstjärnan uppträda i centrum på teleskopets bildfält. Om stjärnan ej faller inom teleskopets synfält, söker stjärnföljaren tills den finner en stjärna med en energinivå som motsvarar den avsedda stjärnans magnitud.
4. Datorn beräknar med ledning av skillnaden mellan beräknat och verkligt stjärnläge en positions- och kurskorrektin. För en fullständig uppdatering krävs fixtagning mot minst två stjärnor.

De teleskop som används i stjärnföljarsystemen är mycket smalvinkliga med synfält som i regel understiger $0,1^\circ$. Två olika system för lokalisering av en stjärna inom teleskopets synfält används. Antingen styr ett följeservo teleskopet så att bilden av stjärnan hamnar på den optiska axeln och riktningen till stjärnan är lika med teleskopets riktning, eller också mäts bildens läge i bildplanet och motsvarande vinkelavvikelse beräknas och adderas till teleskopvinkeln.

Utveckling av vidvinkliga teleskop pågår men torde ligga åtskilliga år efter de smalvinkliga stjärnföljarsystemen. Ett vidvinkligt teleskop kan grovriktas mot en sektor av himlen varvid de där befintliga stjärnorna alstrar ett visst energimönster på den i många element uppdelade detektorn i teleskopets bildplan. Teleskopets position bestäms sedan genom jämförelser med i datorns minne lagrade referensmönster.

Teleskopet har till uppgift att samla energi från en himlakropp till en detektor samt att definiera en riktning till denna energikälla. De är konstruerade antingen som *spegelteleskop* eller som *objektivteleskop*. För att hålla teleskopets längd nere använder man ofta kombinationer av de båda teknikerna.

Ett av måtten med vilka ett teleskops prestanda mäts är objektivetns *f*-värde eller *relativa apertur*, som är en riktigare benämning. Den relativa aperturen är kvoten mellan diametern på objektivetns första element och den effektiva fokallängden, dvs avståndet mellan lins och bildplan om objektivet ersätts med en ekvivalent enkel lins. Representativa värden på ingångsöppning och fokallängd i stjärnföljarteleskop är 7,5 cm respektive 75 cm. Detta ger en relativ apertur på 0,1 eller som det ofta tecknas i engelskspråkig litteratur: $f/10$. Vanligtvis brukar teleskop avsedda för stjärnföljarsystem i serietillverkning ligga mellan $f/3$ och $f/20$.

Förutom den relativa aperturen påverkas teleskopets förmåga att lokalisera en avsedd stjärna och ge en entydig utsignal av ett flertal faktorer. Eftersom målet är att åstadkomma ett så högt signal-brusförhållande att ett servosystem för invisning av teleskopet kan använda signalen även under den ljusa delen av dygnet ställs mycket höga krav på såväl signalstyrka som brusdämpning.

Signalstyrkan påverkas av:

- Fixstjärnans ljusstyrka samt energins fördelning över spektrum
- Transmissionsförluster i atmosfären
- Optiska transmissionsförluster i teleskopet
- Ljusdetektorns känslighet; dels maximal ljuskänslighet och dels känslighetens fördelning över spektrum

Bruset kommer huvudsakligen från två källor:

- Bakgrundsstrålning
- Ljusdetektorn och dess förstärkare

Transmissionsförlusterna i atmosfären vid användning av teleskopet på låg höjd är av storleksordningen 10–20 % och varierar med våglängden på den infallande strålningen. De interna förlusterna i teleskopoptiken uppgår till 2 å 3 % vid varje övergång från glas till luft eller vice versa för högklassiga komponenter. Totalt för teleskopets hela optiska system brukar signaldämpningen uppgå till ungefär 20 % på grund av de interna transmissionsförlusterna.

Det är kombinationen av stjärna och ljusstyrka som avgör signalstyrkan. Bild 8.32 visar hur den relativa strålningsintensiteten för en stjärna av typ B-8 fördelar sig över ett våglängdsområde som motsvarar ultraviolett ljus, det synliga området och en bit in i det infraröda våglängdsområdet. På bilden finns motsvarande känslighetskurvor för två olika typer av detektorer. Som syns är överlappningen mellan stjärnkurvan och detektorkurvan rätt liten i båda fallen. Detta medför att den energi som når detektorn från stjärnan är mindre än den som kommer från himmelsbakgrunden. I litteraturreferens 17.1 [2] (avsn 9.2.3) redovisas energinivåerna för ett teleskop med kisel-detektor och 7 cm effektiv objektivi-diameter. Detektorns synfält är 1 bågminut och stjärnan densamma som på bild 8.32, dvs Alpherats eller α Andromeda som den även kallas. Följande energivärden på detektorn kan erhållas:

- Från stjärnan $5,1 \times 10^{-12} \text{ W}$
- Från himmelsbakgrunden $3,0 \times 10^{-9} \text{ W}$
- Ändringen i bakgrundens energi över synfältet $\sim 0,5 \times 10^{-12} \text{ W}$

Det krävs alltså någon form av *modulering* för att stjärnan skall kunna urskiljas från den 600 gånger intensivare bakgrunden. Samtidigt måste den moduleringsmetod som används kunna skilja stjärnan från de ändringar i bakgrundens energi som normalt förekommer över synfältet.

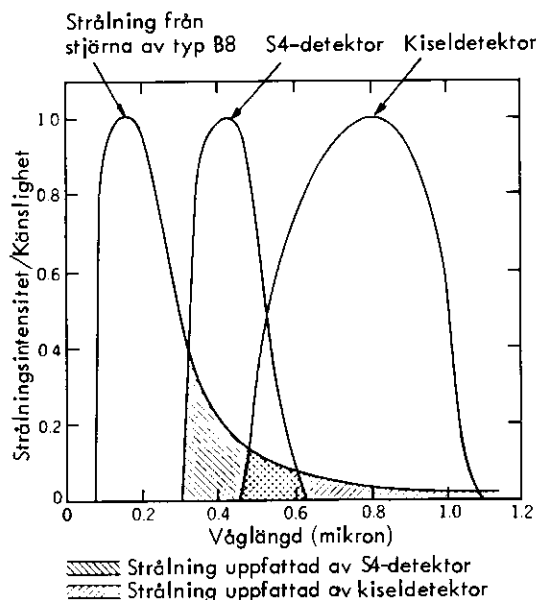


Bild 8.32 Energifördelning hos stjärna och detektorer

Kraven på *signal-brusförhållande* varierar med den modulationsmetod som kommer till användning; pulskodmodulering kan ske för signal-brusförhållanden ned till 5:1 medan frekvensmodulering kräver 10:1. I smalbandiga system kan man åstadkomma upptäckt av en stjärna trots att signal-brusförhållandet är så lågt som 1:1.

En annan parameter av intresse i stjärnföljarsystem är den s k *upptäcktshastigheten*. Denna definieras genom sambandet

$$K = \alpha^2 L$$

där α är teleskopets bildvinkel och L är signalbehandlingselektronikens bandbredd, varför K får dimensionen $[\text{vinkel}]^2 \cdot [\text{frekvens}]$ eller $[\text{vinkel}]^2 / [\text{tid}]$. Dagsljusteleskop i seriemässiga stjärnföljarsystem brukar ha ett värde på K som är mindre än 16 grader²/h. I praktiken innebär detta att om detektorn täcker ett synfält på 4 ggr 4 bågminuter, måste bilden av en stjärna falla på detektorn under en sekund för att den skall uppfattas. Detta värde på upptäcktshastigheten är för litet för att teleskopet skall kunna stabilisera sig självt när det sitter i ett flygplan. Plattformen med teleskopet måste därför isoleras från flygplanets rörelser med hjälp av information från andra givare t ex gyron. K kan även ge en uppfattning om söktiden vid stjärnfångning i anslutning till en fixtagning.

Stjärnföljarsystemens prestanda är inte enbart beroende av teleskopets egenskaper. En av de dimensionerande faktorerna är storleken hos det fönster som måste finnas i flygplanskrovet. *Fönsterdimensionen* begränsar teleskopets synfält. Kravet på synfältets storlek sätts av sannolikheten för att alltid kunna göra en fixtagning mot två stjärnor, vilken påverkas av teleskopets ljusstyrka, dvs förmåga att upptäcka svaga stjärnor. Ljusstyrkan hos teleskopet förbättras genom att objektivets diameter ökas. Nackdelen är att för en given fönsterstorlek minskar då synfältet. En avvägning av de olika, delvis motstridiga kraven, har lett till att de stjärnföljarsystem som tillverkas vanligen ligger inom följande områden:

- Teleskopets objektivdiameter 5–8 cm
- Lägsta stjärnmagnitud +1.8 – +2.5
- Fönsterdiameter 25–35 cm
- Synfält 80–120°

Fönstrets kvalitet påverkar även systemets egenskaper. Såväl brytning av strålningen som transmissionförluster förekommer. Dessutom kan smuts på fönstret, bubblor inuti glaset och reflexer från ovidkommande ljuskällor ge upphov till felfixar.

Som tidigare nämnts kan teleskopen inte själva generera styrsignaler för att hålla stjärnföljaren låst på en stjärna under flygplanets manövrar. I stjärnföljarsystemen ingår därför även en attitydreferens. Det förekommer två principiellt skilda konstruktioner. I den ena är teleskopet och dess vridmotorer sammanbyggda med en tröghetsplattform i den andra är teleskopet upphängt i kardaner, vilka stabiliseras med signaler från en konventionell TN-plattform. Det förefaller som om den senare typen av systemuppbyggnad kommer att dominera marknaden. Denna konstruktion är enklare än den sammanbyggda och ger större valfrihet genom möjligheten att kombinera teleskop och TN-plattform av olika fabrikat.

I ett stjärnföljarsystem ingår även en dator. Erforderliga beräknings- och minnesvolymer är dock relativt små varför flygplanets ordinarie centraldator eller navigeringsdatorn i de fall sådan finns kan utnyttjas. Minnesbehovet inklusive en katalog på 60 stjärnor uppgår till storleksordningen 500–800 ord.

Utvecklingen av stjärnföljarsystem kommer troligen att gå två något skilda vägar. Nuvarande system avsedda för uppdatering av navigeringssystem, som används vid flygningar med mycket höga krav på positionsnoggrannhet under långa tider, kommer ytterligare att förbättras. Dessutom kommer en annan typ av stjärnföljare att utvecklas. Denna skall kunna användas som ett fixtagningshjälpmedel i flygplan med TN-system av enklare utförande. Kraven på noggrannhet kan sättas lägre för denna stjärnföljartyp vilket kan reducera priser och vikter. Troligast är att vidvinkliga teleskop med mångelementdetektorer kommer att utnyttjas för denna tillämpning.

8.7 DOPPLERFARTMÄTARE

8.7.1 Grundläggande principer

Dopplerfartmätaren är ett instrument som mäter flygplanets hastighet relativt marken. Den använder sig av *dopplereffekten*: frekvensen hos en akustisk eller elektromagnetisk våg är beroende av sändarens och mottagarens hastighet. Ändringen i frekvens (*dopplerskiftet*) är för en elektromagnetisk våg direkt proportionell mot projektionen av den relativa hastigheten mellan sändare och mottagare på deras sammanbindningslinje (bild 8.33):

$$f_d = \frac{V_p f}{c} \quad (8.1)$$

där

f_d = dopplerskiftet

f = den utsända vågens frekvens

V_p = projektionen av relativa hastigheten

c = ljushastigheten

Om f_d mäts och f och c är kända, kan man alltså bestämma V_p .

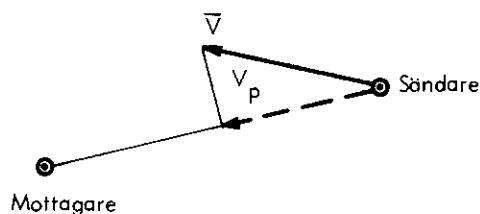


Bild 8.33 Relativhastigheten mellan sändare och mottagare är \bar{V} och dess projektion på sammanbindningslinjen är V_p

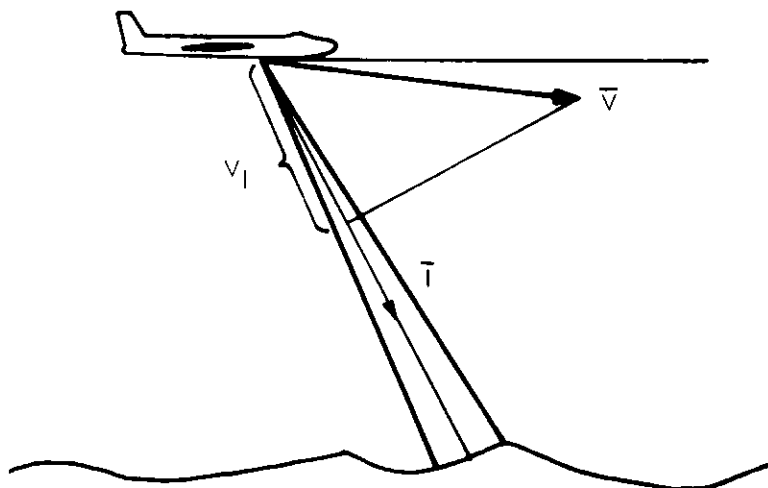


Bild 8.34 Dopplerfartmätarens princip

En dopplerfartmätare i ett flygplan sänder ut mikrovågsstrålning i en smal lob (bild 8.34). Strålningen reflekteras mot marken och återvänder till fartmätaren. Dopplerskiftet, dvs skillnaden i frekvens hos utsänd och mottagen strålning, blir

$$f_d = \frac{2 V_1 f}{c} = \frac{2f \bar{V} \cdot \bar{I}}{c} \quad (8.2)$$

där f_d , f och c har samma innebörd som ovan
 \bar{V} = hastighetsvektorn
 \bar{I} = en enhetsvektor i lobriktningen
 V_1 = hastighetens projektion i lobriktningen

Faktorn 2 i ekv 8.2 är en följd av att både sändare och mottagare rör sig relativt markytan från vilken strålningen reflekteras.

Det hävdas ibland att en dopplerfartmätare av denna typ inte borde fungera om flygplanets höjd är konstant. Flygplanet rör sig då inte mot marken, och något dopplerskift skulle inte uppkomma. Mikrovågsstrålningen reflekteras (sprids) emellertid mot enskilda föremål på marken, t ex stenar, löv eller vågtoppar, och relativt dessa rör sig flygplanet.

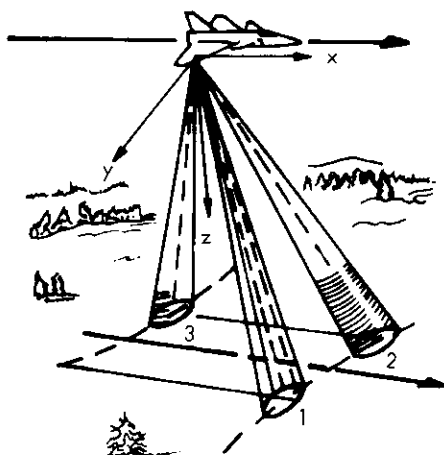


Bild 8.35 Radarlober från dopplerenheten

8.7.2 Lobgeometri

Ekv 8.2 visar att dopplerskiftet är ett mått på hastighetens komponent längs lobriktningen. Flygplanets hastighet är emellertid en tredimensionell vektor; för att få fullständig information om denna måste vi därför ha tillgång till dess komponenter i minst tre riktningar (som ej får ligga i samma plan).

Bild 8.35 visar en metod att åstadkomma detta. Tre *symmetriskt* placerade lober används. Lobriktningarna antas vara $\bar{l}_1, \bar{l}_2, \bar{l}_3$. Dessas komponenter i ett flygplanfast koordinatsystem x y z är (obs symmetrin):

$$\begin{aligned}\bar{l}_1 &= (l_x, l_y, l_z) \\ \bar{l}_2 &= (l_x, -l_y, l_z) \\ \bar{l}_3 &= (-l_x, l_y, l_z)\end{aligned}\quad (8.3)$$

Om dopplerskiften från de tre loberna är f_1, f_2 och f_3 erhålls med hjälp av ekv 8.2

$$f_i = \frac{2f}{c} = \bar{V} \cdot \bar{l}_i \quad i = 1, 2, 3 \quad (8.4)$$

Vi kombinerar nu dopplerskiften och får de nya frekvenserna f_x, f_y, f_z :

$$\begin{aligned}f_x &= f_1 - f_3 = \frac{2f}{c} \bar{V} \cdot (\bar{l}_1 - \bar{l}_3) = \frac{4f}{c} V_x l_x \\ f_y &= f_1 - f_2 = \frac{2f}{c} \bar{V} \cdot (\bar{l}_1 - \bar{l}_2) = \frac{4f}{c} V_y l_y \\ f_z &= f_2 + f_3 = \frac{2f}{c} \bar{V} \cdot (\bar{l}_2 + \bar{l}_3) = \frac{4f}{c} V_z l_z\end{aligned}\quad (8.5)$$

där V_x, V_y, V_z är hastighetsvektorns projektion på axlarna i det flygplanfasta koordinatsystemet x y z . Skillnads- och summafrekvenserna f_x, f_y, f_z blir alltså mått på hastigheterna i x -, y - och z -led.

För navigering är man emellertid intresserad av t ex hastighetsvektorns komponenter i nord-, öst- och lodled. (Den sistnämnda är särskilt intressant i helikoptrar där dopplerfartmätaren används för att underlätta hovring). Dessa kan erhållas genom en transformation över flyglägesvinklarna, vilket kräver att flygplanet utom dopplerfartmätare och flyglägesgivare också är försett med en

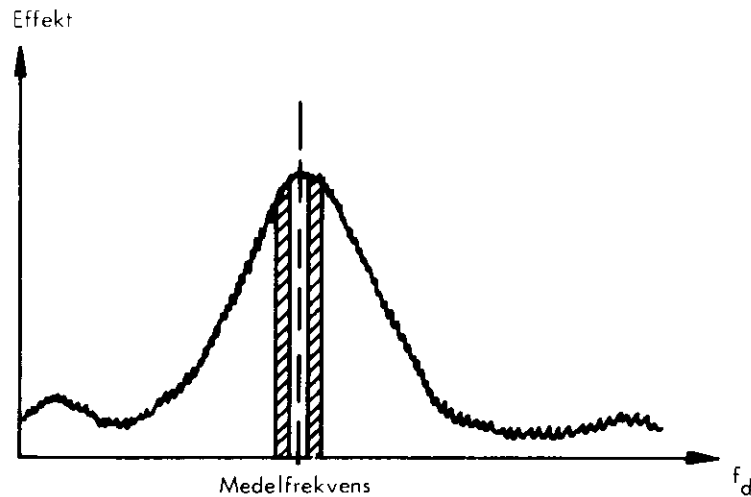


Bild 8.36 Dopplerspektrum. Frekvensföljaren mäter effekterna i två band i spektrum. När dessa är lika är följaren inlåst på medelfrekvensen

dator. Alternativt kan datorn i stället för nord- och östhastigheterna beräkna den horisontala hastighetens belopp samt avdriftsvinkeln. Se vidare kap 14.

I den nyss beskrivna konfigurationen var antennen fix (skrovfast) relativt flygplanet. Om man inte har tillgång till en dator för koordinattransformationer, kan man med hjälp av ett kardansystem *attitydstabilisera* antennen, dvs styra den med hjälp av signaler från flyglägesgivaren så att den alltid är vågrät. Om man dessutom vrider antennen i azimut så att $f_1 = f_2$ erhålls en *attityd- och färdvinkelstabiliserad* dopplerfartmätare. Som storheter från denna kan erhållas:

- $f_1 - f_3$ ger *horisontalhastigheten*
- $f_2 + f_3$ ger *vertikalhastigheten*
- Vinkeln mellan antennens huvudaxel och horisontalprojektion av flygplanets lägsaxel är lika med *avdriftsvinkeln*

Se vidare kap 14.

Eftersom loberna har en ändlig bredd, kommer den reflekterade energin från en skara av riktningar svarande mot olika projektioner V_1 . Dopplerfrekvensen är därför inte en enda frekvens utan ett spektrum av frekvenser, *dopplerspektrum* (bild 8.36).

Dopplerspektrums medelvärde söks upp och följs i dopplerfartmätaren av en *frekvensföljare*. Eftersom spektrum är ganska brett (upp till 25 % av f_d), och dess utseende varierar på grund av oregelbundenheter i markens reflexionsförmåga, kan följaren inte ange medelvärdet exakt, utan angivelsen fluktuerar kring medelvärdet; utsignalen från följaren är *brusig*.

8.7.3 Konstruktion

Bild 8.37 visar hur en typisk dopplerfartmätare är uppbyggd. *Sändaren* genererar en signal, som via *antennsystemet* radieras mot marken, reflekteras där, återvänds till antennsystemet och matas till *mottagaren*. I denna blandas den reflekterade signalen med den utsända, så att dopplerspektrum erhålls. Detta medelfrekvens uppsöks och följs av *frekvensföljaren*. *Omvandlaren* utför operationerna i

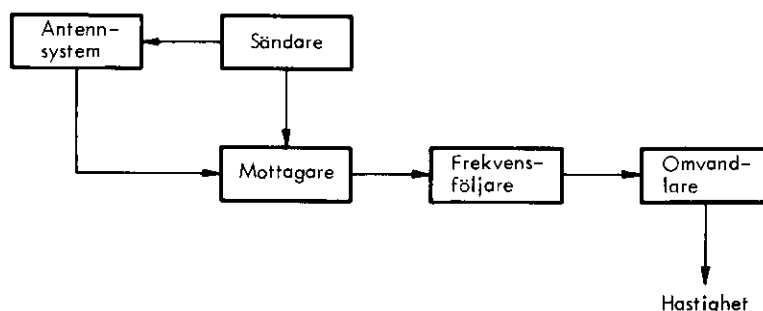


Bild 8.37 Dopplerfartmätare, blockschema

ekv 8.5 så att hastigheten erhålls i lämpligt koordinatsystem, och överför informationen till t ex digitala register eller frekvens/spänningsomvandlare så att den kan sändas vidare till en kalkylator eller indikator.

Moderna dopplerfartmätare sänder i enlighet med internationella överenskommelser på en *frekvens* om 13,3 GHz. Detta är en kompromiss mellan krav på hög frekvens för att hålla nere antennstorlek och lobbredd, och låg frekvens för att minska inverkan av nederbörd på funktionen.

Den utsända vågen kan *moduleras* på olika sätt. Följande moduleringsystem är i bruk:

- Inkoherent pulsmodulering
- Koherent pulsmodulering
- Omodulerad våg
- Frekvensmodulering

Inkoherent pulsmodulering används huvudsakligen i utrustningar av äldre typ. Inkoherensen innebär att bärvågens fasläge inte är känt från puls till puls. Detta leder till att man inte kan jämföra frekvenserna hos de in- och utgående vågorna, utan istället måste jämföra frekvenserna hos två inkommande vågor (från olika lobar) direkt. Den stora nackdelen med detta är att hastighetens tecken ej kan avgöras (innebär problem enbart för y- och z-hastigheterna), vilket är en allvarlig begränsning. Andra nackdelar är att signal/brus-förhållandet snabbare försämras med växande höjd än hos de andra typerna, samt att antennen måste vara attitydstabiliserad.

Det är väsentligt att sändare och mottagare är väl isolerade så att den utsända signalen ej läcker in i mottagaren och uppfattas som en markreflekterad signal. Om pulsmodulation används är detta inget problem eftersom mottagaren kan spärras medan sändning pågår. Detta leder emellertid till ett annat problem: sk höjdhål. På vissa höjder återkommer den reflekterade pulsen samtidigt som en annan puls utsänds, vilket leder till att den reflekterade pulsen utestängs. Man kan delvis lösa problemet genom att variera pulsfrekvensen med höjden. På låg höjd finns dock svårigheterna kvar.

Fördelar med inkoherent pulsmodulering är låg komplexitet hos utrustningen, samt låga krav på frekvensstabilitet.

Koherent pulsmodulering skiljer sig från inkoherent genom att fasläget är känt från puls till puls, dvs en kontinuerlig bärvåg finns hela tiden tillgänglig. Härigenom kan hastighetens riktning bestämmas och bättre signal/brusförhållande erhållas.

Antennen behöver ej attitydstabiliseras. Nackdelar med metoden är de ovan beskrivna höjdhålen, hög komplexitet hos utrustningen, samt höga krav på frekvensstabilitet.

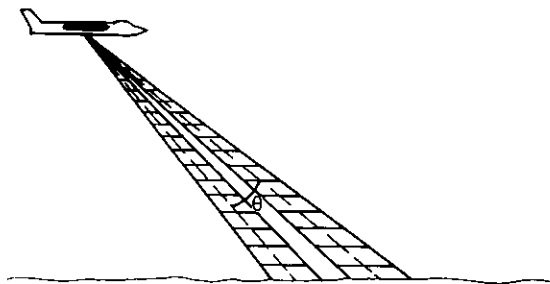


Bild 8.38 Lobväxling. Lobens riktning skiftas vinkeln Θ några ggr/s

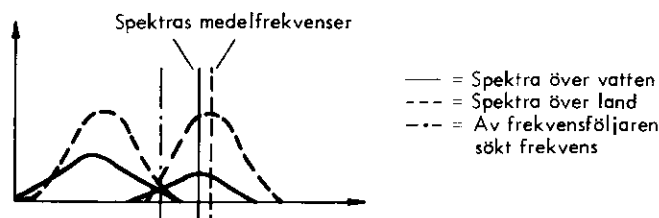


Bild 8.39 Spektra vid lobväxling

System med kontinuerlig, *omodulerad bärvåg* har inga höjdhål och fungerar bra på lägsta höjd. Hastighetens riktning kan mätas och den genererade effekten utnyttjas bättre än i något av de andra systemen. Konstruktionen är relativt enkel. Nackdelar är det höga kravet på frekvensstabilitet, läckage mellan sändare och mottagare (separata sändar- och mottagarantennerna krävs) samt risk för störning genom reflektion från flygplanskrovet (innebär bl a att antennen bör vara skrovfäst).

De flesta dopplermätare använder *frekvensmodulering*. Dessa system påminner mycket om de koherent pulsmodulerade och har delvis samma brister och förtjänster. Även här uppträder t ex höjdhål och låghöjdsproblem, men också skydd mot närekon och möjlighet att mäta hastighetens riktning.

Frekvensföljarens uppgift är att söka upp och följa dopplerspektrums mittpunkt. Följaren mäter och jämför effekterna i två smala band i spektrum (bild 8.36). När dessa effekter är lika är följaren inlåst på mittpunkten.

För att eliminera sjödistributionsfelet (avsn 8.7.4) kan man använda sig av skobväxling: varje lob växlar riktning (skillnaden är några grader) några ggr/s så att två dopplerspektra erhålls (bild 8.38). Följaren söker nu upp den punkt där spektra har lika hög effekt; i motsats till mittpunkten påverkas denna punkt inte nämnvärt av terrängens egenskaper (bild 8.39). Med denna metod kan sjödistributionsfelet nästan helt elimineras. Nackdelar med den är att hastighetsangivelsen blir brusigare än med normal följare samt att antennen bör attityd- och färdvinkelstabiliseras.

8.7.4 Fel hos dopplermätare

Större delen av de mätfel som påverkar en dopplermätare är små. Totalt ger i en modern utrustning ofullkomligheter i elektroniken och fel i infästningen av antennen i flygplanet upphov till fel av storleksordningen 0,1 % i hastighet och

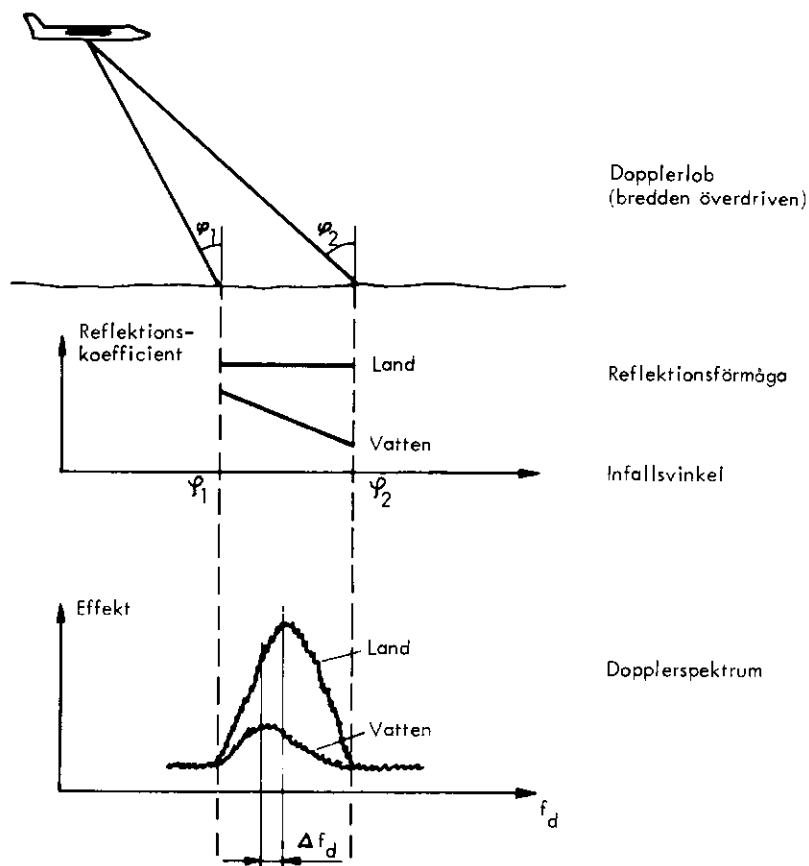


Bild 8.40 Sjödistorsionsfel. Variationen hos reflektionskoefficienten över vatten med infallsvinkeln φ ger upphov till en distorsion hos dopplerspektrum som förskuter mittfrekvensen något (Δf_d)

0,1^o i avdriftsvinkel. Här är dock inte *dopplerbruset* inräknat. Detta är ett snabbt fluktuerande fel i hastigheten, som inte spelar någon väsentlig roll för dopplermätarens funktion som navigeringsinstrument; det positionsfel det ger upphov till är mycket litet. Felet har emellertid betydelse för den momentana uppmätningen av flygplanets hastighet, som blir behäftad med fel av storleksordningen några m/s. En noggrann inmätning av flygplanets hastighet relativt marken kan vara väsentlig vid vissa typer av vapenleverans från stridsflygplan.

De större fel som inverkar på navigeringsnoggrannheten beror alla av den yttre miljöns inverkan.

Vid flygning över vatten uppträder det så kallade *sjödistorsionsfelet*, som härrör från variationer i vattnets reflektionsförmåga (bild 8.40). Reflektionsförmågan minskar med ökande infallsvinkel. Detta leder till att mittpunkten för dopplerspektrum förskjuts något och ett hastighetsfel om 1–2 % (beroende på sjötillstånd och lobbredd) uppstår. Med lobväxlingsteknik (se föregående avsnitt) kan detta fel nästan helt elimineras. Ett annat sätt att minska det är att använda olika skalfaktorer över land och vatten vid omvandlingen från dopplerfrekvens till hastighet. Nackdelar med detta är att en del av felet kvarstår på grund av sjötillståndsberoendet, samt svårigheten att manuellt eller automatiskt bestämma terrängens karaktär. Felet uppträder också vid flygning över is, men är då så litet att is från denna synpunkt bör betraktas som land.

Ett annat fel som uppträder över vatten är *ytvattenfelet*. Ytvattnet ligger inte stilla, vilket leder till att dopplermätaren mäter flygplanets hastighet relativt en rörlig vattenyta. Ytvattenrörelsen kan utgöras av strömmar (t ex tidvatten-

strömmar, Golfströmmen, som kan ge upphov till fel av storleksordningen några km/h) eller förorsakas av vinden. Exakt hur denna av vinden orsakade ytvattenrörelse uppstår är ej klarlagt (sannolikt är det fråga om vattenpartiklar som av vinden slits loss från ytan), men felet kan vid höga vindstyrkor uppgå till ca 10 km/h.

Vid flygning i eller över regn retursprids en del av strålningen från antennen mot regndropparna. Ett fel motsvarande en del av regndropparnas hastighet uppstår då. I horisontalled är regndropparnas hastighet ungefär = vindhastigheten, och i vertikalled 2–10 m/s. I extrema situationer (hårt regn och flygning på hög höjd i eller omedelbart över regnet) kan felet uppgå till 50–90 % av vind- resp fallhastigheten. Vid ett mer ingående studium av regnfelet måste man ta hänsyn till vilken moduleringsstyp som använts. »Höjdhål» hos puls- och frekvensmodulerade system spelar här stor roll.

8.8 RADARHÖJDMÄTARE

8.8.1 Allmänt

Radarhöjdmätaren, RHM, mäter avståndet till närmast underliggande terräng. Medan luftdatahöjden är refererad till ca viss höjd som svarar mot ett bestämt barometriskt tryck är RHM ett instrument som direkt ger höjden till närmaste terrängföremål snett under flygplanet.

Radarhöjdmätaren utsänder en signal som reflekteras mot den underliggande terrängen. Det närmast belägna terrängföremålet ger upphov till det första ekot som i flygplansmottagaren analyseras med avseende på den sammanlagda gångtiden fram och tillbaka eller med avseende på frekvensändringen mellan utsänd och mottagen signal som funktion av tiden. Gångtiden eller frekvensändringen översätts till höjd över terrängen och presenteras på en höjndikator. Radarhöjdmätarens arbetssätt behandlas i nästa avsnitt.

Radarhöjdmätaren måste kunna arbeta under de mest skiftande förutsättningar, exempelvis

- flygplanet skall kunna variera tipp- och rollvinklar, fart och höjdläge utan att RHM funktion påverkas
- terrängen skall kunna variera mellan omväxlande dalar och höjder, träd, buskar, obevuxna planer, föremål samt vattenytor utan att RHM förlorar läsningen på terrängprofilen
- vädret skall kunna variera med snö, regn, hagel i olika mängd utan att RHM funktion påverkas

Naturligtvis inverkar dessa olika betingelser på radarhöjdmätarens funktion, men tillverkarna gör stora ansträngningar för att få fram en radarhöjdmätare som arbetar tillförlitligt i så varierande miljö som möjligt.

8.8.2 Radarhöjdmätarens arbetssätt

Två principer för radarhöjdmätarens arbetssätt kan särskiljas.

- RHM med *FM/CW*-transmission och inmätning
- RHM med *pulstransmission* och inmätning

FM/CW-radarhöjdmätaren arbetar med frekvensmodulering av en kontinuerlig våg och mäter höjden genom en jämförelse mellan den utsända frekvensen, som ändras med tiden, och den mottagna frekvensen. I mottagaren blandas den för tillfället utsända och den mottagna signalen och skillnadsfrekvensen f_v bestäms. Storleken på frekvensändringen f_v hos den utsända signalen under den tid signalen går fram och åter är proportionell mot takten i frekvensändringen multiplicerad med gångtiden. Frekvensskillnaden f_v är därför ett mått på höjden över terrängen.

f_v brukar mätas med en frekvensmeter, men eftersom endast hela perioder kan mätas, uppstår ett kvantiseringsfel. En radarhöjdmätare av FM/CW-typ kan också påverkas av dopplerfrekvensfenomen, som kan äventyra resultatet. Förekomsten av dessa fel gör att pulsradarhöjdmätare vanligen används för mätning av f_v .

Puls-radarhöjdmätaren arbetar enligt pulsprincipen och sänder ut korta pulser som reflekteras mot terrängen. Gångtiden fram och åter till mottagaren mäts och höjden till hindret bestäms enligt sambandet

$$H_R = \frac{T \cdot c}{2}$$

där T är gångtiden och c ljushastigheten. Faktorn 2 i nämnaren införs på grund av pulsens dubbla gångavstånd.

Varje utsänd puls reflekteras mot en mängd terrängföremål, vilket innebär att mängden ekon samlaras till ett avrundat pulseko. Eftersom man önskar ett entydigt och noggrant svar på höjden till närmaste hinder har man infört framkantsdetektering. Denna innebär att det första urskiljbara ekot från det närmaste föremålet avkänns och detekteras och får således indikera den aktuella höjden. Se bild 8.41. Den avrundade returpulsens framkant är en representation i tiden av det närmaste terrängföremålet, vilket följaktligen innebär att flygföraren får höjdinformation om den lägsta hinderfriheten.

En radarhöjdmätare arbetar i olika funktionsmoder. De kan exempelvis vara följande:

- följ- och läsmod
- sökmod
- vilomod
- testmod

I *sökmod* avsöker RHM sitt höjdområde med avsikten att få ett höjdsvar som förblir konstant under ett fastställt antal hundra delar av en sekund. Mottagaren låser då på detta höjdvärde och RHM övergår automatiskt till följ- och läsmoden.

I *följ- och läsmoden* arbetar RHM normalt och utsignalen är det sökta aktuella höjdvärdet. När höjden förändras på grund av flygplanets rörelser fortsätter höjdmätningen, om takten i höjdförändringen ej är större än ett visst värde som är karakteristiskt för varje typ av RHM. Om värdet överskrider tappas låsningen och RHM övergår till sökmod, varefter förloppet påbörjas på nytt. I allmänhet »minns» dock RHM aktuell höjd i exempelvis en sekund om låsningen har förlorats tillfälligt, och övergång till sökmod sker då ej, om låsning på nytt erhålls. I *vilomod* är enbart högspänningen till sändaren avstängd. I *testmod* kan RHM funktionsprovas under flygning och på marken.

Presentationen av radarhöjden ges en viss tröghet för att ryckigheter i indikator-nål eller index skall undvikas. Därför presenteras ej snabba höjdförändringar av kort varaktighet. Således indikeras normalt ej höjdförändringen när en kraftled-

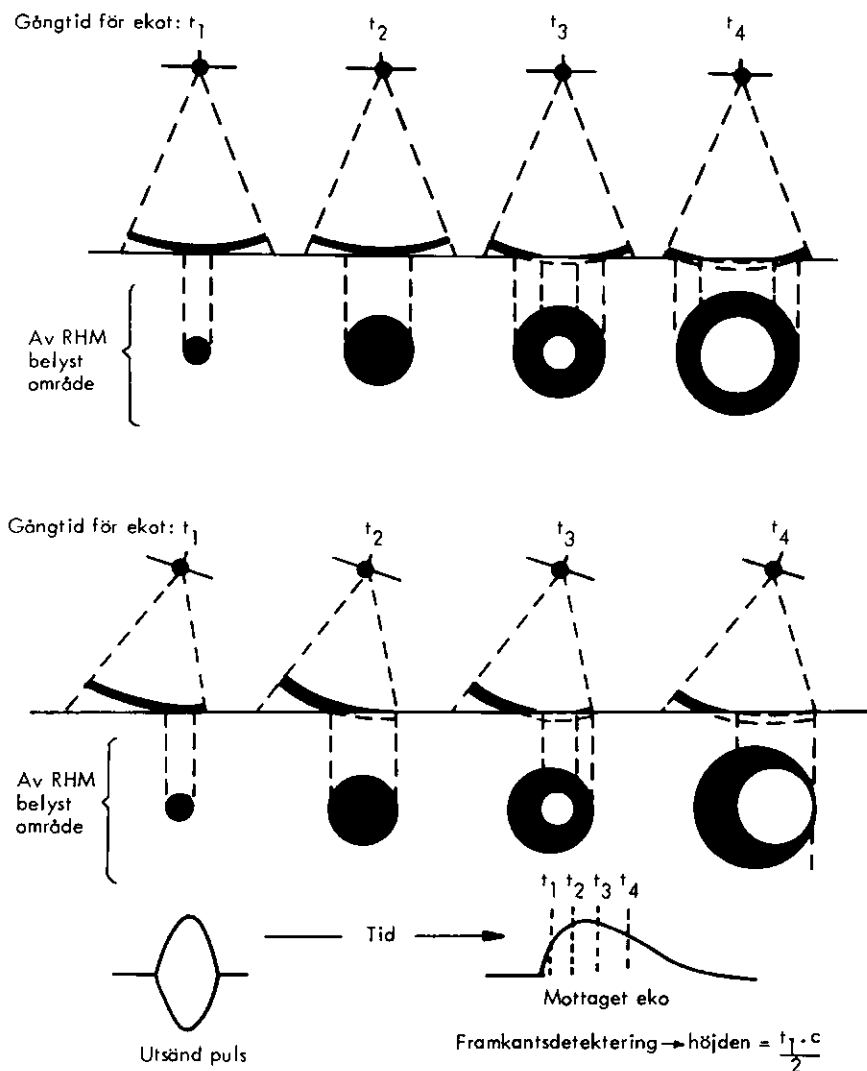


Bild 8.41 Radarhöjdmätaren, framkantsdetektering

ning passeras. Däremot kan en bred bro ge en indikering om förändrat höjdläge. Detsamma gäller enstaka byggnader av någorlunda storlek.

När flygplanet nalkas en höjning i terrängen, ett berg eller liknande, registreras detta snabbare än om en motsvarande höjdsänkning (dalgång) finns i färdriktningen. Framst beror detta på framkantsdetekteringen, som medför större känslighet för höjdnöjningar än för höjdsänkningar.

8.8.3 Karakteristiska data

En radarhöjdmätare av pulstyp arbetar i allmänhet med en pulsrepetitionsfrekvens om 10 kHz med varje puls 50–100 ns ($1 \text{ ns} = 10^{-9} \text{ s}$) lång. Pulsen är vanligen en signal med frekvensen $4300 \text{ MHz} \pm 100 \text{ MHz}$. Även frekvenserna 1600 MHz och 400 MHz förekommer.

När RHM arbetar i följ- och låsmoden kan höjdförändringar om 500–600 m/s tolereras utan att övergång till sökmoden sker. I låsmoden »minns» RHM höjden en sekund om tillfällig upplåsning skett. I sökmoden avsöks höjddifferenser om 4000–5000 m varje sekund.

Radarhöjdmätaren används mest för höjder understigande 1000 m, men särskilda utföranden finns, som mäter höjder upp till 20 km. Noggrannheten i höjdangivelsen är beroende av aktuell höjd men kan vara $\pm(1 \text{ m} + 3 \% \text{ av höjden})$. Noggrannhetsangivelsen är också beroende av aktuell höjdförändring (stig- eller sjunkhastighet). Detta dynamiska feltillskott innebär att en eftersläpning i det presenterade höjdvärdet uppkommer på grund av förändringen i höjdvärdet. Den dynamiska onoggrannheten kan uppstå till 5 % av höjdförändringen per tidsenhet.

I allmänhet inverkar flygplanets fart ej på radarhöjdsignalernas tillförlitlighet men större krav ställs naturligtvis på RHM-dynamiken vid höga farter. Vid roll- och tippvinklar över $35\text{--}40^\circ$ är visserligen RHM-signalen tillgänglig men den utnyttjas vanligtvis ej.

De lobbredder som en RHM vanligtvis arbetar med är $30\text{--}40^\circ$. I allmänhet används separata antenner för sändning och mottagning, men antennerna är av samma utförande. Med skilda antenner uppnås bättre isolation, då man sänder och mottager samtidigt vid låga höjder och dåligt reflekterande ytor.

8.8.4 Integrering

Radarhöjdmätaren ger flygföraren information om hinderfriheten främst vid låghöjdsflygning. Om ett förutbestämt höjdvärde eller i vissa sammanhang generellt höjdvärde underskrids, får flygföraren höjdvarning, som bygger på radarhöjdmätarens höjduppgift.

Radarhöjden utnyttjas i vissa flygplan även av styrautomaten. Denna har en höjdlåsningsfunktion, som övervakas av radarhöjdmätaren. Ibland sker detta i samarbete med luftdatahöjden, varvid LD-höjden och RHM-höjden jämförs enligt ett särskilt kriterium.

8.8.5 Framtidens radarhöjdmätare

Med tanke på höjdinformationens betydelse vid taktiskt motiverat uppträdande på låg höjd och vid landning vid allt lägre väderminima är det uppenbart att radarhöjdmätaren kommer att finnas kvar i framtida flygplan. Utvecklingen inom detta område medför att radarhöjdmätaren får allt bättre noggrannhet och tillförlitlighet och samtidigt blir allt mer integrerad med övriga givare vid styrning och navigering av flygplan.

Radarhöjdmätaren kommer således att användas som terrängföljande radar eller terrängvarningsradar. Förutom den konventionella höjdmätande loben utnyttjas då en framåtriktad antenn som ger en lob framåt-nedåt. Tillräcklig information om förändringarna i terrängprofilen erhålls då för att exempelvis tjäna som underlag till styrautomaten. Se avsn 10.3.

8.9 TRÖGHETSNAVIGERING

8.9.1 Principer

8.9.1.1 Allmänt

Tröghetsnavigering (TN) är en navigeringsmetod, där farkostens hastighet och position bestäms genom att man mäter accelerationen i kända riktningar. Accelerationen mäts med accelerometrar (se avsn 8.3) och de kända riktningarna upprätthålls av gyron (se avsn 8.4). Erforderliga beräkningar görs i en navigeringsdator. Tillsammans utgör accelerometrar, gyron och dator ett TN-system.

Anta att en farkost har en *acceleration* \bar{a} . Integreras denna en gång med avseende på tiden erhålls *hastigheten* \bar{v} (\bar{a} och \bar{v} är tredimensionella vektorer) vid tiden t (start vid $t = 0$)

$$\bar{v}(t) = \int_0^t \bar{a}(t') dt'$$

ytterligare en integrering ger *positionsvektorn* \bar{r} :

$$\bar{r}(t) = \bar{r}(0) + \int_0^t \bar{v}(t') dt'$$

Integrationerna utförs alltid i en digital eller analog kalkylator.

Accelerationen mäts med *accelerometrar*. För att kunna använda den från accelerometrarna erhållna informationen måste man känna accelerometrarnas orientering i rummet. Två metoder finns för att bestämma denna orientering och de ger upphov till två huvudtyper av TN-system, plattformsbaserade och skrofasta.

8.9.1.2 Plattformsbaserade TN-system

Accelerometrarna är här monterade i en *plattform*, som oberoende av flygplanets attityd håller dem orienterade i vissa riktningar (bild 8.42). Plattformens stabila element, *referenselementet*, är upphängt i kardaningar som isolerar dess vinkelrörelser från flygplanet. Om plattformen vore fri från massobalanser och friktionsfritt upphängd, skulle den alltid behålla samma orientering i rummet. I praktiken uppträder emellertid störmoment som tenderar att vrider plattformen. Detta förhindras av *gyron* som mäter plattformens rörelser. Signalerna från gyrona överförs sedan till motorer och vrider plattformen rätt igen.

8.9.1.3 Skrofasta TN-system

Här är accelerometrarna fast orienterade relativt flygplanet. Deras (och flygplanets) orientering bestäms av gyron som likaledes är fast monterade på flygplanet.

TN-system har flera fördelar framför andra typer av navigeringssystem, bl a

- systemet varken sänder eller tar emot elektromagnetisk strålning, dvs störnings- och röjningsriskerna är obefintliga
- systemet ger kontinuerlig och omedelbar information om acceleration, hastighet, kurs, position och attityd
- informationens kvalitet försämras ej nämnvärt vid accelerationer och attitydändringar
- inga yttre hjälpmedel krävs

Nackdelar är bl a att

- positionsfelet växer med tiden
- systemet måste förinställas före start

Fullständiga TN-system började komma i bruk i början av 60-talet för navigering av markrobotar och örlogsfartyg. Rymdtillämpningar följde relativt snart. Även TN-system för militära flygplan fanns i bruk ungefär 1960 men blev inte vanliga förrän mot slutet av 60-talet. De första civila flygburna systemen har

tagits i bruk i början av 70-talet. Alla hittills använda system för flygplantillämpningar har varit plattformsbaserade. Skrovfasta system befinner sig fortfarande på utvecklingsstadiet.

8.9.2 Plattformar

En stabil plattform fyller en fyrfaldig uppgift:

- att orientera accelerometrarna i ett inertialsystem eller markfast koordinatssystem
- att möjliggöra en enkel uppmätning av flygplanets attityd genom avläsning av kardanaxlarnas lägen
- att skydda gyron och accelerometrar från stora vinkelrörelser som kan ge upphov till fel
- att skydda instrumenten från elektromagnetiska fält, vibrationer och temperaturändringar

Bild 8.42 visar ett system med fyra kardanaxlar. Vid första anblicken tycker man att tre borde räcka vilket också är riktigt under förutsättning att flygplanet ej skall flyga avancerat. I så fall finns risk för *kardanläsning*, som yttrar sig på ungefär samma sätt som för det fria gyrot (se avsn 8.4.4).

De fel i plattformens orientering som uppstår på grund av störmoment detekteras med två tvåaxliga eller tre enaxliga vinkelmätande gyron. Vinkelintegrerande eller vinkelhastighetsmätande gyron är mindre lämpliga. Signalerna från gyron förstärks och får driva motorer som vrider tillbaka plattformen.

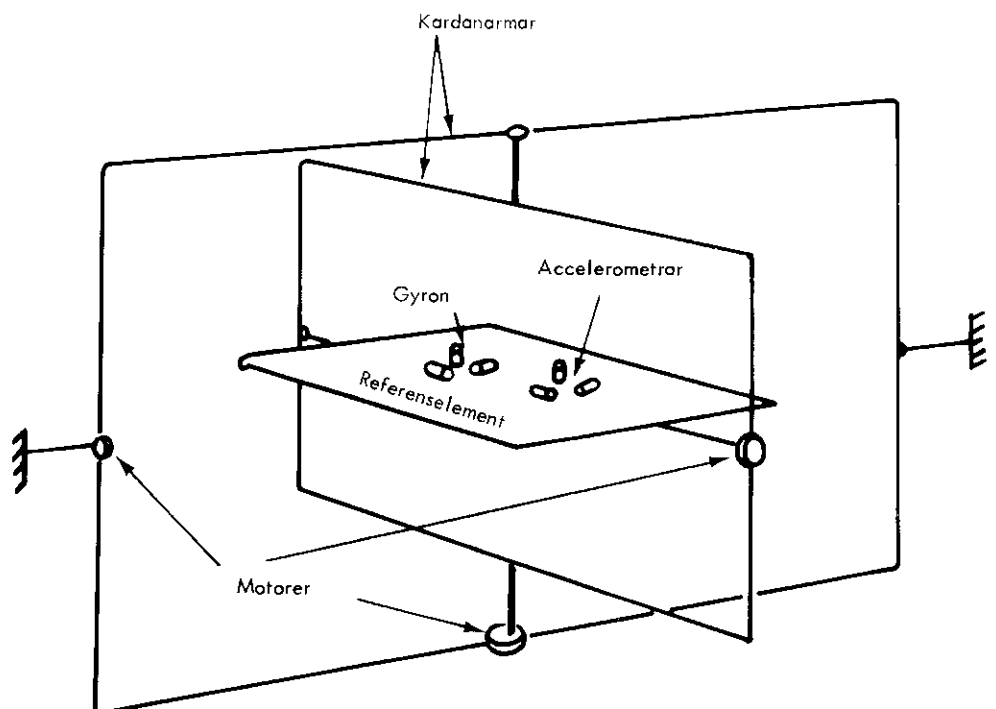


Bild 8.42 TN-plattform

8.9.3 Plattformens kompensering

Hur skall plattformen orienteras? I flygnavigeringssystem har det visat sig lämpligt att orientera plattformen så att två av accelerometrarna har *vågräta* mätriktningar. I azimutled kan man antingen nordrikta plattformen eller låta den rotera långsamt kring lodriktningen. Dessa konfigurationer har flera fördelar:

- roll- och tippvinklar (och i den första varianten även kurs) kan avläsas direkt från kardanaxlarna
- inga korrektioner för gravitationen krävs i de horisontella accelerometrarna; lodaccelerometern kan eventuellt slopas
- stjärnföljare (avsn 8.6.3) kan relativt enkelt samordnas med plattformen

Med en plattform som roterar kring lodriktningen kan ytterligare fördelar uppnås (dock inte alla på en gång):

- användbarhet på höga latituder (detta är alltså *ej* möjligt med ett nordorienterat system)
- corioliskorrektion (se nedan) kan slopas
- gyrodriftfelen kan minskas

När farkosten rör sig längs jordytan, måste plattformen tippas *framåt* i färdriktningen för att behålla sin *vågräta orientering*. Dessutom måste den på grund av jordens rotation tippas *österut*. Plattformen måste eventuellt vridas i *azimut* med hänsyn till jordrotationen och rörelse i öst-väst-led.

Kompenseringen utförs med signaler från accelerometrarna som integrerats i kalkylatorn en gång så att hastigheten erhålls. Hastighetssignalerna förstärks och bringas av momentgeneratorer att precedera gyrona. Dessa avger då signaler, vilka som ovan (avsn 8.9.1) beskrivits åstadkommer en vridning av plattformen. Se bild 8.43. På bilden är endast nord/sydaccelerometern och öst/västgyrot utritade.

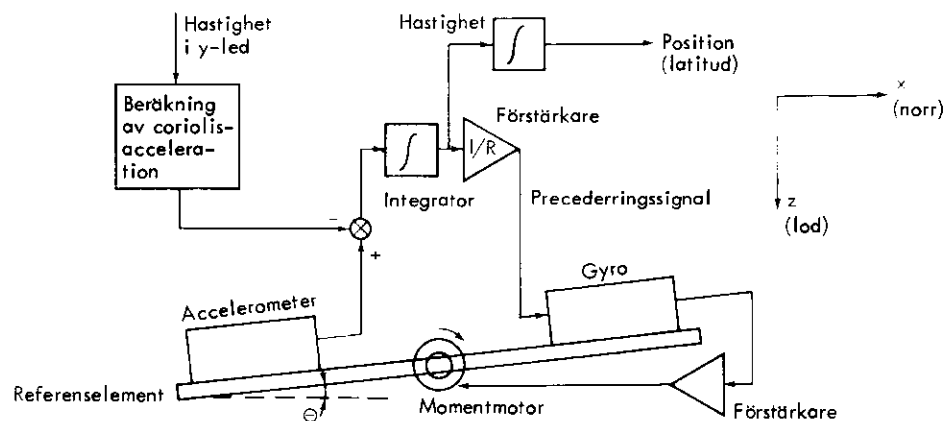


Bild 8.43 Flödesschema för TN-system

Accelerometern känner

$$a_x \cos \Theta + (g - a_z) \sin \Theta + a_{\text{cor}} \approx a_x + (g - a_z) \Theta + a_{\text{cor}}$$

där Θ är plattformens felorientering, a_x och a_z accelerationskomponenter och a_{cor} coriolisaccelerationen i mätriktningen.

Om förstärkningen hos de hastighetssignaler som precederar gyrona avpassas lämpligt, kommer farkostens accelerationer ej att nämnvärt inverka på plattformens orientering. Plattformen sägs då vara *Schuleravstäm*d.

8.9.4 Integrering av accelerationsvektorn

Eftersom plattformen är vågrätt orienterad kan vi nu utan att behöva korrigera för gravitationens inverkan integrera accelerationen två gånger och sålunda erhålla hastighet och position. Vid beräkningen av hastigheten måste dock korrektion göras för coriolisaccelerationen (avsn 3.2).

Man skulle kunna tro att det vore möjligt att beräkna flygplanets höjd genom att efter korrigering för gravitation och coriolisacceleration integrera accelerationen i höjdlid två gånger. Det visar sig emellertid att en dylik höjdmätare ej är användbar beroende på att små fel i accelerometersignalen snabbt ger upphov till mycket stora fel i höjdlid. Om accelerometern samordnas med en barometer kan dock goda resultat uppnås (se kap 14).

8.9.5 Skrovfasta TN-system

I ett skrovfast TN-system är som förut nämnts gyron och accelerometrar fast monterade relativt flygplanet.

För mätning av flygplanets vinkelrörelser används antingen två tvåaxliga fria gyron eller tre enaxliga vinkelhastighetsmätande gyron. I det senare fallet måste vinkelhastigheterna integreras till attitydvinklar.

Accelerometrarna mäter accelerationen i ett flygplanfast koordinatsystem. Med hjälp av attitydvinkelinformationen beräknas sedan accelerationen i norr- och östrikningarna varefter den kan integreras till hastighet och position.

Som förut nämnts befinner sig skrovfasta TN-system för flygplanbruk f n (1972) på utvecklings- eller utprovningstadiet. Man väntar att de jämfört med plattformsbaserade system skall medföra reduktioner i vikt, volym, effektbehov och kostnader samt enklare underhåll och högre tillförlitlighet. De största problemen är förknippade med den noggranna mätningen av stora vinklar och vinkelhastigheter, vilket kräver starkt förbättrade gyron och snabbare datorer. Stort intresse finns för att utnyttja laser- och elektrostatiske gyron, (se avsn 8.4.6).

8.9.6 Förinställning av TN-system

Innan ett TN-system används måste det alltid *förinställas*, dvs plattformen horisontteras och inriktas korrekt i azimut. Om systemet är skrovfast innebär motsvarande procedur att flygplanets attityd fastställs.

Förinställning kan göras både på marken, på fartyg och i luften. I de bägge senare fallen måste dock TN-systemet stödjas av andra sensorer, t ex fartygets TN-system respektive RN- eller dopplernavigeringssystem ombord på flygplanet (se även kap 14). Vi skall här dock huvudsakligen uppehålla oss vid förinställning på marken, varvid vi förutsätter att flygplanet står stilla.

Förinställningen sker i tre moment:

1. Grovinställning. Plattformen horisonteras under antagande att tipp- och rollvinklar är = 0 samt inställs i azimut med hjälp av magnetkompass. Proceduren tar några sekunder.
2. Finhorisontering. Plattformen precederas tills horisontalaccelerometrarna inte känner någon gravitationskomponent. Tar någon eller några minuter.
3. Fininställning i azimut. Vi antar att plattformen skall nordorienteras. Plattformen precederas då kring en lodrät axel tills någon rotation av referenselementet kring den axel som skall inställas i en öst-väst-riktning ej längre observeras. Denna axel är då vinkelrät mot jordaxeln. Tar 5–20 min.

Noggrannheten hos förinställningen beror av kvaliteten hos gyron och accelerometrar. Ett bra TN-system kan förinställas på någon bågminut när.

Förinställningen innebär i allmänhet också en lämplig temperering av systemet. Är komponenterna av mycket hög kvalitet kan tempereringstiden vara dimensionerande för förinställningstidens längd.

8.9.7 Fel hos TN-system

Ett flertal fel uppträder i gyron, accelerometrar, plattform och kalkylator. De viktigaste av dessa är

- gyrodrift
- accelerometerfel
- fel i startposition
- fel i starthastighet (t ex vid start från fartyg)
- fel i förinställning av plattformen

Man skulle kunna tro att t ex ett konstant accelerometerfel Δa efter tiden t ger upphov till ett hastighetsfel.

$$\Delta v = \int_0^t \Delta a dt' = \Delta a t$$

och ett positionsfel

$$\Delta r = \int_0^t \Delta v dt' = \frac{\Delta a t^2}{2}$$

Så är emellertid *ej* fallet. Om Δa t ex är positivt i flygplanets framåtriktning, kommer den av TN-systemet uppfattade hastigheten att bli för hög.

Som vi erinrar oss från avsn 8.9.3 används emellertid en förstärkt hastighets-signal till att precedera gyrona och därigenom vrida plattformen. Den senare kommer därför att vridas för mycket enligt bild 8.43. Då kommer emellertid accelerometersignalen i framåtriktningen att *minska* i styrka på grund av tyngd-

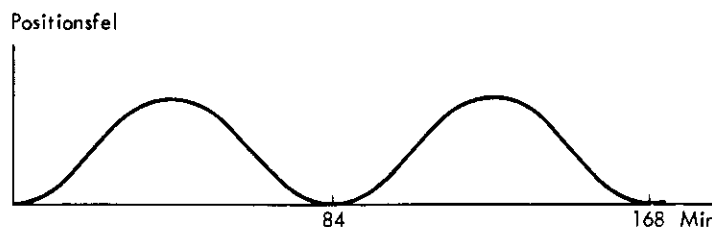


Bild 8.44 Ett konstant accelerometerfel ger upphov till ett positionsfel som är proportionellt mot $1 - \cos \omega_s t$, där $\omega_s = \sqrt{g/R}$

kraftens inverkan. Accelerometerfelet kompenseras härigenom till största delen, och det visar sig att det kommer att oscillera (bild 8.44) med perioden

$$T_s = 2 \pi \sqrt{\frac{R}{g}} \approx 84 \text{ min}$$

där R är jordradien och g gravitationen. Motsvarande resonemang kan även föras för skrofasta system; slutresultatet blir detsamma.

Gyrodrift ger upphov till ett med tiden växande fel överlagrat med en 84-minsvängning (bild 8.45).

Effekten av olika fel efter tiden t visas i tabell 8.1, där $\omega_s = \sqrt{g/R}$ (Schulerfrekvensen).

Tabell 8.1 Fel hos TN-system

Fel	Positionsfel efter tiden t
Startposition $\Delta \bar{r}_0$	$\Delta \bar{r}_0$
Starthastighet $\Delta \bar{v}_0$	$\frac{\Delta \bar{v}_0}{\omega_s} \sin \omega_s t$
Fel i förinställning av plattform (tipp o roll) \emptyset	$R \emptyset (1 - \cos \omega_s t)$
Fel i förinställning av plattform (azimut) \emptyset_z ¹⁾	$s \emptyset_z$ tvärs flygriktningen
Konstant accelerometerfel Δa	$\frac{R \Delta a}{g} (1 - \cos \omega_s t)$
Konstant gyrodrift ϵ	$R \epsilon (t - \frac{1}{\omega_s} \sin \omega_s t)$

1) Dessutom tillkommer en skenbar drift $\emptyset_z \Omega \sin \lambda$ (där Ω är jordrotationen och λ latituden) hos östgyrot, som skall adderas till driften ϵ nedan.

I tabell 8.1 är:

- ω_s = schulerfrekvensen = 0,00126 rad/s
- R = jordradien = 6370 km
- g = gravitationen = 9,8 m/s²
- t = tid efter start
- s = avstånd till startpunkten

De enda fel som växer med tiden är felet från förinställning i azimut och gyrodriftfelet. Det senare brukar i allmänhet vara störst och därigenom dimensionerande för systemet. Bra TN-system har gyrodrifter om ca 0,02 °/h, vilket innebär en försämring av positionsinformationen om ca 2 km/h. Felet härrörande från osäkerhet i startpositionen är konstant under en (kort) flygning, medan resten av felen är begränsade och »svänger» med en period av 84 min.

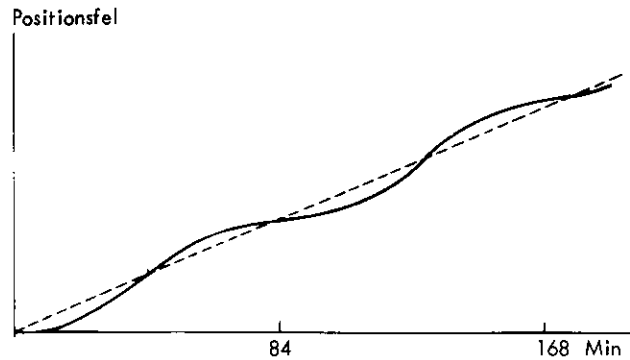


Bild 8.45 En konstant gyrodrift ger upphov till ett positionsfel som är proportionellt mot $t - (\sin \omega_s t)/\omega_s$

De i tabellen redovisade felen är oberoende, varför det totala felet erhålls genom kvadratisk addition. En typisk utveckling av totala positionsfelet som funktion av tiden visas på bild 14.6.

Det hittills förda resonemanget gäller för korta flygningar (≤ 4 h). Vid längre flygningar kommer även jordrotationsberoende fel att ge ett väsentligt bidrag till totalfelet. Blir felen alltför stora bör positionsangivelsen uppdateras (se avsn 14).

8.10 TIDMÄTNING

Flera av de här beskrivna sensorerna och systemen kräver mer eller mindre noggrann tidmätning. Vid t ex manuell bestickföring eller astronavigering kan man klara sig med relativt osofistikerade klockor. DME och Loran (avsn 9.4 och 9.5) kräver noggrann mätning av mycket korta tider. De »klockor» som utför denna styrs av kristalloscillatorer i mottagarna och utgör ej någon prestandabegränsande faktor i systemen.

Automatisk bestickräkning kräver, om tidgivaren ej skall ge uppskov till fel av samma storleksordning som övriga sensorer, en noggrannhet av 0,1 % av tiden efter start. Den i datorns styrenhet inbyggda klockpulsgeneratoren (avsn 7.2.5) ger i digitala system en referens som mer än väl uppfyller detta krav.

Om man i flygplanet har en klocka som är mycket väl synkroniserad med en klocka i en markbaserad radiosändare, skulle man kunna mäta avståndet från flygplanet till denna sändare genom att notera ankomsttiden för en signal från sändaren till en mottagare i flygplanet (avsn 9.4). Klockorna bör i så fall vara synkroniserade på mindre än en μs när. Detta leder till att de måste ha en noggrannhet av 10^{-11} av tiden efter start. Liknande krav ställs också på klockor ingående i vissa system för kollisionvarning (avsn 12.5). Klockor baserade på kristalloscillatorer duger ej, eftersom deras karakteristiska frekvens är föremål för långtidsdrift (åldring). I stället måste man använda s k atomur, som genererar en svängning med samma frekvens som den elektromagnetiska strålning som atomen under vissa omständigheter (energiövergångar) ger ifrån sig. Atomen kan stråla på flera olika frekvenser, men endast en används här. De vanligaste typerna av atomur grundar sig på energiövergångar i väte, cesium eller rubidium.

Några klockor för flygbruk som uppfyller det ovannämnda kravet på en noggrannhet om 10^{-11} av tid efter start finns för närvarande (1972) ej på marknaden, men väntas bli tillgängliga om ett fåtal år.