3739

TECHNISCHE HOGESCHOOL DELFT
VLIEGTUIGBOUWKUNDE

Memorandum M 51

Traagheidsnavigatie

door

ir.O.H.Gerlach

DELFT-NEDERLAND
april 1961

Traagheidsnavigatie

Een onderwerp dat momenteel belangstelling van militaire zijde geniet, maar in de toekomst zeker ook civiele toepassing zal vinden, is de Traagheidsnavigatie of Inertial Navigation.

De huidige intercontinentale raketten zijn vrijwel zonder uitzondering voorzien van apparatuur voor traagheidsnavigatie. De volgende generatie van jachtvliegtuigen die in een groot deel van W.Europe in gebruik zal worden genomen, zal eveneens door traagheidsnavigatie worden geleid. Deze feiten zouden op zich zelf reeds voldoende aanleiding kunnen zijn om over traagheidsnavigatie te spreken. Daarnaast is er nog de bijzondere omstandigheid, dat traagheidsnavigatie de enige vorm van navigeren is, die in het geheel geen gegevens van buiten af behoeft om te kunnen functioneren.

Het doel van alle navigatie in een voertuig dat zich ten opzichte van de aarde beweegt, is steeds tweeledig:

a. het bepalen van de plaats van het voertuig.

b. het berekenen van de vereiste koers om de plaats van bestemming te bereiken.

De gebruikelijke methoden van navigeren hebben voor het verwezenlijken van deze twee doeleinden gegevens nodig, die van buiten het voertuig worden betrokken:

a. de astronavigatie maakt gebruik van de stand van de hemellichamen - de zon, de maan en de sterren - om tot een plaatsbepaling te komen,

b. de radionavigatie behoeft de radiosignalen die door vaste stations op het aardoppervlak worden uitgezonden.

c. de navigatie volgens het gegiste bestek ("dead reckoning") geeft alleen de positie t.o.v. de aarde, als in het vliegtuig de van buitenaf ingevoerde plaatselijk wind bekend is, terwijl in een schip de stroming van de zee gegeven moet zijn.

In tegenstelling tot deze navigatiemethoden bezit de traagheidsnavigatie het bijzondere kenmerk geen hulp van buiten af nodig te hebben. In hetgeen nu volgt, hoop ik U enig inzicht te geven in de mogelijkheden die deze wijze van navigeren biedt en de moeilijkheden die zich daarbij voordoen. Het zal daarbij - gezien de beperkte tijd die ter beschikking staat - slechts mogelijk zijn enkele problemen aan te roeren, om er vervolgens met behulp van sterk vereenvoudigende veronderstellingen een oplossing voor te vinden. In het bijzonder zal hier uitsluitend sprake zijn van de wijze waarop de plaats op aarde wordt bepaald. Het berekenen van de vereiste koers naar het doel, van hoe grote praktische betekenis deze berekening ook moge zijn, wordt hier buiten beschouwing gelaten.

De vraag die zich dan onmiddellijk voordoet is de volgende: door welke kenmerken wordt één plaats op of in de nabijheid der aarde gekarakteriseerd? Dat daarbij moet worden afgezien van topografische kenmerken, spreekt in het kader van de traagheidsnavigatie wel van zelf. Evenmin kunnen hier de breedte t.o.v. de evenaar en de lengte t.p.v. de meridiaan van Greenwich als kenmerk gelden, aangezien de lengte en de breedte van een plaats slechts als hulpmiddel dienen om een gegeven plaats op een algemeen aanvaarde wijze in een getal uit te drukken.

Een antwoord op de gestelde vraag die rechtstreeks tot ons doel leidt, is als volgt te formuleren. De plaats van een punt op aarde waar een voertuig zich op een tijdstip t_1 bevindt is volledig bekend als:

a. de plaats van uitgang op een vroeger tijdstip t_o bekend is,
b. de verplaatsing in grootte en richting in het tijdsinterval van t_o tot t_1 bekend is.

Deze omschrijving lijkt wel haast even eenvoudig als afdoende te zijn. De benodigde bekende plaats op het tijdstip t_o kan immers het punt van vertrek van het vliegtuig of de lanceerplaats van de raket zijn.

Van essentiële betekenis is vervolgens het feit, dat de afgelegde weg sinds het vertrek wordt gevonden door dubbele integratie van de versnelling naar de tijd:

$$\bar{s}_1 = \bar{s}_o + \iint_{t_o}^{t_1} \bar{a}.dt^2$$

als de snelheid $\bar{v}_o$ ten tijde t_o eenvoudigheidshalve gelijk aan nul wordt gesteld. Deze betrekking kan worden gebruikt, indien de versnelling van de raket van t_o tot t_1 bekend is. Hiertoe worden in de raket in principe drie versnellingsmeters geplaatst, die elk de versnelling in één van de drie onderling loodrechte richtingen voortdurend meten. Dubbele integratie van deze componenten van de versnelling zal dan de afgelegde weg moeten leveren.

Laten we nu eens nagaan met welke instrumenten de versnellingen worden gemeten.

De voor dit doel gebruikte versnellingsmeters bezitten in principe steeds de onderstaande opbouw, zie fig.1.

In het instrument is een massa m_i opgehangen aan één of meer veren. Als het huis van het gehele instrument, dat niet in de raket kan verschuiven, samen met de raket een versnelling ondervindt, moet ook de massa m_i worden versneld. Dit is alleen mogelijk doordat de veren een kracht op m_i uitoefenen en hierdoor van lengte veranderen. De kracht op m_i is enerzijds evenredig met de versnelling (2^e wet van Newton) en anderzijds ook evenredig met de lengteverandering van de veren. De verplaatsing van m_i ten opzichte van het huis van het instrument is dus een maat voor de versnelling van m_i. Deze versnelling is echter gelijk aan de te meten versnelling van de raket, als die versnelling constant is, of slechts langzaam verandert in vergelijking met de eigenfrequentie van de versnellingsmeter. De verplaatsing van m_i, die in de figuur met A_x is aangeduid, is dan een maat voor de versnelling van de raket.

Een nadere beschouwing van deze versnellingsmeter doet echter een zeer principiële moeilijkheid aan het licht komen, die steeds optreedt bij het meten van versnellingen. Het instrument reageert namelijk niet alleen op kinematische versnellingen $\dot{u}$ in de gevoelige richting, maar evenzeer op de component $g \sin \Theta$ van de zwaartekracht in dezelfde richting, zie fig.2.

De aangewezen versnelling A_x is derhalve de som van de kinematische versnelling en de component van de zwaartekracht:

$$A_x = \dot{u} + g \sin \Theta$$

Het is dit principiële onvermogen van de versnellingsmeter om kinematische versnellingen te onderscheiden van componenten van de zwaartekracht, dat voor een aanzienlijk deel verantwoordelijk is voor de complicaties in de traagheidsnavigatie. De afgelegde weg volgt immers uit een dubbele integratie van uitsluitend de kinematische versnelling $\dot{u}$. Alleen als de gevoelige as van het instrument tijdens de beweging dus voortdurend horizontaal wordt gehouden, is:

$$\Theta = 0$$

en dus:

$$A_x = \dot{u}$$

Alleen dan mag de versnelling A_x die door de versnellingsmeter wordt aangewezen voor de afstandsbepaling worden gebruikt. Voor de beide andere onderling loodrechte versnellingsmeters gelden soortgeleijke overwegingen.

De vraag waar we ons nu voor gesteld zien, is de volgende. Hoe worden de versnellingsmeters die de horizontale versnellingen moeten meten, bij voortduring evenwijdig aan het horizontale vlak gehouden, ook als de raket een versnelde beweging over het gekromde aardoppervlak uitvoert.

Om deze vraag althans in beginsel te beantwoorden, beschouwen we de bewegingen van een raket om de aarde in een geval dat met opzet zo eenvoudig mogelijk is gekozen, zie fig.3.

De raket beweegt zich in een meridiaanvlak naar de noordpool en alleen de vrijwel horizontale bewegingen in het meridiaanvlak worden beschouwd. Met de aardrotatie behoeft dan geen rekening te worden gehouden.

Als q de hoeksnelheid van de raket om de eigen dwarsas is, geldt blijkbaar voor de snelheid waarmede de langshelling Θ verandert:

$$\dot{\Theta} = q + \dot{B}$$

en tevens is:

$$\dot{B} = \frac{u}{R}$$

Als voorheen geldt bovendien nog:

$$A_x = \dot{u} + g \sin \Theta$$

In deze formules is B de noorderbreedte die de gezochte plaats van de raket op elk tijdstip bepaalt. Deze plaats is dus bekend, zodra B gegeven is. De breedte volgt uit u door integratie:

$$B_1 = B_o + \frac{1}{R} \int_{t_o}^{t_1} u \, dt$$

Indien Θ = o is, is $\dot{u} = A_x$ dus geldt dan:

$$B_1 = B_o + \frac{1}{R} \iint_{t_o}^{t_1} A_x \, dt^2$$

De afgelegde weg s volgt uit de breedte B door vermenigvuldiging met de straal R:

$$s_1 = s_o + \int_{t_o}^{t_1} A_x \, dt^2$$

Deze formule werd in de inleiding reeds genoemd als de basis waarop de plaatsbepaling volgens de traagheidsnavigatie berust. Inmiddels hebben we echter gezien, dat deze formule alleen juist is, als de helling Θ van de versnellingsmeter voortdurend gelijk is aan nul. De vraag is echter nog hoe de versnellingsmeter voortdurend evenwijdig aan het plaatselijke horizontale vlak wordt gehouden.

In de meeste gevallen wordt hiertoe gebruik gemaakt van een z.g. "gestabiliseerd plateau", een "stabilized platform". Dit is in principe een cardanisch opgehangen tafeltje, waarop de versnellingsmeters zijn geplaatst. Door servomechanismen moet dit plateau zodanig worden verdraaid, dat het steeds evenwijdig aan het plaatselijke horizontale vlak is gericht, zie fig. 4.

Indien eenvoudigheidshalve nog steeds de bewegingen in slechts één richting worden beschouwd, moet voor de helling Θ_p van het plateau dus voortdurend gelden:

$$\Theta_p = o$$

Is hieraan niet voldaan, dan is blijkbaar:

$$A_x = \dot{u} + g \sin \Theta_p$$

Uit de figuur blijkt voor Θ_p:

$$\Theta_p = \Theta - \Theta_i$$

waarin Θ de langshelling van de gehele raket t.o.v. het horizontale vlak is en Θ_i de langshelling van de raket t.o.v. het gestabiliseerde plateau. Θ_i is dus tevens de waarde van de langshelling, die in de raket wordt gemeten.

Voor Θ werd afgeleid:

$$\dot{\Theta} = q + \frac{u}{R}$$

Ten einde Θ_p gelijk aan nul te houden, moet dus ook gelden:

$$\dot{\Theta}_i = q + \frac{u}{R}$$

Dit betekent, dat het plateau door het reeds genoemde servomechanisme t.o.v. de raket moet worden verdraaid met de hoeksnelheid $\dot{\Theta}_i$, ten einde horizontaal te blijven. De bijdrage q tot deze hoeksnelheid, die afkomstig is van de rotatie van de raket om de eigen dwarsas, wordt bepaald door op het plateau behalve de versnellingsmeter ook nog een gyroscopische hoeksnelheidsmeter te plaatsen. Deze meet de hoeksnelheid van het plateau om de draaiingsas.

Zodra nu de raket om de dwarsas draait, zal het plateau aanvankelijk mee roteren. Ook de hoeksnelheid van het plateau zal dus van nul verschillen. De gyroscoop meet deze hoeksnelheid en er ontstaat een elektrisch signaal dat de motor in het servomechanisme bekrachtigt. Het gevolg is, dat het plateau nu met dezelfde hoeksnelheid als de raket gaat draaien, maar in tegengestelde richting. Als resultaat van het gehele proces handhaaft het pleateau zijn oorspronkelijke horizontale stand.

De vereiste hoeksnelheid $\dot{\Theta}_i$ van het plateau ten opzichte van deraket bevat bovendien de term $\frac{u}{R}$, die het gevolg is van de kromming van het aardoppervlak. Deze tweede bijdrage tot $\dot{\Theta}_i$ kan alleen door het servomechanisme worden opgewekt, als bij bekende straal R ook de snelheid u in de raket bekend is.

Nu zijn er in principe verschillende wijzen waarop de snelheid van de raket kan worden gemeten. Voor vliegtuigen die zich uitsluitend in de dampkring voortbewegen, kan worden gedacht aan een snelheidsmeting zoals die algemeen aan boord van vliegtuigen plaats vindt, door de totale druk en de statische druk van de stroming om het vliegtuig te meten m.b.v. een pitotbuis. Ook is het zeer goed mogelijk de benodigde snelheid ten opzichte van de aarde met behulp van Doppler radar te bepalen. Deze en soortgelijke mogelijkheden worden in een systeem voor zuivere traagheidsnavigatie echter niet benut.

De snelheidsbepaling vindt hier als volgt plaats. Als het plateau inderdaad voortdurend horizontaal is gericht - en daar is het streven immers op gericht- mag er gebruik van worden gemaakt, dat $\Theta_p = 0$, dus dat geldt:

$$\dot{u} = A_x - g \sin \Theta_p = A_x$$

Door nu in een rekenmachine de aangewezen versnelling A_x één maal naar de tijd te integreren, ontstaat bij bekende beginwaarde u_o op elk tijdstip de gezochte snelheid u:

$$u = u_o \int_{t_o}^{t} A_x \, dt$$

Deze snelheid u wordt vervolgens gebruikt om het plateau met de vereiste hoeksnelheid $\frac{u}{R}$ te verdraaien en aldus voortdurend evenwijdig aan het horizontale vlak te houden.

Zoals aan de hand van het onderstaande blokschema kan worden nagegaan, is het gestelde doel nu bereikt, zie fig.5.
Bij afwezigheid van alle storende invloeden wordt het plateau horizontaal gehouden met behulp van de hoeksnelheidsmeter, de versnellingsmeter en een rekenmachine. Deze dragen er zorg voor, dat het plateau via het servomechanisme voortdurend met een zodanige hoeksnelheid wordt verdraaid, dat het inderdaad horizontaal blijft. De afstand die de raket in een bepaalde tijd heeft afgelegd wordt dan gevonden door dubbele integratie van de aangewezen versnelling. Bij een bekende beginpositie is daarmee op elk tijdstip de plaats van de raket ten opzichte van de aarde bekend.

In de voorgaande beschrijving van het principe waarop de traagheidsnavigatie berust, werden met opzet de vele mogelijke foutenbronnen buiten beschouwing gelaten. Het is echter gemakkelijk in te zien, dat op verschillende wijzen aanzienlijke fouten in de aldus beschreven plaatsbepaling kunnen ontstaan.

Veronderstel bijvoorbeeld, dat de gevoelige as van de versnellingsmeter niet precies horizontaal is gericht, maar voortdurend een hoek Θ_p van niet meer dan 1 milliradiaal ($0{,}06^o$) met het horizontale vlak maakt. Ook al zou de raket onbeweeglijk op de lanceerplaats staan ($\dot{u}$=o), dan zou toch A_x van nul verschillen. In eerste instantie zou te verwachten zijn, dat A_x dan voortdurend gelijk zou zijn aan:

$$A_x = \dot{u} + g \sin \Theta_p$$

$$= 0 + 10.0{,}001 = 0{,}01 \frac{m}{sec^2}$$

Na bijvoorbeeld één uur (3600 sec) zou volgens deze - weliswaar wat al te eenvoudige - redenering een verplaatsing moeten worden aangewezen van:

$$s_1-s_o = \tfrac{1}{2} A_x . t^2 = \tfrac{1}{2} . 0{,}01 . 3600^2 \cong 65 \text{ km.}$$

Deze miswijziging zou kwadratisch met de tijd toenemen en na twee uur al 260 km bedragen. Het is duidelijk, dat dit een volkomen ontoelaatbare situatie zou zijn.

Gelukkig blijven de fouten in werkelijkheid aanzienlijk kleiner, zoals uit de onderstaande, wat nauwkeuriger analyse zal blijken.

Laten we nog eens terug keren naar de hoeksnelheden $\dot{\Theta}$ van de raket en $\dot{\Theta}_i$ waarmee het plateau ten opzichte van de raket wordt verdraaid. Er geldt:

$$\dot{\Theta}_p = \dot{\Theta} - \dot{\Theta}_i$$

en:

$$\dot{\Theta} = q + \frac{u}{R}$$

$\dot{\Theta}_i$ wordt bepaald met behulp van de hoeksnelheid q_i die door de gyroscoop wordt gemeten. Deze gemeten q_i zal echter als gevolg van instrumentale fouten een bedrag q_i van de werkelijke hoeksnelheid q verschillen:

$$q = q_i + \Delta q_i$$

Evenzo zal de snelheid u die voor de bepaling van $\dot{\Theta}_i$ wordt gebruikt, niet exact zijn. De gemeten snelheid zij u_i. Dan is:

$$u = u_i + \Delta u_i$$

Hieruit volgt voor $\dot{\Theta}_i$:

$$\dot{\Theta}_i = q_i + \frac{u_i}{R}$$

Van zeer groot belang is het feit, dat u_i ontstaat door integratie van de aangewezen versnelling:

$$u_i = u_o + A_{x_i} \, dt$$

of:

$$\dot{u}_i = A_{x_i}$$

waarin wederom A_{x_i} van A_x verschilt door de instrumentale fouten van de de versnellingsmeter:

$$A_x = A_{x_i} + \Delta A_{x_i}$$

In werkelijkheid is echter voor kleine hoeken θ_p:

$$\dot{u} = A_x - g.\theta_p$$

Indien nu de voorgaande formules worden samengevat luidt het resultaat, als $\ddot{\theta}_p$ wordt berekend, als volgt:

$$\ddot{\theta}_p = \ddot{\theta} - \ddot{\theta}_i$$

$$=(\dot{q} + \frac{\dot{u}}{R}) - (\dot{q}_i + \frac{\dot{u}_i}{R})$$

$$=(\dot{q} - \dot{q}i) + \frac{1}{R}(A_x - g\theta_p) - \frac{1}{R}.A_{x_i}$$

$$= \Delta\dot{q}_i + \frac{\Delta A_{x_i}}{R} - \frac{g}{R}.\theta_p$$

of:

$$\ddot{\theta}_p + \frac{g}{R}\theta_p = \Delta\dot{q}_i + \frac{\Delta A_{x_i}}{R}$$

Deze bewegingsvergelijking bepaalt de variaties van θ_p, dus de bewegingen van het plateau om de horizontale stand.Het is een differentiaalvergelijking, die een ongedempte trilling of slingering beschrijft. Het plateau zal dus bij aanwezigheid van onvolkomenheden zoals Δq_i of ΔA_{x_i} een voortdurende schommeling uitvoeren. Een aanvankelijke afwijking θ_p van de horizontale stand van het plateau zal dus ook niet steeds in dezelfde grootte gehandhaafd blijven, maar harmonisch met de tijd variëren.

Indien namelijk A_x ten gevolge van de scheve stand van het plateau van nul verschilt, zal dit in de rekenmachine hetzelfde effect hebben als een versnelling $\dot{u}$ en dus een snelheidsverandering u. De uit A_x door integratie verkregen snelheid u wordt echter gebruikt om het plateau te verdraaien, in verband met de correctie voor de kromming van het aardoppervlak. Het plateau zal dus ook nu worden verdraaid, hoewel niet een snelheidsverandering maar een aanvankelijke foutieve stand van het plateau de oorzaak van A_x is. Het gevolg zal zijn, dat de aanvankelijke fout θ_p zal afnemen en het plateau met een constante amplitude zal gaan slingeren.

De belangrijke conclusie die uit het bovenstaande volgt is, dat een foutenbron in het mechanisme - zoals de aanvankelijke scheve stand van het plateau :- niet tot onbeperkt grote fouten in de plaats bepaling kan voeren, maar slechts fouten met een zeer beperkte grootte kan veroorzaken.

De hierboven gegeven berekening van de fout in de positiebepaling als $\Theta_p = 0{,}06^{\circ}$ - 65 km na één uur - is om deze reden dan ook geheel onjuist. In werkelijkheid zal de fout nooit meer dan 12,7 km bedragen en harmonisch met de tijd variëren, zie fig. 6.

De duur van één slingering volgt onmiddellijk uit de differentiaalvergelijking en bedraagt:

$$P = 2\pi\sqrt{\frac{R}{g}}\ \text{sec}$$

waarin op zeeniveau de gemiddelde straal van de aarde $6{,}371.10^{6}$ m bedraagt en op 45° N.B. de versnelling $g = 9{,}806\ \text{m/sec}^2$ is. De resulterende periode blijkt dan op zeeniveau te zijn:

$$P = 2\pi\sqrt{\frac{6{,}371.10^{6}}{9{,}806}}\ \text{sec} = 84{,}4\ \text{min}$$

Met toenemende hoogte wordt deze periode iets groter.

De gedachte om voor het bepalen van de horizontale richting in een bewegend lichaam gebruik te maken van de versnelling die in het lichaam zelf wordt gemeten, ten einde te corrigeren voor de kromming van het aardoppervlak, is geenszins nieuw. Hij is ontleend aan een reeds in 1923 verschenen publicatie van prof.M.Schuler, hoogleraar te Göttingen. In de Angelsaksische literatuur wordt daarom wel bij een systeem dat met de periode van ca. 84 min oscilleert, gesproken van "Schuler tuning". In alle huidige systemen voor traagheidsnavigatie wordt deze Schuler oscilatie toegepast, ten einde de optredende fouten binnen acceptabele grenzen te houden.

Het zou hier uiteraard te ver voeren alle mogelijke foutenbronnen te analyseren. Daarom wordt hier volstaan met het geven van de onderstaande beknopte tabel.

Aard van de fout	Grootte van de fout	Resulterende maximale fout in de plaatsbepaling
Onjuiste beginstand van het plateau	$0{,}01^{\circ}$	2,2 km
Verschuiving v/h nulpunt van de versnellingsmeter	0,001 "g"	12,7 km
Verschuiving v/h nulpunt van de hoeksnelheidsmeter	$0{,}01\ ^{\circ}/h$	1,1 km/h

Uit deze tabel blijkt dat alleen de fout die ontstaat door drift een verschuiving van het nulpunt van de gyroscopische hoeksnelheidsmeter niet binnen beperkte grenzen, wordt gehouden door de Schuler oscillatie. De hoeksnelheid zelf komt dan ook niet in de kring voor de Schuler stabilisatie voor. Ongetwijfeld is dat de reden waarom de ontwikkeling der gyroscopische instrumenten voor traagheidsnavigatie er vooral op is gericht, deze drift zo gering mogelijk te houden. Een gemiddelde waarde over lange perioden van slechts $0{,}001^{\circ}/h$ blijkt thans mogelijk te zijn.

De tabel laat overigens wel zien, dat traagheidsnavigatie alleen praktische betekenis heeft als de gebruikte apparatuur de uiterste bereikbare precisie heeft. Kenmerkende eigenschappen van een versnellingsmeter (fabrikaat Kearfott) die voor dit doel wordt gebruikt, zijn:

meetbereik : -25 tot + 25"g"
gevoeligheid: $2{,}10^{-7}$ "g"
lineariteit : 0,005 °/o van het meetbereik.

Bij de rekenmachines is een geleidelijke overgang van analoge naar digitale apparatuur waarneembaar. Deze ontwikkeling, die een aanzienlijke toeneming van de nauwkeurigheid der berekeningen toelaat, is slechts mogelijk geworden door de techniek van het miniaturiseren van elektronische onderdelen. De nieuwe raketten, zoals de Polaris en de Minuteman, bevatten elk een gespecialiseerde digitale rekenmachine.

De toekomstige ontwikkeling zal ongetwijfeld op verschillende terreinen een toenemend gebruik van de traagheidsnavigatie laten zien. Thans vindt deze wijze van navigeren nog in hoofdzaak toepassing in militaire raketten en vliegtuigen.

Bekendheid heeft echter ook het gebruik van traagheidsnavigatie aan boord der Amerikaanse atoomonderzeeboten "Nautilus" en "Skate" verworven. Tijdens hun tochten onder het poolijs werden deze schepen geleid door hun "Submarine Inertial Navigation System" (SINS). Minder bekend is wellicht het feit, dat deze apparatuur oorspronkelijk werd ontworpen voor de X-10, een onbemand experimenteel vliegtuig van North American Aviation, waarvan de ontwikkeling niet werd voltooid.

De Lockheed F-104 G "Starfigter" die binnen afzienbare tijd in W. Europa zal worden gebruikt, zal eveneens worden voorzien van apparatuur voor traagheidsnavigatie. De fout in de plaatsbepaling die in dit systeem ontstaan, bedraagt minder dan 2 km per uur vliegen, de snelheid t.o.v. de grond wordt aangewezen met een nauwkeurigheid van ca 2km/h. Het gewicht van deze installatie zal slechts 36 kg bedragen, waarvan 14 kg voor het gestabiliseerde plateau (gegevens ontleend aan Aviation Week, 9 januari 1961).

De toenemende snelheid der grote verkeersvliegtuigen maakt voor deze categorie van vliegtuigen de traagheidsnavigatie eveneens zeer aantrekkelijk. Indien over een aantal jaren supersone verkeersvliegtuigen hun intrede zullen doen, zal ook in deze civiele vliegtuigen traagheidsnavigatie onontbeerlijk zijn.

Tenslotte kan nog op een ander gebied worden gewezen, waar de technieken der traagheidsnavigatie toepassing kunnen vinden. De grote nauwkeurigheid der gebezigde meetinstrumenten maakt deze instrumenten ook zeer aantrekkelijk voor het meten van de prestaties en de stabiliteits- en besturingseigenschappen van vliegtuigen in de vlucht. Bij de Onderafdeling der Vliegtuigbouwkunde bestaat de mening, dat door het gebruik van dergelijke zeer nauwkeurige instrumenten de mogelijkheid bestaat, bepaalde veel voorkomende typen van metingen in de vlucht aanzienlijk sneller en bovendien nauwkeuriger te verrichten dan tot dusverre gebruikelijk is.

De hier gegeven schets van de traagheidsnavigatie moest noodzakelijkerwijs summier en enigszins oppervlakkig zijn. Vele drastische vereenvoudigingen moesten worden aangebracht en belangwekkende details moesten onbesproken blijven. Niettemin is getracht een indruk te geven van de principes waarop de traagheidsnavigatie berust en de belangrijkste moeilijkheden die bij de verwezenlijking moesten worden overwonnen. Het is aan geen twijfel onderhevig, dat de toekomst nog vele verrassende ontwikkelingen op dit gebied zal brengen.

Literatuur

1.C.S.Draper, W. Wrigley, J.Hovorka: Inertial guidance. Pergamar Press New York 1960

2.C.L.Mc. Lure : Theory of inertial guidance. Prentice-Hall Inc. Englewood-Cliffs,N.Y. 1960

3.Ph.J.Klass : Inertial guidance. Overdruk uit Aviation Week 1956

4.H.F.Parker,Ch.P.Greening : Inertial navigation.AGARDograph 21,1956

5.W.F.Ballhans,F.Stevens Jr.: Aiding the inettial navigation system. AGARDograph 21, 1956.

6.J.M.Slater, D.B.Duncan : Inertial navigation. Aeron.Eng. Rev.jan.1956. p.49.

7.W.Wrigley,R.B.Woodbury : J.Hovorka : Inertial guidance.IAS preprint no.698,

8.J.M.Slater : Better inertial indicators for altitude and heading,Control Eng.febr.1960,p.88

9.D.P.Sarett : System aspects of inertial navigator design, Control Eng.aug.1960,p.86.

10.J.S.Fanior : Guidance and navigation.Astronautics, nov.1960 p.34.

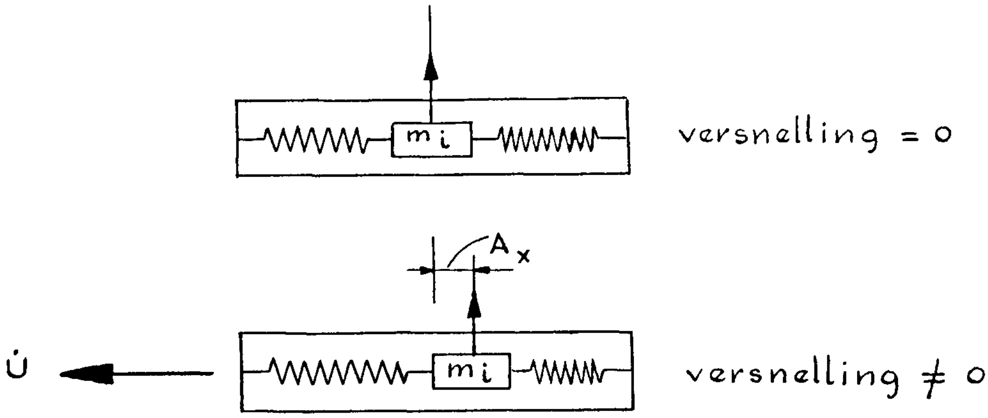

fig. 1

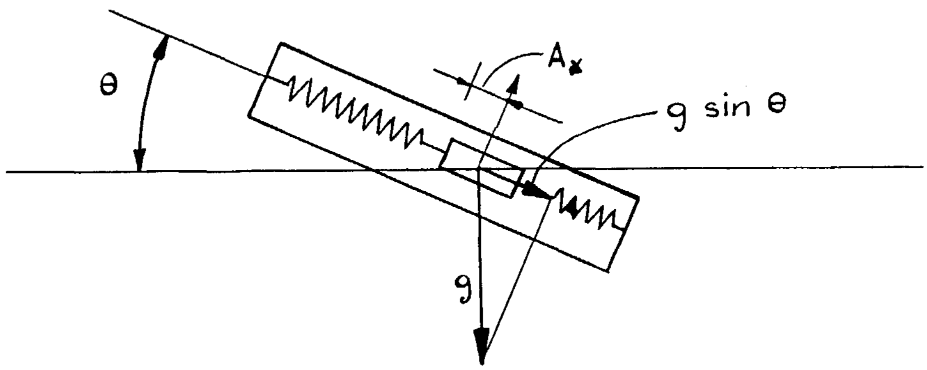

fig. 2

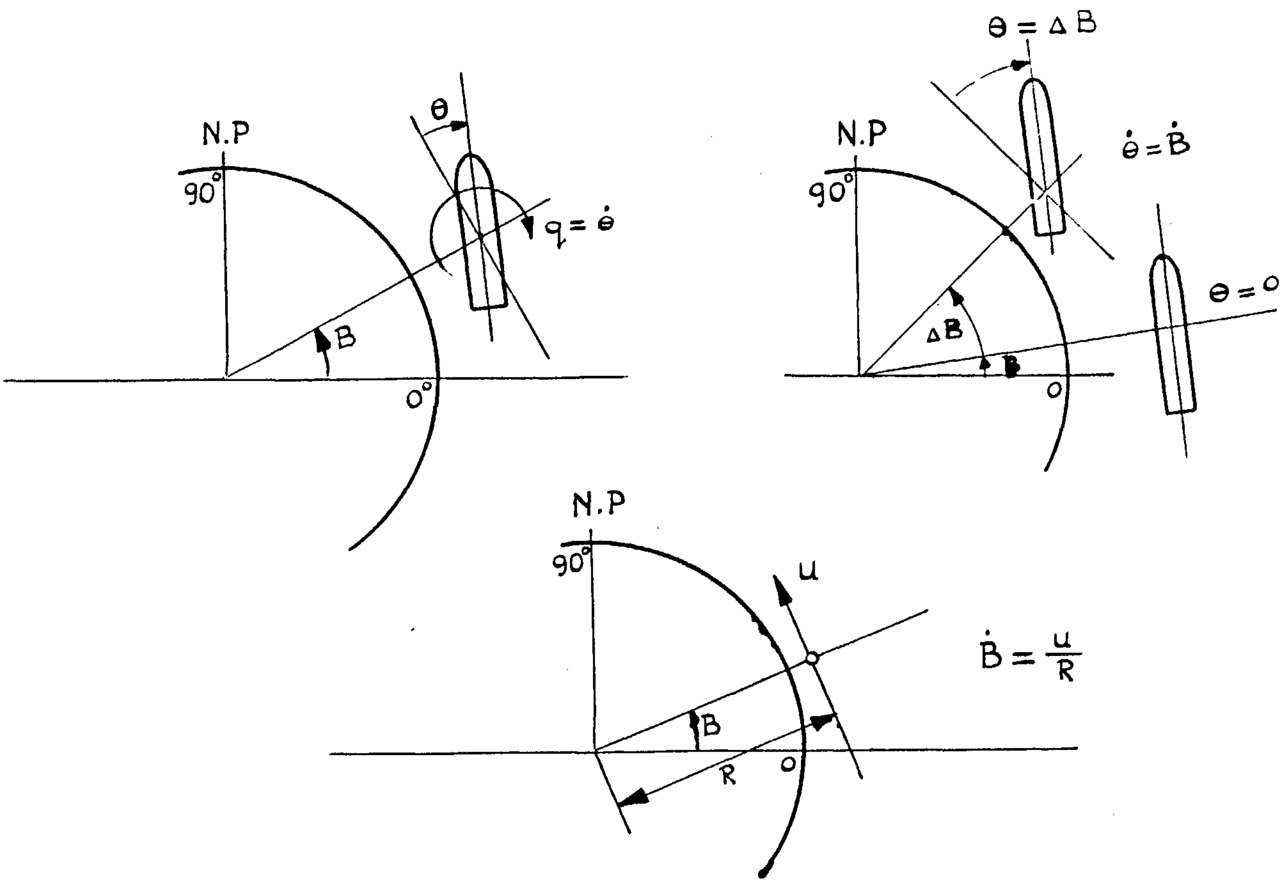

fig. 3

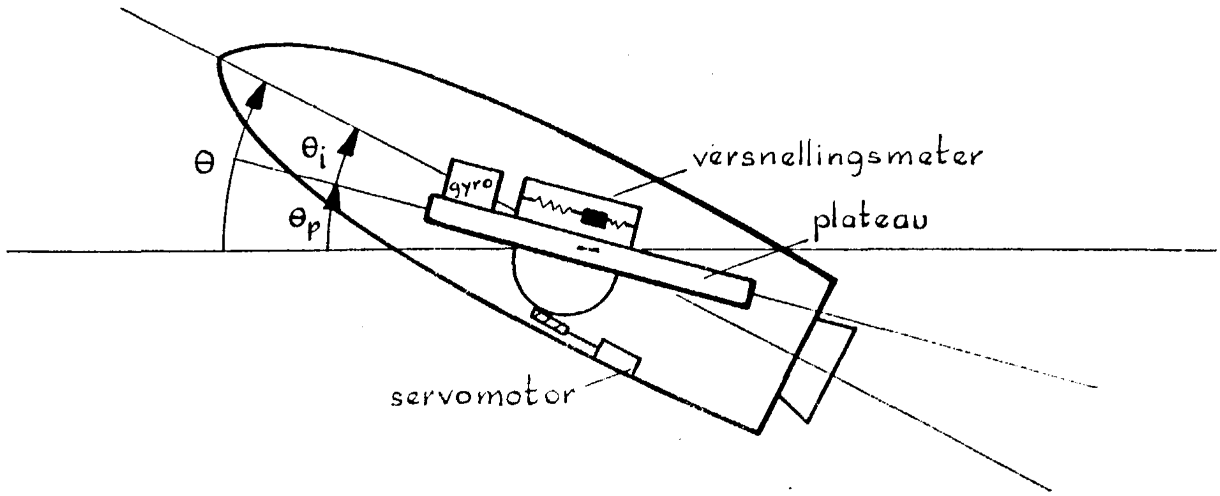

fig. 4

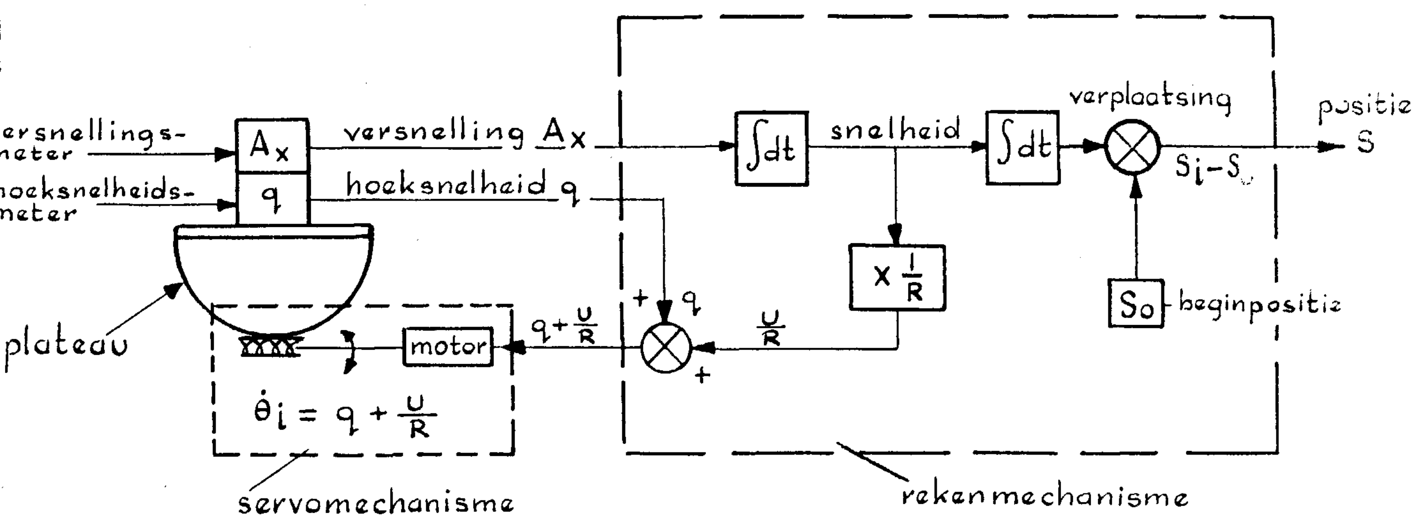

fig. 5

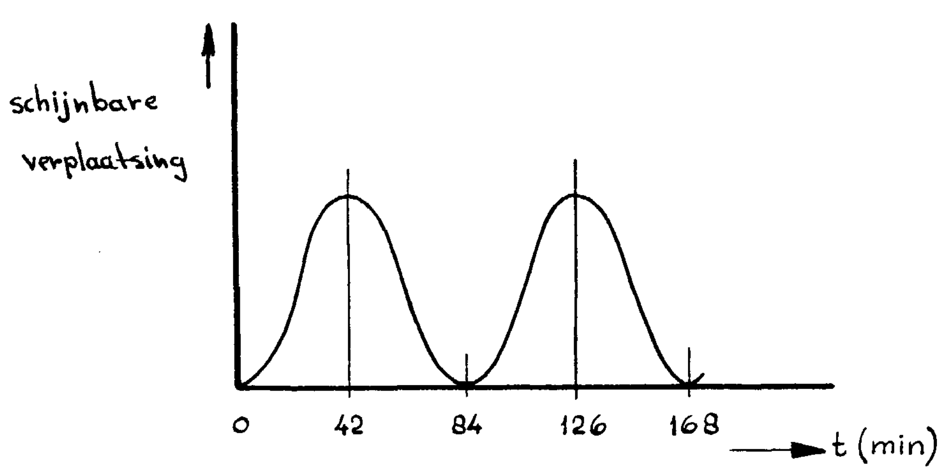

fig. 6