

Ontwerpanalyse van een glass cockpit op basis van de basic six instrumenten

Amsterdam, 9 december 2011



Voorwoord

Voor u ligt het onderzoeksrapport “Fundamental six” behorend bij het project “ontwerpanalyse van een cockpit”. De uitvoering van het onderzoek en het schrijven van het rapport is gedaan door projectgroep AZ. De leden van deze projectgroep zijn allen eerstejaars student van de opleiding Aviation aan de Hogeschool van Amsterdam.

Tijdens de uitvoering van dit project zijn er meerdere leden van de projectgroep vrijwillig of gedwongen gestopt. De projectgroep is hierdoor in de loop der tijd gehalveerd. Door de ontstane situatie bleek een afronding van het project binnen de gestelde tijd niet langer mogelijk. Met de toezegging van de docenten voor wat betreft de inhoudelijke afronding heeft de groep een tweede kans gekregen. De stap naar de laatste fase van het ontwerpproces kon gemaakt worden zonder daarbij te veel vertraging op te doen. Dit omdat hoofdstuk twee niet volledig afgerond hoefde te worden.

De studenten hebben, ondanks de tegenslagen, zowel individueel als samen veel kennis opgedaan. De tegemoetkoming van de docenten heeft het afronden van dit rapport mogelijk gemaakt. Daarom willen we alle betrokkenen bedanken voor hun steun. In het bijzonder danken we de SLB- en COM-docent voor hun begeleiding en S. Ijspeert voor zijn deskundige begeleiding bij het onderzoek.

Amsterdam, december 2011.



Inhoudsopgave

SAMENVATTING.....	1
SUMMARY	2
INLEIDING	3
1 ONDERZOEK INSTRUMENTEN	1
1.1 LUCHTDRUKINSTRUMENTEN	1
1.1.1 <i>Theorie airdata</i>	1
1.1.2 <i>Airspeed indicator</i>	5
1.1.3 <i>Vertical speed indicator</i>	6
1.1.4 <i>Altitude indicator</i>	8
1.2 GYROSCOPISCHE INSTRUMENTEN	10
1.2.1 <i>Theorie gyroscopen</i>	10
1.2.2 <i>Attitude indicator</i>	14
1.2.3 <i>Turn and bank indicator</i>	15
1.2.4 <i>Heading indicator</i>	16
1.3 ONTWERPEISEN	17
1.3.1 <i>Instanties</i>	17
1.3.2 <i>Wettelijke eisen</i>	18
1.3.3 <i>Eisen opdrachtgever</i>	18
1.4 FUNCTIEONDERZOEK	19
1.5 CONCLUSIE	20
2 SYSTEEMONDERZOEK	21
2.1 MORFOLOGISCH OVERZICHT	21
2.1.1 <i>Opnemen</i>	21
2.1.2 <i>Druk transporteren</i>	22
2.1.3 <i>Druk omzetten</i>	22
2.1.4 <i>Corrigeren</i>	23
2.1.5 <i>Versterken</i>	23
2.1.6 <i>Berekenen</i>	24
2.1.7 <i>Data transporteren</i>	24
2.1.8 <i>Signaalomzetting</i>	25
2.1.9 <i>Weergeven</i>	25
2.2 SYSTEEM STRUCTUREN	26
2.3 VOOR- EN NADELENONDERZOEK	26
2.4 CONCLUSIE	27
3 DETAILLERING COCKPITONTWERP	28
3.1 SYSTEEMOPBOUW	28
3.2 PLAATSING INSTRUMENTEN	29
3.2.1 <i>Indeling cockpit</i>	29
3.2.2 <i>Indeling schermen</i>	29
3.3 PRIMARY FLIGHT DISPLAY	29
3.3.1 <i>Weergave basic six</i>	29
3.3.2 <i>Weergave overige informatie</i>	30
3.4 ONTWERPEISEN	32
3.4.1 <i>Kosten</i>	32
3.4.2 <i>Baten</i>	33
3.4.3 <i>Onderhoud</i>	33
3.4.4 <i>Gewicht</i>	34
3.4.5 <i>Veiligheid</i>	34
3.5 CONCLUSIE	34
LITERATUURLIJST	35



Samenvatting

In dit project is een uniforme cockpit ontworpen die voldoet aan de EASA wetgeving en de eisen van de opdrachtgever ALA. In het eerste hoofdstuk zijn instrumenten die essentieel zijn voor het besturen van een vliegtuig beschreven, de zogenaamde “basic six”. Deze zes instrumenten zijn onder te verdelen in twee categorieën, air data instrumenten en gyroscopische instrumenten.

Tot de air data instrumenten behoren de hoogtemeter, snelheidsmeter en verticale snelheidsmeter. Deze instrumenten werken op basis van statische luchtdruk of totale luchtdruk. De gyroscopische instrumenten zijn de kunstmatige horizon, turn and bank indicator en de koerstol. Deze instrumenten laten de stand van het vliegtuig ten opzichte van de aardse horizon zien en werken op basis van de gyroscopische eigenschappen standvastigheid en precessie.

De eisen waar de instrumenten aan moeten voldoen, zijn wettelijk vastgesteld door de EASA. Zo is er vastgesteld dat de primary flight display vóór de piloten moet liggen. Daarnaast zijn er nog eisen van de opdrachtgever. Deze zijn, dat het een uniforme glazen cockpit moet worden voor een A380, Boeing 737 NG, 787 en Embraer 190 en dat de kosten terug kunnen worden verdiend.

Naast dit is er ook een functieonderzoek gedaan over het opnemen van de druk tot het weergaven op het scherm. Dit verloopt in negen stappen. Deze zijn opnemen van luchtdruk, transporteren, omzetten in een mechanisch, elektrisch of digitaal signaal, corrigeren, versterken, berekenen, transporteren, omzetten in een weergave en weergeven.

In hoofdstuk twee is onderzocht wat voor mogelijkheden er zijn om een systeem samen te stellen. Al deze mogelijkheden zijn onder elkaar gezet, waardoor men een morfologisch overzicht krijgt. Hiermee kan men door logische combinaties te maken, komen tot één of meerdere systemen. Bijvoorbeeld een mechanisch, elektrisch of een digitaal systeem. Na kosten/ baten analyse en voor/ nadelen af te wegen, wordt een digitaal systeem aanbevolen.

In hoofdstuk drie is onderzocht hoe het air datasysteem gaat werken en de kosten ervan. Er zullen drie smartprobes zijn. In de smartprobe zal de druk worden omgezet in een digitaal signaal en gecorrigeerd worden. Daarna zal het signaal naar twee ARINC-429 databussen gaan. Aan deze databussen zullen ook drie inertial reference system op aangesloten worden. Deze signalen worden dan verstuurd naar twee symbol generators. De signalen gaan dan naar twee videobussen, waaraan de zes schermen aan vast worden gekoppeld.

In het geval dat er iets kapot gaat in het systeem, kan de piloot nog steeds een weergave op zijn scherm krijgen doordat het systeem met elkaar in verbinding staat.

De kosten van dit systeem kan men verdelen in directe kosten en indirecte kosten. Deze twee soorten kosten kan men weer verdelen in vaste en variabele kosten. De directe vaste kosten zullen gaan zitten in de certificering van de cockpit. Verder zullen de directe kosten gaan zitten in het technische en vliegende personeel, en de aanschaf en inbouw van de cockpit. De variabele directe kosten zullen in het onderhoud, luchtwaardigheidsaanbevelingen en het voorstel tot verbetering van een product of onderdeel vanuit de vliegtuigfabrikant zitten.

De vaste indirecte kosten zijn de bedragen die gaan zitten in het huren van een inbouwplaats, gespecialiseerd personeel, juiste gereedschap en test apparatuur. De variabele indirecte kosten is wanneer er een vliegtuig niet kan of mag vliegen. Hierdoor zal er in deze periode geen geld kunnen worden verdiend.



Summary

In this project a uniform cockpit has been designed which meets the requirements of EASA legislation and the requirements of the commissioner ALA. The first chapter deals with the instruments that are essential for flying an aircraft, the so-called "basic six". The six instruments can be distinguished into two categories, air data instruments and gyro instruments.

The altimeter, vertical speed indicator and the altitude indicator belongs to the group of airdata instruments. The gyroscopic instruments are the artificial horizon, turn and bank indicator and the heading indicator. These instruments show the attitude of an airplane with respect to the earthly horizon and work on the principal of gyroscopic properties fortitude and precession. The requirements where the instruments must satisfy to have been determined legally. Thus it has been determined there that the primary flight display must be placed before the pilots. Moreover, there are still requirements of the constituent. These are that it must become a uniform glass cockpit for an A380, Boe-ing 737 NG, 787 and Embraer 190 and that the costs can be deserved.

Beside this, a function research has been also done concerning taking the pressure to reproductions on the screen. This goes in nine steps. Which are taking of atmospheric pressure, transport, converting into a mechanical, electrically or digital signal, correct, reinforce, calculate, transport, convert into a reproduction and reflect.

In chapter two a survey was done to the possibilities to compose a system. All these possibilities can be put under each other, as a result of which one can gets a morphological overview. One can by means of making logical combinations turn into one or more systems. For example a mechanical, electrically or digital system. After a cost/ profits analysis and a pros/ cons survey, the recommendation is a digital system.

In chapter three there has been examined how the air data system will work and the costs of it. There will be three smart probes. In the smart probe the pressure will be converted into a digital signal and will then be corrected. Afterwards the signal will go to two ARINC-429 data buses. To these data buses there are also three inertial reference system connected. These signals are then sent to two symbol generators. The signals will then go to two video buses, to which the six screens are coupled to. In the event that there something goes wrong in the system, the pilot can still have a display on his screen because the system is connected with each other.

The costs of this system can be divided into direct costs and indirectly costs. These two types' of costs can also be divided into fixed and variable cost. The direct fixed costs will be present in the certification of the cockpit. Furthermore the direct costs will be present in the technical and flying staff, and the purchase and deduction from the cockpit. The variable direct cost will be present in the maintenance, airworthy driving recommendation and the proposal to improvement of a product or component from the plane manufacturer. The fixed indirect costs are the amounts which will be present in renting a building space, specialized staff, correct tools and test equipment. The variable indirect cost is when a plane is not possible or may fly. Because of this in this period no money is able to be deserved.



Inleiding

De luchtvaartmaatschappij Amsterdam Leeuwenburg Airlines (ALA) is een nieuwe maatschappij gericht op het vervoer van passagiers over zowel korte als lange afstanden. De vloot van de maatschappij zal gaan bestaan uit de Airbus A380, Boeing 737NG, 787 en de Embraer 190. ALA streeft naar de toepassing van een moderne, uniforme *glass cockpit* in deze vliegtuigen.

Projectgroep AZ heeft in het propedeuse jaar (2011 – 2012) van de opleiding *Aviation* aan de Hogeschool van Amsterdam (HvA) de opdracht gekregen verschillende cockpitsystemen te analyseren en hierop een ontwerp voor te stellen aan ALA. De analyse zal zich voornamelijk richten op de *basic six* instrumenten. De uitvoering van de opdracht vindt plaats in de eerste en tweede periode van het jaar waarbij er in week 49 op negen december om uiterlijk 15:30 uur een projectverslag wordt aangeleverd. Het verslag zal bestaan uit drie hoofdstukken waarbij de projectgroep de methode van 'van den Kroonenberg' volgt die staat omschreven in het boek *Methodisch ontwerpen*.

In het eerste hoofdstuk zal de projectgroep de achterliggende theorie omtrent de *basic six* instrumenten beschrijven. De instrumenten worden opgedeeld in twee groepen gebaseerd op hun werking. Verder wordt aandacht besteed aan de wettelijke eisen en de eisen vanuit de opdrachtgever. Het hoofdstuk wordt afgesloten met een afleiding van deelfuncties vanuit de hoofdfunctie informatie weergeven, als basis van het ontwerp. **(1)**

Voor het cockpitontwerp wordt gebruik gemaakt van een morfologisch overzicht. Voor de functiestappen wordt vastgesteld wat de verschillende uitvoeringsmogelijkheden zijn. Hieruit volgen ontwerpstructuren die met elkaar vergeleken worden. Een ontwerpkeuze wordt gemaakt door voor- en nadelen tegen elkaar af te wegen. Hierbij wordt gelet op het gewicht van het systeem en de kosten die de toepassing van het ontwerp met zich mee brengen. **(2)**

Het derde en laatste hoofdstuk omvat de uitwerking van het gekozen cockpitontwerp. De consequenties voor de opdrachtgever worden toegelicht. Het hoofdstuk wordt afgesloten met een aanbeveling of het ontwerp haalbaar is of niet. **(3)**

Een groot deel van de informatie voor het beschrijven van de theorie haalt de projectgroep uit Pallett (1992) en de Jong (1976). De structuur van het verslag volgt de ontwerp methodiek dat beschreven staat in Siers (2004) en de verdere opbouw vloeit voort uit het dictaat Van den Hoeven (2011). Een volledige lijst van gebruikte bronnen staat op pagina **(35)**. Engelse termen worden de eerste keer cursief gedrukt en worden uitgelegd in de Engelse termenlijst in bijlage **(II)**. Als bijlagen aan dit verslag zijn verder de opdracht met de randvoorwaarden **(I)** en een procesverslag **(XIV)** toegevoegd. Het complete overzicht van de bijlagen staat in het bijgevoegde bijlagenboek



1 Onderzoek instrumenten

De navigatie-instrumenten die te vinden zijn in elk vliegtuig worden de basic six instrumenten genoemd. Deze instrumenten voorzien de vliegers van belangrijke informatie over de stand en gedrag van het vliegtuig. De Basic six bestaat uit zes instrumenten en kan worden onderverdeeld in twee groepen aan de hand van hun werking. Zo zijn er de instrumenten die werken op basis van luchtdruk (1.1). Daarnaast zijn er de instrumenten waarvan de werking berust op de principes van een gyroscoop (1.2). De wettelijke eisen voor het ontwerp van de cockpit worden opgelegd door de Europese luchtvaartautoriteit. ALA heeft daarnaast haar eigen specifieke eisen. Deze eisen worden gecombineerd in een eisenpakket (1.3). Afsluitend wordt door middel van een functie onderzoek, gericht op de drukinstrumenten, aangetoond hoe het proces vanaf drukopname tot aan weergave er uit ziet (1.4).

1.1 Luchtdrukinstrumenten

De basic six bestaat uit drie luchtdrukinstrumenten. Voor het verkrijgen van informatie over snelheid en hoogte wordt luchtdruk van de omringende lucht rond het vliegtuig gebruikt. De informatie is in grote mate afhankelijk van de atmosfeer rond de aarde. Er wordt daarom aandacht besteed aan de eigenschappen van de atmosfeer en de factoren die de informatievoorziening beïnvloeden (1.1.1). Als eerste instrument komt de *airspeed indicator* aanbod. Dit instrument geeft informatie over de snelheid van het vliegtuig (1.1.2). De *vertical speed indicator* geeft de klim- of daalsnelheid van het vliegtuig weer (1.1.3). Het derde instrument dat aan bod komt is de *altitude indicator*. Dit instrument geeft de hoogte van het vliegtuig aan ten opzichte van een in te stellen referentievlak (1.1.4).

1.1.1 Theorie airdata

De atmosfeer is een luchtschil rond de aarde en is opgebouwd uit lagen met specifieke eigenschappen (1.1.1.a). Voor de uitwisseling van prestatiegegevens en het kalibreren van instrumenten is een referentiekader opgesteld, de *international standard atmosphere* (1.1.1.b). Om te begrijpen hoe de luchtdrukinstrumenten werken wordt aandacht besteed aan het begrip luchtdruk (1.1.1.c). Vervolgens wordt uiteengezet hoe de luchtdruk voor de instrumenten wordt verkregen (1.1.1.d). Aansluitend wordt gekeken naar de factoren van invloed op de drukopname (1.1.1.e). Hierna wordt uitgelegd waarom de verkregen waarden gekalibreerd worden door een *calibrating spring* (1.1.1.f).

1.1.1.a Atmosfeer

De atmosfeer is de ovaalvormige luchtschil rond aarde die bestaat uit een mengsel van verschillende soorten gassen. De samenstelling van deze gassen blijft tot op grote hoogte bijna constant, namelijk 78% stikstof, 21% zuurstof en 1% restgas. Er kan vanaf het aardoppervlak een verdeling gemaakt worden in vijf lagen aan de hand van het temperatuurverloop (tabel 1). Tussen deze lagen bevinden zich de overgangslagen die pauzes genoemd worden. Het temperatuur verloop staat afgebeeld in bijlage (V).

Tabel 1 opbouw atmosfeer

Luchtlaag	Hoogte (km)
Exosfeer	> 105 km
Thermosfeer	79 – 105 km
Mesopauze (overgang naar thermosfeer)	
Mesosfeer	47 – 79 km
Stratopauze (overgang naar mesosfeer)	
Stratosfeer	11 – 47 km
Tropopauze (overgang naar stratosfeer)	
Troposfeer	-5 – 11 km

Voor de luchtvaart zijn alleen de troposfeer en het begin van de stratosfeer relevant. Op grotere hoogte nemen de prestaties van de motoren door de ijlere lucht af. Hierdoor is het voor de gasturbine motoren niet langer mogelijk een goed rendement uit de motor te halen.



De kenmerken van de troposfeer:

- Afnemende temperatuur met de hoogte ($-6.5^{\circ}\text{C} / \text{km}$)
- Relatief hoog waterdampgehalte
- Verschijnselen van wolken en neerslag
- Sterke mengingen, zowel verticaal als horizontaal.

Kenmerken van de stratosfeer:

- In de onderste laag van de stratosfeer blijft de temperatuur constant
- Boven gemiddeld 20 km hoogte neemt de temperatuur weer toe
- Een uiterst laag waterdampgehalte
- Grote temperatuurvariaties kunnen plotseling optreden.

1.1.1.b Standaard atmosfeer

De toestand van de atmosfeer verschilt met de hoogte, de plaats op aarde en de tijd. Voor het meten van barometrische hoogte, het vergelijken van vliegtuigprestaties en het kalibreren van vliegtuiginstrumenten is een internationaal referentiekader ingevoerd. Dit is de *International Standard Atmosphere*, (ISA). Hierin is de relatie tussen hoogte, druk en temperatuur vastgelegd op *Mean Sea Level* (MSL) (**tabel 2**). Voor wat betreft de instrumenten, maakt de invoering van de standaardatmosfeer een eenvoudige bouw mogelijk waarbij de instrumenten alleen werken op drukverschillen. Een uitgebreide ISA tabel is te vinden in bijlage (**IV**)

Tabel 2 standaard waarden

Grootheid	Waarde
Temperatuur	288,15K of 15°C
Dichtheid	1.225 kg/m^3
Druk	1013.25 hPa

1.1.1.c Soorten druk

Druk betekent een hoeveelheid kracht per oppervlak. De eenheid van druk [P] is dan ook gelijk aan een hoeveelheid Newton per vierkante meter [N/m^2] of Pascal [Pa]. Doordat lucht een massa heeft wordt het aangetrokken door de aarde. Het resulterende gewicht levert een kracht op. Bij luchtdruk betekent deze hoeveelheid kracht, de kracht die de aanwezige luchtmoleculen uitoefenen op een gegeven oppervlak. Er zijn drie soorten luchtdruk, namelijk de statische druk (P_s), de dynamische druk (P_d) en de totale druk (P_t).

- **Statische druk.** De statische druk (**formule 1.1**) kan men meten en is gelijk aan de atmosferische druk (P_{atm}). Wanneer een voorwerp zich bevindt in stilstaande lucht zal de omringende lucht een druk uitoefenen die overal even groot is en die loodrecht op het oppervlak van dit voorwerp staat. Deze druk zal met toenemende hoogte afnemen.

<u>Statische druk:</u>	$P_s = \rho * g * h + P_0$	(1.1)
P_s	Statische druk	[Pa]
P_0	Beginwaarde druk	[Pa]
ρ	Dichtheid	$[\text{Kg/m}^3]$
g	Valversnelling	$9.81 [\text{m/s}^2]$
h	Hoogte	[m]



- **Dynamische druk.** De dynamische druk (**formule 1.2**) is een niet direct te meten luchtdruk. Het is de bewegingsenergie of kinetische energie van de lucht. Het maakt hierbij niet uit of de lucht met een bepaalde snelheid langs het vliegtuig stroomt of dat het vliegtuig met een bepaalde snelheid door de lucht beweegt. De hoeveelheid energie hangt samen met de dichtheid (ρ) en de snelheid (v) van de lucht. Voor een niet samendrukbare stroming geldt dat de dynamische druk berekend kan worden door de totale druk te verminderen met de statische druk. De berekende druk is gelijk aan de stuwdruk (q) wanneer er vanuit wordt gegaan dat de lucht onsamendrukbare is. Dit mag aangenomen worden tot luchtsnelheden van 200 knopen. Hierboven neemt de afwijking van de dynamische druk ten opzichte van de werkelijke druk te veel toe.

<u>Dynamische druk:</u> $P_d = q = \frac{1}{2} * \rho * v^2$ (1.2)		
P_d	Dynamische druk	[Pa]
ρ	Dichtheid	[Kg/m ³]
v	Snelheid	[m/s]
q	Stuwdruk	[Pa]

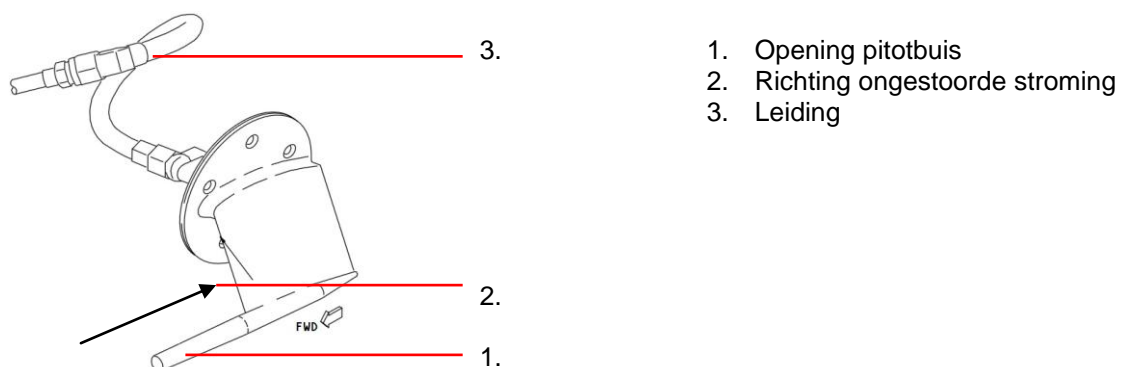
- **Totale druk.** De totale druk (**formule 1.3**) is evenals de statische druk meetbaar. Het is de som van de statische en de dynamische druk. De totale druk is afhankelijk van de snelheid van het vliegtuig ten opzichte van de omringende lucht. Wanneer de snelheid toeneemt zal ook de totale druk toenemen.

<u>Totale druk</u> $P_t = P_s + P_d$ (1.3)		
P_t	Totale druk	[Pa]
P_s	Statische druk	[Pa]
P_d	Dynamische druk	[Pa]

1.1.1.d Drukopname

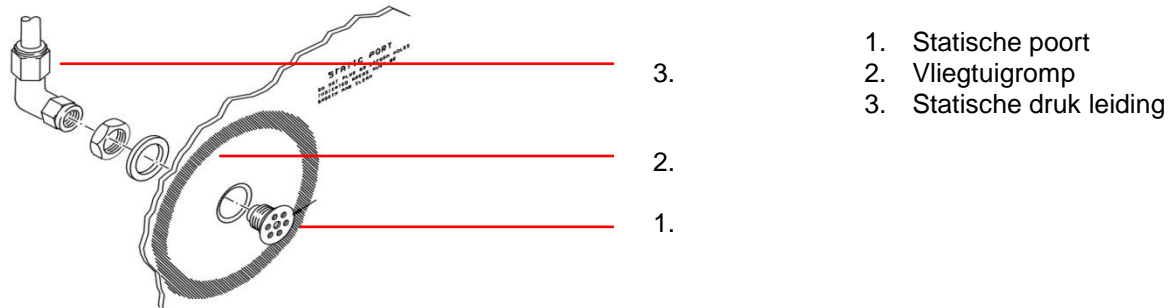
Voor het opnemen van de verschillende soorten luchtdruk rond het vliegtuig wordt gebruik gemaakt van apparatuur wat ontwikkeld is voor een specifieke drukopname. De pitotbuis en statische poort vinden hier hun toepassing.

- **Pitotbuis.** De totale druk die benodigd is voor het bepalen van de vliegsnelheid kan worden gemeten met een pitotbuis (**figuur 1**). De pitotbuis heeft aan de voorzijde een opening (**1**) die evenwijdig aan ongestoorde stroming (**2**) wordt geplaatst. Doordat de buis aan de achterzijde is afgesloten zal de lucht in de buis volledig opstuwen. Dit betekent dat de snelheid van de lucht nul wordt. De druk in de buis wordt aan het airdata systeem doorgegeven via een leiding (**3**). Voor het bepalen van de vliegsnelheid wordt de totale druk vergeleken met de statische druk.



Figuur 1 pitotbuis

- **De statische poort.** De poort wordt gebruikt om de statische druk rond het vliegtuig te op te nemen. Deze poort (**figuur 2**) is loodrecht op de luchtstroming geplaatst in een gebied waar de stroming het meest ongestoord is. Meestal is dit net onder het breedste punt van de vliegtuigromp. Dit voorkomt tevens dat er water in de poort (**1**) kan stromen. Om de statische druk juist te bepalen is het belangrijk dat het plaatmateriaal (**2**) in de buurt van het meetpunt zeer glad is afgewerkt. De luchtdruk wordt via een leiding (**3**) naar de instrumenten gevoerd.



Figuur 2 statische poort

1.1.1.e Problemen drukopname

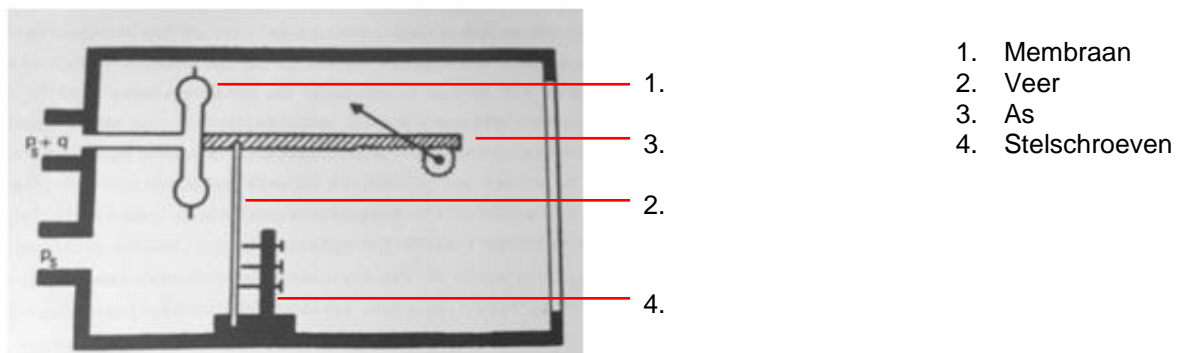
In de realiteit is het bepalen van de correcte druk rond een vliegtuig erg moeilijk. Zo blijkt er geen plaats te zijn op het vliegtuig waar, onder alle omstandigheden, de correcte statische druk zal heersen. De afwijking aan de opname van de statische druk die dit met zich meebrengt wordt de *position error* genoemd. De grootte van de afwijking is afhankelijk van de vliegsnelheid, de hoogte en de configuratie van het vliegtuig op dat moment.

Bij het meten van de totale druk ontstaat er een afwijkingen wanneer de luchtstroom niet evenwijdig maar onder een andere hoek de pitotbuis binnenstroomt. Dit komt voor wanneer er met een grotere *angle of attack* wordt gevlogen.

De meetinstrumenten zijn tevens onderhevig aan factoren, zoals wisselende temperaturen en vuil. Zo is het mogelijk dat de pitotbuis of de statische poort dicht vriest doordat het vocht in de koude buitenlucht in aanraking komt met het vliegtuig. Bevriezing van de pitotbuis zorgt voor een afwijkende indicatie van de snelheidsmeter. Bevriezing van de statische poorten heeft gevolgen voor alle drie de luchtdrukinstrumenten. Om de bevriezing te voorkomen worden er verwarmingselementen toegepast. Deze verhitten zowel het gebied rond de statische poort als de pitotbuis.

1.1.1.f Calibrating spring

De luchtdrukinstrumenten (**figuur 3**) maken gebruik van een membraan (**1**). Dit is een metalen capsule die door een druktoename zal uitzetten en door drukafname zal inkrimpen. Het flexibele gedrag van de capsule is afhankelijk van de hoeveelheid druk. Wanneer er weinig druk op komt te staan zal de capsule makkelijk uit kunnen zetten. Wanneer de druk echter toeneemt zal de capsule moeilijker uitzetten. Dit is een gevolg van de rek van het metaal. Aangezien de aanwijzing op de instrumenten over een lineaire schaalverdeling verloopt, zal de uitzetting van de capsule gekalibreerd moeten worden. Dit wordt gedaan door een calibrating spring. Dit is een veer (**2**) die via een as (**3**) verbonden is met de capsule. Wanneer de capsule uitzet zal dit voor een verbuiging van de veer zorgen. De veer loopt door de verbuiging tegen een rij stelschroeven (**4**) aan. De schroeven zorgen ervoor dat de lengte waarover de veer kan buigen, afneemt. Dit zorgt ervoor dat de veer stugger wordt, met als gevolg een tegenwerkende kracht voor de capsule.



Figuur 3 werking calibrating spring



1.1.2 Airspeed indicator

De airspeed indicator geeft de snelheid van het vliegtuig weer ten opzichte van de omringende lucht. Het instrument gebruikt een drukverschil als maat voor de snelheid van het vliegtuig **(1.1.2.a)**. In de cockpit valt echter niet een druk af te lezen op het instrument maar de vliegsnelheid in knopen per uur **(1.1.2.b)**. Verder wordt er een onderscheid gemaakt in verschillende soorten snelheid **(1.1.2.c)**.

1.1.2.a Werking airspeed indicator

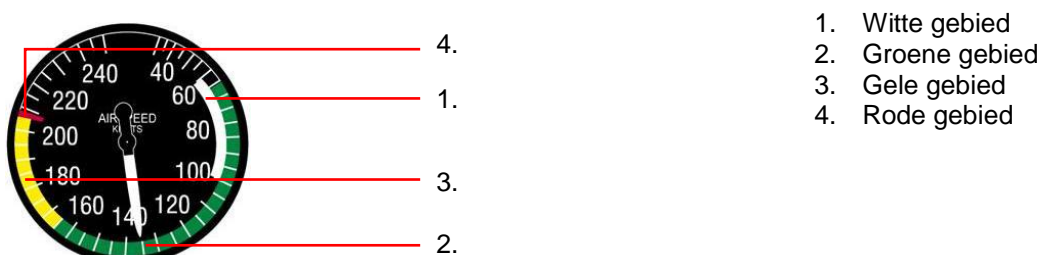
De airspeed indicator bestaat uit een luchtdicht instrumentenhuis **(figuur 4)** waarop zich twee aansluitingen bevinden. Via de totale druk aansluiting **(1)** wordt het membraan **(2)** gevuld met de totale druk. Met de statische druk aansluiting **(3)** wordt het instrumentenhuis **(4)** gevuld met de statische druk. Een toe- of afname van zowel de snelheid als de hoogte heeft een drukverschil tussen de totale en de statische druk als gevolg. Het drukverschil zal het membraan van vorm doen veranderen. De mate van vervorming is een maat voor de vliegsnelheid. De uitslag van het membraan wordt naar de wijzer **(5)** aan de voorzijde van het instrument overgebracht via een kwadrant **(6)** met een tandwiel **(7)**.



Figuur 4 binnenwerk airspeed indicator

1.1.2.b Weergave airspeed indicator

Op de wijzerplaat **(figuur 5)** wordt met een wijzer de vliegsnelheid weergegeven *Knots (Kts)*. De schaalverdeling verloopt lineair. Verder wordt er met kleur onderscheid gemaakt in verschillende snelheidsgebieden. Met wit **(1)** wordt het gebied beschreven waar met de *flaps* uitgekapt gevlogen wordt. Aan de ondergrens ligt de *stallspeed* (V_{s0}). Dit is de minimale snelheid van het toestel. Het vliegtuig zal hier overtrekken wanneer de flaps gebruikt worden. De bovengrens van het witte gebied geeft de maximale snelheid aan voor het vliegen met de flaps uitgekapt (V_{fe}). De groene strook **(2)** geeft het snelheidsgebied aan waar tijdens de normale vluchtomstandigheden in gevlogen wordt. De ondergrens geeft hier de stallspeed aan voor het vliegtuig in de bijbehorende configuratie (V_{s1}). Dit is over het algemeen met het *landinggear* en de flaps ingetrokken. De boven grens geeft de maximale *cruise-speed* (V_{no}) aan. De gele strook **(3)** van de wijzerplaat beschrijft het *caution* gebied. Het vliegtuig mag hier alleen in gunstige weersomstandigheden en zonder abrupte stuurbewegingen gevlogen worden. De rode streep **(4)** geeft de maximale snelheid (V_{ne}) van het vliegtuig aan. Deze snelheid mag niet overschreden worden.



Figuur 5 weergave airspeed indicator



1.1.2.c Soorten snelheid

De standaard airspeed indicator wordt gekalibreerd volgens de ISA. Dit houdt in dat het instrument geen rekening houdt met een verandering in dichtheid bij toenemende hoogte. Dit heeft een afwijking van de aangegeven snelheid of *indicated airspeed (IAS)* ten opzichte van de werkelijke snelheid tot gevolg wanneer de hoogte toeneemt (dichtheid neemt af). Om tot de juiste IAS te komen moeten er correcties worden uitgevoerd. Het toepassen van deze correcties levert een aantal nieuwe snelheden op.

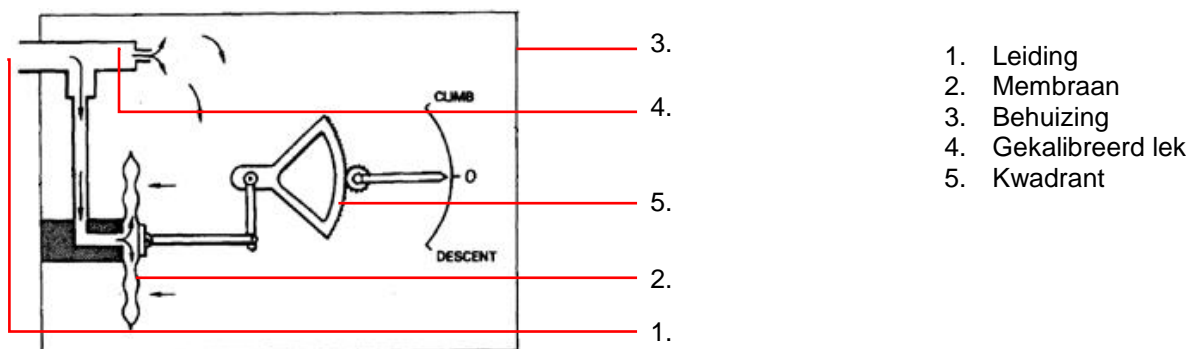
- **Calibrated airspeed (CAS).** Dit is de waarde van de IAS, maar dan met correcties voor instrumentale afwijkingen of afwijkingen ontstaan door de installatie. Deze afwijkingen zijn vooral groot bij lage snelheden.
- **Equivalent airspeed (EAS).** Bij snelheden boven de 200 knopen is lucht niet meer onsamen-drukbaar te beschouwen. De EAS is een correctie op de CAS, die dit verschijnsel corrigeert.
- **True airspeed (TAS).** Hierbij is de CAS gecorrigeerd voor de afwijkingen in toenemende hoogte en veranderende temperaturen. Bij hogere hoogte is de dichtheid lager, de drukopbouw in de pi-totbuis is dus ook lager en daarmee de snelheidsindicatie ook.
- **Groundspeed (GS).** Hierbij wordt de snelheid ten opzichte van de grond gemeten, de TAS wordt gecorrigeerd voor kop- of staartwind
- **Mach speed (M).** Dit is een verhoudingsgetal en heeft geen eenheid. Het geeft de verhouding weer tussen de geluidssnelheid op zeeniveau en de lokale geluidssnelheid van de hoogte waarop het vliegtuig zich op dat moment bevindt.

1.1.3 Vertical speed indicator

Een vertical speed indicator geeft de klim- of daalsnelheid van een vliegtuig, doormiddel van de een meting door de statische poort (**1.1.3.a**). Door de verandering in statische druk te meten kan de verti-kale snelheid worden getoond in *feet per minute* (**1.1.3.b**). Maar zoals bij elk instrument zijn er een aantal afwijkingen, die moeten worden gecorrigeerd (**1.1.3.c**). Voor deze afwijkingen zijn er oplossin-gen gevonden om deze te minimaliseren (**1.1.3.d**).

1.1.3.a Werking vertical speed indicator

Een statische poort meet de statische druk rondom het vliegtuig, en voert dit onder andere aan de vertical speed indicator (**figuur 6**). De druk begint in de statische poort en wordt via een leiding (**1**) vervoerd. Aan het einde van de leiding kan de lucht twee richtingen op. De eerste richting is naar het membraan (**2**), de tweede richting is de instrumentbehuizing in (**3**) via een gekalibreerd lek (**4**). De reden voor het gekalibreerde lek is slechts een beperkte toevoer de instrumentbehuizing in of uit, waardoor er een verschildruk gemeten kan worden tussen de luchtdruk in het membraan en de lucht-druk in de behuizing. Als de luchtdruk verandert vervormt het membraan, hierdoor bewegen de sta-ven, het kwadrant (**5**) en de wijzer.



Figuur 6 werking vertical speed indicator



1.1.3.b Weergave vertical speed indicator

De vertical speed (**figuur 7**) wordt getoond op een analoge wijzerplaat (**1**). Deze wijzerplaat heeft slechts een enkele wijzer (**2**), die bij een neutrale positie (dus het vliegtuig is *level*) horizontaal naar links wijst. Als er een vertical speed optreedt kan dit op twee manieren, positief of negatief. Bij een positieve vertical speed klimt het vliegtuig en draait de wijzer met de klok mee. Bij een negatieve vertical speed daalt het vliegtuig en draait de wijzer tegen de klok in.

Er wordt een logaritmische schaalverdeling toegepast omdat het belangrijker is om te zien of er een vertical speed is en welke richting deze heen gaat, dan de nauwkeurige waarde. De vertical speed wordt weergegeven in 1000 feet per minuut



Figuur 7 weergave vertical speed indicator lineair (L) en logaritmisch (R)

1.1.3.c Afwijkingen en correcties vertical speed indicator

De vertical speed indicator ondervindt drie soorten afwijkingen, deze zijn:

1. Instrumental errors
2. Methodical errors
3. Instrument lag

ad 1 Instrumental error

Als het instrument gedurende een periode wordt blootgesteld aan een constante luchtdruk en de temperatuur stijgt dan ineens, zal de aanwezige lucht in het instrument gaan uitzetten. Het gevolg hiervan is dat een vertical speed zal ontstaan en de wijzer zal verdraaien. Door de behuizing thermisch te isoleren kan dit probleem worden beperkt.

ad 2 Methodical errors

De vertical speed indicator wordt gekalibreerd aan de hand van een temperatuur T_0 . Als de temperatuur afwijkt van T_0 , dan zou de vertical speed een verkeerde waarde aangeven. Door gebruik te maken van een *small orifice* in de leiding van de statische poort naar de behuizing kan deze fout beperkt worden.

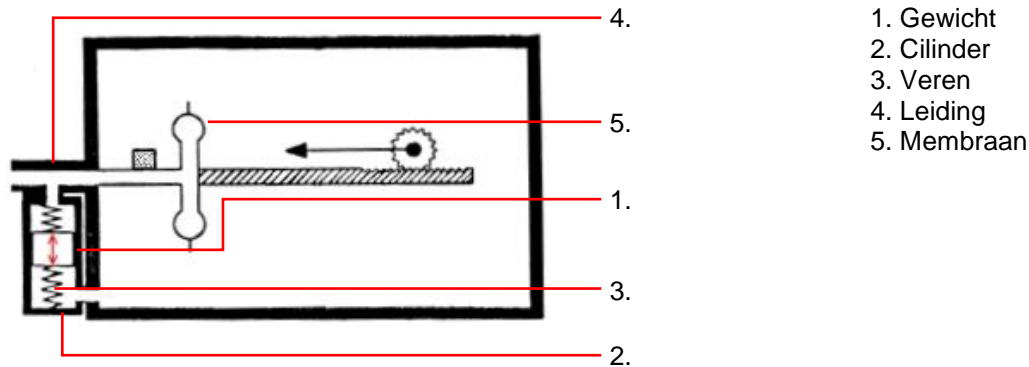
ad 3 Instrument lag

De tijd die nodig is om voor de wijzer van 0% naar 37% van de ware vertical speed te tonen, heet instrument lag. Ideaal gezien moet deze tijd zo laag mogelijk zijn, zodat bij klimmen of dalen direct zichtbaar is hoe snel dit gebeurt. Echter is er ook nog turbulentie, waardoor het vliegtuig vele malen kan klimmen en dalen, maar voor de piloot zijn deze kleine uitslagen niet interessant. Als compromis is een vertraging genomen van ongeveer vier seconden. Om de instrument lag toch zo klein mogelijk te maken, wordt er gebruik gemaakt van een *instantaneous vertical speed indicator*.

1.1.3.d Werking instantaneous vertical speed indicator

De instantaneous vertical speed indicator (IVSI) (**figuur 8**) werkt volgens het zelfde principe als een vertical speed indicator, alleen heeft deze uitvoering een aantal toevoegingen. Deze toevoegingen zijn: een gewicht (**1**), deze hangt in een cilinder (**2**) in het instrument. Het gewicht wordt in een neutrale stand gehouden door een paar veren (**3**) zowel boven als onder het gewicht. Aan de cilinder is een leiding (**4**) verbonden die richting het membraan (**5**) gaat.

Als het vliegtuig nu stijgt, gaat het gewicht omlaag door massa traagheid en wordt er een hoeveelheid lucht het membraan in geforceerd voor een snellere indicatie.



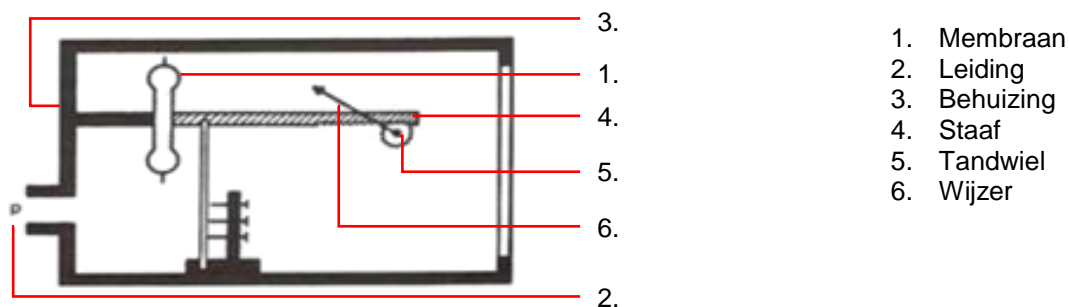
Figuur 8 werking instantaneous vertical speed indicator

1.1.4 Altitude indicator

Een altitude indicator, maakt net als een vertical speed indicator gebruik van de statische poort voor een luchtdruk meting. De altitude indicator meet de hoogte, doordat bij toenemende hoogte de statische luchtdruk daalt. Het is dus een barometer (1.1.4.a). De weergave van de altitude indicator is in feet (1.1.4.b). Echter beschikt ook dit instrument over afwijkingen waarvoor correcties noodzakelijk zijn (1.1.4.c).

1.1.4.a Werking altitude indicator

De altitude indicator (figuur 9) meet de statische druk rondom het vliegtuig doormiddel van de statische poort. In de instrumentbehuizing bevindt zich een membraan (1), in dit membraan heerst een luchtdruk dat nét geen vacuüm is. De luchtdruk van de statische poort, komt de behuizing binnen via een leiding (2). Als het vliegtuig in hoogte stijgt zal de statische druk in de behuizing (3) dalen, hierdoor zal het membraan uitzetten. Als gevolg hiervan zal de staaf (4) zich verplaatsen waardoor het tandwiel (5) en de wijzer (6) gaan bewegen. Op de altitude indicator bevindt zich een knop, met deze knop kan het instrument ingesteld worden op een bepaalde waarde. Deze waarde kan zowel een druk als een hoogte instelling zijn.



Figuur 9 werking altitude indicator

1.1.4.b Weergave altitude indicator

De hoogte is af te lezen van een analoge wijzerplaat (1) (figuur 10). De altitude indicator beschikt over drie wijzers. De langste wijzer (2) geeft de hoogte aan in honderdtallen voet. De kortere, maar dikkere wijzer (3) geeft de hoogte in duizendtallen voet weer en de kleinste, maar dikste wijzer (4) geeft de hoogte weer in tienduizendtallen voet. De getallen in de uitsparing aan de linker en rechterzijde zijn de ingestelde luchtdruk waarden (5). Deze zijn in dit geval 1013 mbar en 29,92 inch kwik. Deze instelling is te doen doormiddel van het draaien aan de knop (6) gemonteerd links onder het instrument.



1. Wijzerplaat
2. Wijzer honderdtallen
3. Wijzer duizendtallen
4. Wijzer tienduizentallen
5. luchtdruk waarden
6. Knop

Figuur 10 weergave hoogtemeter

1.1.4.c Afwijkingen en correcties altitude indicator

Tijdens de vlucht heeft een vlieger te maken met verschillende situaties, waar de hoogte instelling op moet worden aangepast. Zo kan de er een gebied worden ingevlogen waar de luchtdruk hoger is dan het voorgaande gebied. Er moet worden geland op een vliegveld, waarbij de hoogte boven zeeniveau is. Of men verplaatst zich boven de zogenaamde *transition layer*. Voor al deze situaties moet een instelling gedaan kunnen worden. Voor al deze verschillende situaties zijn zogenaamde codes opgesteld, de Q codes (**figuur 11**). Deze Q codes worden gebruikt om de altitude indicator in te stellen ten opzichte van een vooraf bepaald referentievlak. De Q codes die worden toegepast zijn:

1. QFE
2. QNH
3. QNE

ad 1 QFE

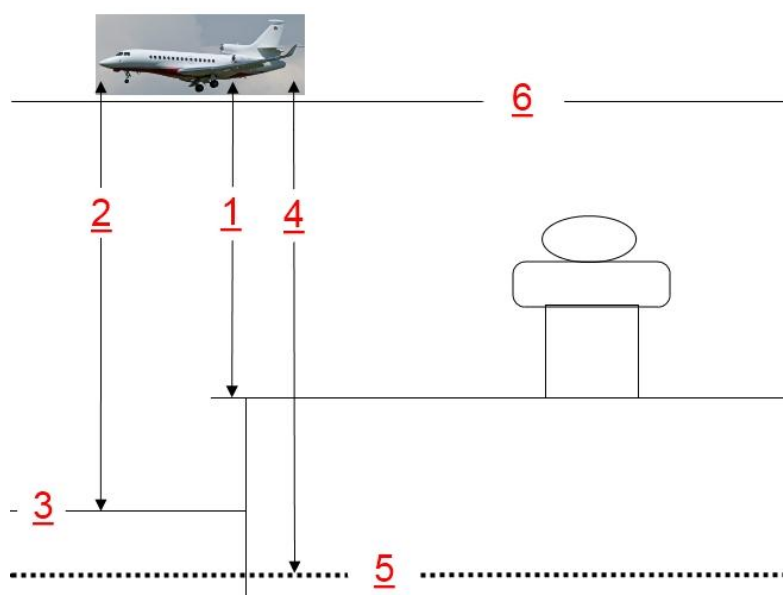
QFE (**1**) houdt in "Question Field Elevation". Deze instelling wordt toegepast als er geland moet worden op een vliegveld dat zich boven zeeniveau bevindt. Er wordt dan gevraagd om de hoogte en druk heersend op dat vliegveld aan de luchtverkeersleiding. De altitude indicator wordt dan hierop ingesteld en als het vliegtuig op de baan staat, zal de altitude indicator een waarde van nul voet aangeven. De hoogte tussen het vliegtuig en het veld wordt de *absolute altitude* genoemd.

ad 2 QNH

QNH (**2**) houdt in "Question Nautical Height". Bij deze instelling wordt gebruik gemaakt van de hoogte boven zeeniveau (**3**). Bij deze instelling verschilt de luchtdruk op hoogte, maar niet waar een vliegtuig zich bevindt, hiervoor moet dus contact opgenomen worden met de luchtverkeersleiding om dit te corrigeren. Als met deze instelling geland moet worden op een veld dat zich op 2000ft bevindt, zal de altitude indicator een waarde aangeven van 2000 ft als het vliegtuig op de baan staat. Deze hoogte wordt de *true altitude* genoemd.

ad 3 QNE

QNE (**4**) houdt in "Question Nautical Equivalent". Deze instelling wordt ook wel de *standard altitude setting* (SAS). Hierbij wordt de altitude indicator ingesteld op een waarde van 1013,25 mbar of 29,92 inch kwikdruk (**5**). Deze instelling wordt gebruikt als men de zogenaamde overgangshoogte (**6**) of transition layer passeert. Deze hoogte is in Nederland vastgesteld op 3000ft. Het voordeel van deze instelling is dat alle vliegtuigen boven deze laag werken vanuit het zelfde referentiekader, waardoor alle altitude indicators op dezelfde hoogte dezelfde waarde tonen. Dit voorkomt botsingen van vliegtuigen in hetzelfde luchtruim. Deze hoogte wordt de *indicated altitude* genoemd.



1. QFE
2. QNH
3. MSL
4. QNE
5. Referentiekader
6. Transition layer

Figuur 11 Q codes

1.2 Gyroscopische instrumenten

Naast de luchtdrukinstrumenten zijn er nog drie instrumenten belangrijk voor het veilig uitvoeren van de vlucht. De tweede groep van basic six instrumenten geeft informatie over de stand van het vliegtuig en maakt gebruik van een gyroscoop. Voordat er ingegaan wordt op de werking van de instrumenten wordt eerst aandacht besteed aan de achterliggende theorie en werking van een gyroscoop (1.2.1). Het eerste instrument dat aan bod komt is de *attitude indicator* (1.2.2). Hierop volgt de *heading indicator* (1.2.3). Het derde en laatste instrument is de *turn and bank indicator* (1.2.4).

1.2.1 Theorie gyroscopen

Voor het bepalen van de stand en bewegingsrichting van het vliegtuig met een gyroscoop is een referentie kader vereist (1.2.1.a). De werking van een gyroscoop berust op twee fundamentele eigenschappen (1.2.1.b). Afhankelijk van de functie die een gyroscoop moet vervullen zijn er verschillende constructie methoden (1.2.1.c). Verder kan de aandrijving van de gyroscoop op meerdere manieren gerealiseerd worden (1.2.1.d). De toepassing van een gyroscoop brengt een aantal afwijkingen met zich mee (1.2.1.e). Er zijn verschillende methoden ontwikkeld om de gevolgen van de afwijkingen zoveel mogelijk te beperken (1.2.1.f).

1.2.1.a Referentiekader

Voor het bepalen van de stand en bewegingsrichting van het vliegtuig wordt gebruik gemaakt van twee referentie kaders. Dit zijn het *aircraft frame of reference* en het *geodetic frame of reference*.

- **Aircraft frame of reference.** Het eerste referentiekader (bijlage VI) bestaat uit een stelsel van 3 loodrecht op elkaar geplaatste assen waarbij de assen elkaar kruisen in het *center of gravity* van het vliegtuig. In het horizontale vlak liggen de x- en y-as. De x-as loopt tussen de neus en de staart van het vliegtuig en is de *roll* as. De y-as loopt van vleugel tot vleugel en is de *pitch* as. In het verticale vlak ligt de z-as. De z-as staat loodrecht op de x- en y-as en is de *yaw* as.
- **Geodetic frame of reference.** Het tweede referentiekader bestaat eveneens uit een assenstelsel met 3 assen samenkomend in het center of gravity. Nu staat de verticale as, z-as, echter loodrecht op het aardoppervlak. De x- en y-as staan hierbij loodrecht op de z-as. Dit maakt het meten van hoeken rond de 3 assen (pitch, roll, yaw) mogelijk.



1.2.1.b Eigenschappen gyroscopen

Een draaiende gyroscoop bezit dankzij zijn draaisnelheid, massa en de afstand van de massa tot de draaiingsas een tweetal fundamentele eigenschappen. De mate waarin de eigenschappen effect hebben op de gyroscoop is afhankelijk van de wet van behoud van impulsmoment (**formule 1.4**).

<u>Impulsmoment</u>	$L = r * p$	(1.4)
L	Impulsmoment	[kg*m ² /s]
r	Straal	[m]
p	Impuls	[kg*m/s]

Hierin is 'p' de impuls. De maat voor de 'hoeveelheid beweging' van een voorwerp (**formule 1.5**).

<u>Impuls</u>	$p = m * v$	(1.5)
p	Impuls	[kg*m/s]
m	Massa	[kg]
v	Snelheid	[m/s]

De wet van behoud van impulsmoment is afgeleid uit de wetten van Newton. Uit de tweede wet van Newton (**formule 1.6**) kan worden afgeleid dat wanneer er geen externe kracht werkt op een object (som van de krachten is gelijk aan 0) het voorwerp in rust is of eenparig beweegt. Het constant blijven van de snelheid zorgt er voor dat de impuls constant zal blijven.

<u>Tweede wet Newton</u>	$F = m * a$	(1.6)
F	Kracht	[N]
m	Massa	[kg]
a	Versnelling	[m/s ²]

De betreffende twee eigenschappen zijn standvastigheid en precessie.

- **Standvastigheid.** Deze eigenschap van een gyroscoop beschrijft het gedrag van een draaiende massa waarbij de draai-as zijn stand behoudt ten opzichte van een punt in de ruimte.
- **Precessie.** Om een verandering aan te brengen in de stand van een draaiende gyroscoop is een koppel benodigd. Dit koppel kan voorgesteld worden als een kracht die zowel op de draai-as als de omtrek van de gyroscoop kan werken. De richtingsverandering vindt niet in de richting van de aangebrachte kracht plaats maar altijd 90 graden met de draairichting mee. De mate van precessie, *rate of precession* (**formule 1.7**), zal toenemen wanneer de aangebrachte kracht toeneemt en kleiner worden wanneer de standvastigheid van de gyroscoop toeneemt.

<u>Rate of precession</u>	$\omega = T / L$	(1.7)
ω	Rate of precession	[rad/s]
T	Koppel	[Nm]
L	Impulsmoment	[kg*m ² /s]

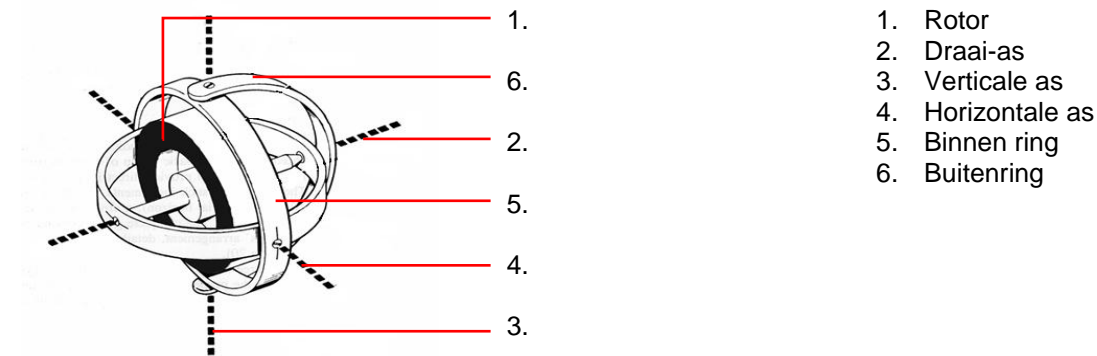
1.2.1.c Constructie gyroscopen

Een gyroscoop (**figuur 12**) is een mechanisch apparaat waarbij het belangrijkste onderdeel een rotor (**1**) in de vorm van een vlakke schijf is die met hoge snelheid kan draaien rond een as. De gyroscoop wordt in een instrument opgehangen in een stelsel van ringen. De ophanging bepaalt de bewegingsvrijheden van een gyroscoop over een assenstelsel. Het assenstelsel bestaat uit drie assen. Dit zijn de draai-as (**2**), de verticale as (**3**) en de horizontale as (**4**). Deze manier van ophanging wordt een cardanische ophanging genoemd. Hierbij valt onderscheid te maken tussen vol cardanisch en halfcardanisch opgehangen gyroscopen.

- **Vol cardanische ophanging.** Wanneer een vol cardanische ophanging wordt toegepast zal de gyroscoop tussen twee ringen of *gimbals* worden geplaatst. De binnenste (**5**) en buitenste (**6**) gimbal ring staan negentig graden ten opzichte van elkaar. De gyroscoop kan om drie assen draaien. Dit zorgt ervoor dat de gyroscoop in alle richtingen vrij kan bewegen. Deze gyroscoop



wordt een *Two Degrees of Freedom* (TDF) gyroscoop genoemd. Deze gyroscoop behoudt zijn stand in de ruimte.



Figuur 12 de gyroscoop

- **Half cardanische ophanging.** Wanneer er een half cardanische ophanging wordt toegepast zal de gyroscoop bevestigd zijn aan één gimbal ring. Dit betekent dat de gyroscoop nog maar in één richting vrij kan bewegen. Dit wordt daarom een *Single Degree of Freedom* (SDF) gyroscoop genoemd. Deze gyroscoop behoudt zijn stand in de ruimte niet.

Naast de mogelijkheid om de gyroscoop vol of half cardanisch op te hangen kan er, afhankelijk van de toepassing, ook gekozen worden om de draai-as van de gyroscoop horizontaal of verticaal te plaatsen.

1.2.1.d Soorten gyroscoepen

Er wordt onderscheid gemaakt in het soort gyroscoop aan de hand van het type aandrijving. De rotor van een mechanische gyroscoop kan zowel pneumatisch als elektrisch aangedreven worden. Een moderne variant van de gyroscoop, de lasergyroscoop, heeft geen bewegende delen meer.

- **Pneumatische aangedreven gyroscoepen.** Kleine en eenvoudige gyroscoepen kunnen via een vacuüm of druk systeem aangedreven worden. De rotor van de gyroscoop wordt uitgevoerd met schoepen. Er wordt voor een luchtstroming over de rotor gezorgd. De rotor zal met een toerental tussen de 12.000 en 18.000 omw/min gaan draaien door de lucht die tegen de schoepen aangeblazen wordt.
- **Elektrisch aangedreven gyroscoepen.** Deze vorm van aandrijving vindt toepassing in de grote luchtvaart. Er wordt gebruik gemaakt van een speciale vorm van elektromotoren. Hierbij is de rotor van de elektromotor tevens de rotor van de gyroscoop. Op de motor wordt boordspanning van het vliegtuig aangesloten. Deze gyroscoepen draaien met ongeveer 20.000 omw/min.
- **Ringlaser gyroscoepen.** Een moderne uitvoering van de gyroscoop is de ringlaser gyroscoop. Er wordt bij dit type gyroscoop geen gebruik gemaakt van een snel draaiende massa. De gyroscoop heeft daarom geen bewegende delen meer. Er wordt gebruik gemaakt van sterke lichtbundels die via spiegels afgebogen worden. Een standverandering in één van de as richtingen (x,y,z) kan op deze manier bepaald worden. Om een mechanische gyroscoop te vervangen moeten drie ringlaser gyroscoepen worden toegepast. Dit type gyroscoop is nauwkeuriger, onderhoudsvriendelijker en compacter te bouwen.

1.2.1.e Afwijkingen gyroscoepen

De gyroscoepen die worden toegepast willen zich richten naar een punt in de ruimte. De toepassing van een cardanische ophanging en de standverandering van een gyroscoop ten opzichte van de aarde, geeft afwijkingen. Dit zijn:

1. Gimbal lock
2. Real drift
3. Apparent drift
4. Transport wander

**ad 1 Gimbal lock**

Bij een vol cardanisch opgehangen gyroscoop is het mogelijk dat twee gimbal ringen gelijk komen te liggen aan elkaar. In deze situatie verliest de gyroscoop een rotatie as en wordt daarmee een SDF gyroscoop. Dit is een nadelige situatie. Er worden daarom begrenzers geplaatst. De begrenzers voorkomen dat de gyroscoop verder dan 85 graden kan draaien.

ad 2 Real drift

De afwijking is het gevolg van wrijving en onbalans in de gyroscoop. De cardanische ophanging wordt gelagerd door middel van kogellagers. De wrijvingskrachten en onbalans zorgen voor een ongewenste precessie kracht op de gyroscoop. De gevolgen worden geminimaliseerd door de toepassing van hoogwaardige materiaal soorten en een nauwkeurige constructie.

ad 3 Apparent drift

Een verticale TDF gyroscoop zal afhankelijk van de positie op de aarde zorgen voor een afwijking. De gyroscoop zal ten opzichte van een waarnemer op de aarde, schijnbaar verdraaien in de tijd. De verdraaiing treedt met de zelfde snelheid op als de draaisnelheid van de aarde. Dit is op de evenaar 360 graden in 24 uur en 15 graden per uur. Op de polen is dit nul graden per uur.

ad 4 Transport wander

De afwijking ontstaat wanneer een gyroscoop ten opzichte van de aarde verplaatst wordt in de richting van de draai-as. Bij een verticale gyroscoop is dit van noord naar zuid over de aarde. Bij een horizontale gyroscoop is dit van oost naar west over de aarde. De stand van de draai-as ten opzichte van de aarde verandert hierdoor om de 90 graden van horizontaal naar verticaal of andersom.

1.2.1.f Richtmiddelen gyroscopen

Voor dat een TDF gyroscoop toegepast kan worden in een vliegtuiginstrument moet er een compensatie plaats vinden voor de apparant drift en transport wander. Dit wordt gedaan met richtmechanismen. De mechanismen zorgen ervoor dat de draai-as van de gyroscoop naar de aarde gericht zal blijven. Op deze manier wordt de gyroscoop standvastig ten opzichte van de aarde. De uitvoering van de richtmechanismen verschilt per toepassing en aandrijving van de gyroscoop. De richtmechanismen zijn gevoelig voor de zwaartekracht en maken gebruik van precessie om de gyroscoop op te richten. Er kan gebruik gemaakt worden van een kleppendoos, kogeldoos of van vloeistofschakelaars.

- **Kleppendoos.** Dit richtmechanisme wordt toegepast bij pneumatisch aangedreven gyroscopen. De behuizing van de kleppendoos wordt onder de rotor van de gyroscoop aangebracht. De lucht die gebruikt wordt voor het aandrijven van de gyroscoop wordt door de behuizing gevoerd. Er bevinden zich vier kleppen aan de omtrek van de behuizing. De kleppen laten de lucht naar buiten maar zijn gevoelig voor de zwaartekracht en zullen openen of sluiten afhankelijk van de stand van de gyroscoop. Wanneer een klep sluit ontstaat er een onbalans in de luchtstroom. De onbalans zorgt voor een resulterende precessie-kracht. Deze precessie-kracht zorgt ervoor dat de gyroscoop weer naar de aarde gericht wordt.
- **Kogeldoos.** Dit richtmechanisme kan worden toegepast op zowel pneumatisch als elektrisch aangedreven gyroscopen. Het bestaat uit een behuizing met daar binnenin een ronde plaat. De plaat wordt via een tandwielconstructie aangedreven door de rotor van de gyroscoop met een toerental van 25 omw/min. De plaat heeft aan de omtrek een reeks schoepen. Op de plaat liggen een aantal metalen balletjes. Wanneer de gyroscoop rechtop hangt balanceren de balletjes in het midden van de plaat. Dit heeft geen effect op de gyroscoop. Wanneer de gyroscoop echter van stand veranderd zullen de balletjes door de zwaartekracht in de schoepen van de draaiende plaat vallen. Hierdoor worden de balletjes meegenomen door de plaat. De massa van de balletjes wordt nu opzij verplaatst. Dit resulteert in een precessie-kracht die de gyroscoop weer zal oplijnen met de aarde.
- **Vloeistofschakelaar.** Dit richtmechanisme wordt toegepast bij elektrisch aangedreven gyroscopen. Er wordt gebruik gemaakt van een vloeistofschakelaar. Dit is een glazen buis waarin zich drie contactpunten bevinden. De buis is gevuld met een elektrolyt. Er wordt een schakelaar aan de x- en y-as van het vliegtuig bevestigd. Een standverandering van het vliegtuig zorgt voor een gesloten elektrisch circuit. Hierop wordt een elektromotor aangedreven. Het koppel van de elektromotor zorgt voor een precessie-kracht die de gyroscoop weer zal oplijnen.



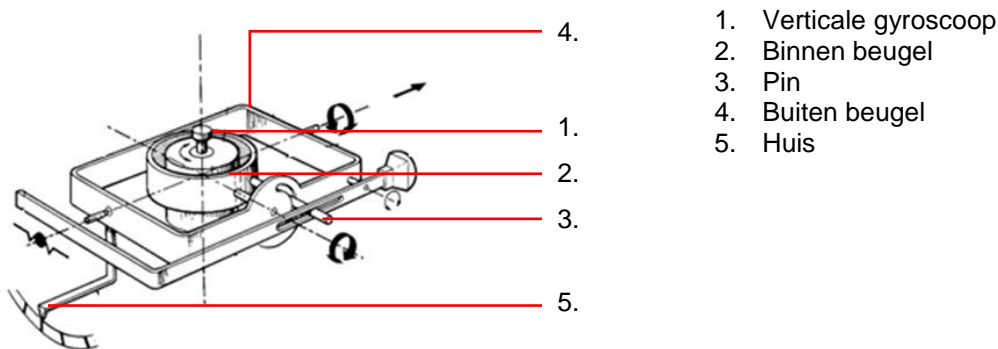
Bij het opstarten van de gyroscoop kan er voor een korte periode een grote stroom door het circuit worden gestuurd. Dit zorgt voor een groot koppel van de elektromotor met een grotere precessie kracht als gevolg. Dit wordt *fast erection* genoemd.

1.2.2 Attitude indicator

De attitude indicator wordt gebruikt om een realistisch beeld te geven van het vliegtuig in relatie tot de horizon. Als de stand van het vliegtuig veranderd wordt de standvastige eigenschap van de gyroscoop gebruikt om het instrument te bewegen (1.2.2.a). Een eenvoudig vliegtuigsymbool wordt weergegeven tegen een achtergrond die de horizon voorstelt (1.2.2.b). De richtmiddelen van de gyroscoop zijn gevoelig voor de zwaartekracht waardoor afwijkingen ontstaan (1.2.2.c).

1.2.2.a Werking attitude indicator

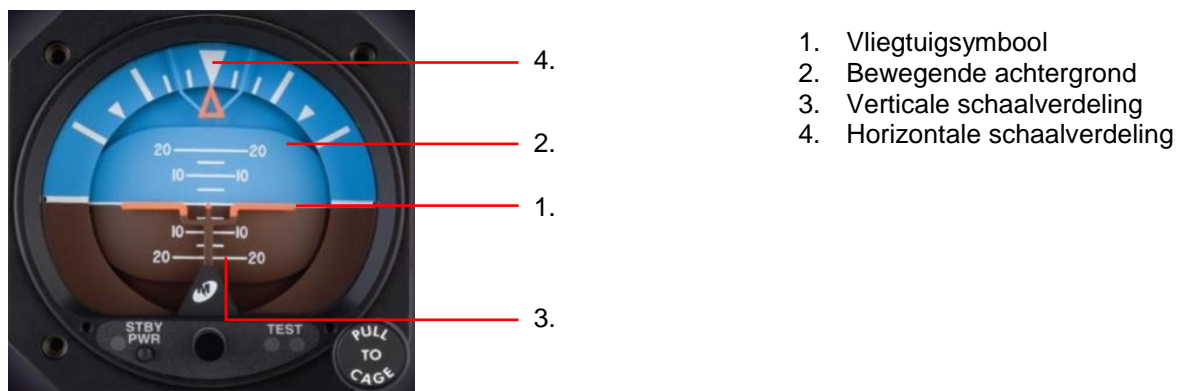
De attitude indicator (**figuur 13**) bestaat uit een verticale gyroscoop (1) in een vol cardanisch systeem. De binnenste beugel (2) van de gyroscoop zorgt voor de pitch weergave van het vliegtuig door middel van een pin (3). De buitenste beugel (4) zit vast aan het huis (5) van het instrument. Als het vliegtuig een bocht maakt blijft de gyroscoop verticaal staan en draait het huis met vliegtuigsymbool ten opzichte van de gyroscoop. De bewegingsvrijheid van de gyroscoop is beperkt om gimbal lock te voorkomen. Zo kan de gyroscoop 360 graden rond om de langs as draaien maar slechts 85 graden om de dwars as. Dit wordt bereikt door een mechanische stop. De attitude indicator kan zowel pneumatisch als elektrisch worden aangedreven.



Figuur 13 werking attitude indicator

1.2.2.b Weergave attitude indicator

De stand van het vliegtuig wordt weergegeven op een kunstmatige horizon (**figuur 14**). Door een vliegtuigsymbool (1) te plaatsen voor een bewegende achtergrond (2) kan de stand van het vliegtuig worden afgelezen. De horizon heeft een verticale schaalverdeling (3) die weergeeft wat de hoek van de neus van het vliegtuig ten opzichte van de horizon is. Dit is de *pitch angle*. Een horizontale schaalverdeling geeft de dwarshellingshoek weer. Dit is de *bank angle* (4).



Figuur 14 weergave attitude indicator



1.2.2.c Afwijkingen attitude indicator

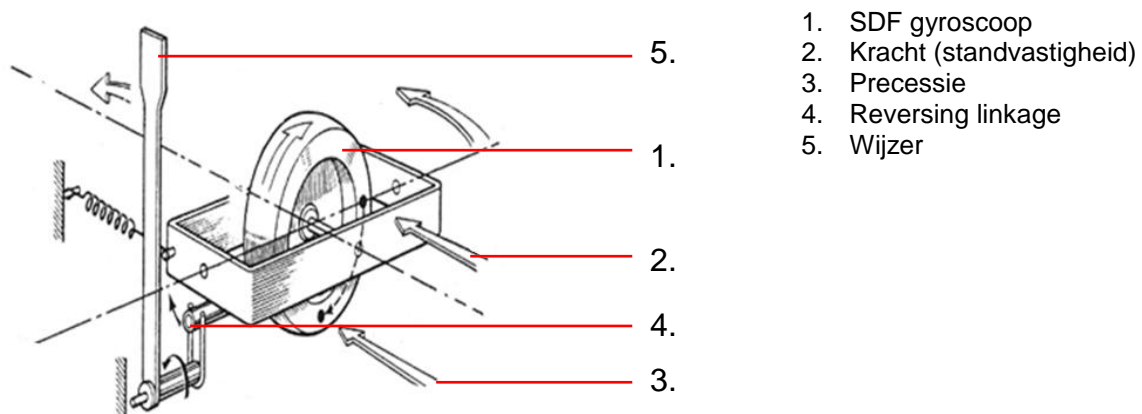
De richtmechanismen die gebruikt worden bij elektrische en pneumatische gyroscopen zijn gevoelig voor zwaartekracht. Hierdoor ontstaan tijdens gebruik fouten in de weergave. Bij een versnelling in de langs richting van het vliegtuig zal de gyroscoop achterover kantelen. Dit zorgt voor een pitch up indicatie. Bij een vertraging gebeurt het tegenovergestelde. Tijdens het vliegen van een bocht wordt er te weinig bank weergegeven door de gyroscoop. Voor de elektrische gyroscopen is een oplossing gevonden in de vorm van een elektrische schakeling met vloeistof schakelaars. Wanneer de vloeistof in de vloeistofschakelaars verplaatst tijdens een versnelling of bocht zal een circuit worden kortgesloten. Hierdoor wordt het richtmiddel buiten werking gesteld.

1.2.3 Turn and bank indicator

De turn and bank indicator geeft de piloot informatie over de draaisnelheid, zuiverheid en richting waarmee een bocht wordt gevlogen en de mate waarin het vliegtuig daarbij slipt of skid. De turn indicator werkt op het principe van een gyroscoop (**1.2.3.a**). De bank indicator werkt door middel van een balletje geplaatst in een buisje gevuld met vloeistof (**1.2.3.b**). De turn and bank indicator is een weergave van twee aparte instrumenten. De turn indicator zit boven de bank indicator (**1.2.3.c**). De bank indicator zit onder de turn indicator (**1.2.3.d**).

1.2.3.a Werking turn indicator

De gyroscoop die hiervoor gebruikt wordt is halfcardanisch opgehangen (**figuur 15**). De tolas wordt gestabiliseerd met veren, zodat kleine bewegingen geen invloed hebben op de aanwijzer van de indicator. Zodra het vliegtuig een bocht maakt zal de gyroscoop (**1**) horizontaal willen blijven door de standvastigheid (**2**) van de rotor. Hierbij ontstaat precessie (**3**) waardoor de gyroscoop een hoek maakt met het vliegtuig. Afhankelijk van de bocht die gemaakt wordt beweegt de gyroscoop in tegen-gestelde richting ten opzichte van het vliegtuig. Door het *reversing linkage* (**4**) wordt de uitslag omgedraaid voor de correcte weergave van de wijzer (**5**) op het instrument. De hoek die de gyroscoop maakt met het vliegtuig bepaalt dan de draaisnelheid op de turn indicator.



Figuur 15 werking turn indicator

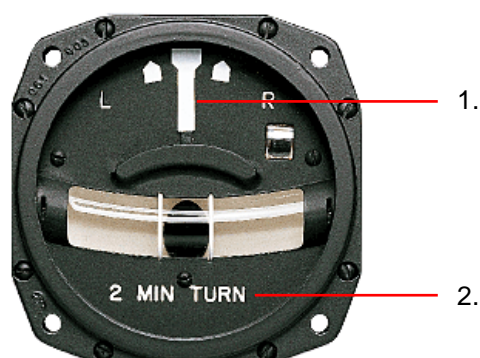
1.2.3.b Werking bank indicator

De bank indicator bestaat uit een met vloeistof gevuld, gebogen buisje met een balletje. Dit balletje geeft aan of een gecoördineerde bocht gevlogen wordt. Wanneer horizontaal gevlogen wordt, blijft het balletje tussen de streepjes in het midden. Dit komt omdat er dan alleen zwaartekracht werkt op het balletje. Bij een bocht ontstaat er nog een kracht, de centrifugale kracht. Hierdoor kan het balletje naar links of naar rechts gaan bewegen, afhankelijk van de verhouding tussen de centrifugale kracht en de zwaartekracht. Blijft het balletje tussen de streepjes, dan wordt er een gecoördineerde bocht gevlogen. Wanneer het balletje buiten de streepjes ligt is het vliegtuig aan het slippen of skidden en vliegt men een onzuivere bocht. Als het balletje zich in dezelfde richting verplaatst als de draairichting is het vliegtuig aan het slippen. Dit betekent dat er een "overschot" aan zwaartekracht is ten opzichte van de centrifugale kracht en dat daarbij de neus van het vliegtuig te ver naar buiten richt. Skidding is het tegenovergestelde en gebeurt wanneer het vliegtuig te weinig helt en de centrifugale kracht te groot is. Hierbij wijst de neus te ver naar binnen.



1.2.3.c Weergave turn indicator

De turn indicator zit boven de bank indicator (**figuur 16**) en geeft de draaisnelheid van het vliegtuig aan in graden per seconde. Zodra een vliegtuig beweegt rond de top-as, slaat de wijzer **(1)** uit naar links of naar rechts. Als de aanwijzer precies op één van de streepjes uitslaat, betekent dit dat het vliegtuig in een zogenoemde "Standard rate turn" vliegt. In een bepaalde tijd wordt er dan een gehele cirkel gemaakt. Afhankelijk van de stand kan men aflezen wat de hoeksnelheid is in graden per seconde. De meeste vliegtuigen hebben als Standard rate 2 minuten **(2)**. Dit heet de "rate one turn".

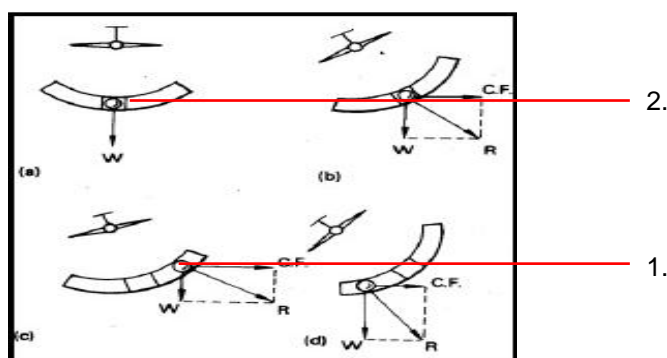


1. Wijzer
2. Standar rate turn

Figuur 16 weergave turn indicator

1.2.3.d Weergave bank indicator

De bank indicator (**Figuur 17**) zit onder de turn indicator en geeft aan of er een gecoördineerde bocht gevlogen wordt. Als het balletje buiten de streepjes ligt vliegt men een ongecoördineerde bocht en wanneer die binnen de streepjes ligt, vliegt men een gecoördineerde bocht.



1. Ongecoördineerde bocht
2. Gecoördineerde bocht

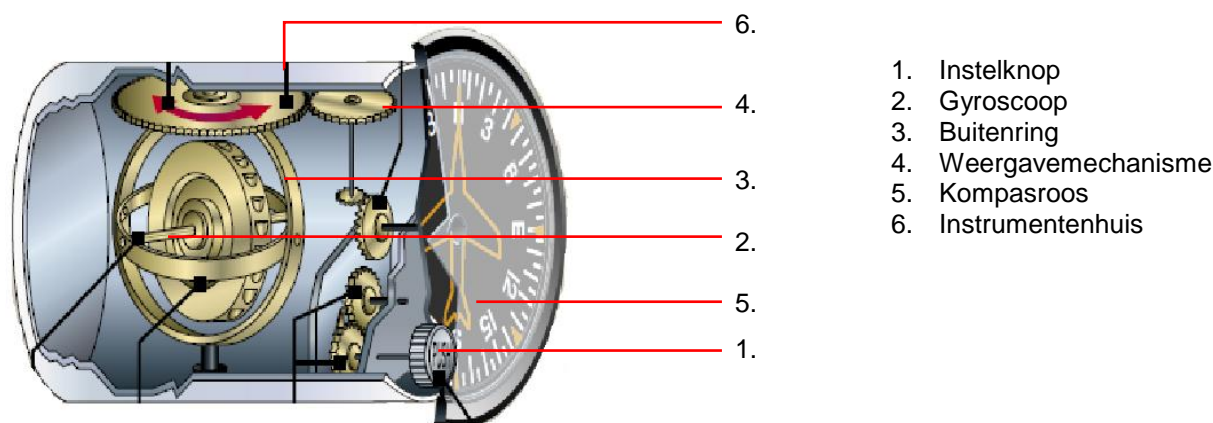
Figuur 17 weergave bank indicator

1.2.4 Heading indicator

De heading indicator geeft de koers van het vliegtuig weer. De heading indicator werkt op basis van een gyroscoop (**1.2.4.a**). De weergave komt overeen met die van een kompas (**1.2.4.b**). Door het gebruik van een gyroscoop heeft de heading indicator last van een aantal afwijkingen (**1.2.4.c**).

1.2.4.a Werking heading indicator

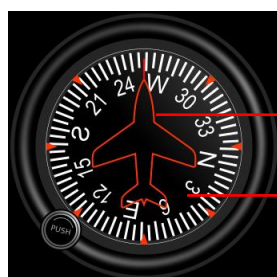
De heading indicator (**figuur 18**) is een mechanisch instrument dat ontworpen is om het gebruik van het magnetische kompas te vergemakkelijken. Voor en tijdens elk vlucht wordt de heading indicator gelijk gesteld aan het magnetisch noorden met het behulp van de instelknop **(1)**. Dit gebeurt ongeveer elke vijftien minuten. De heading indicator werkt op het principe van standvastigheid van een horizontaal geplaatste gyroscoop **(2)**. De buitenring **(3)** zorgt er met behulp van standvastigheid van de gyroscoop voor dat de ware horizon en de draaiingsas van de gyroscoop evenwijdig aan elkaar zijn. De stand van het vliegtuig wordt via de gyroscoop overgebracht door middel van een weergavemechanisme **(4)** op een kompasroos **(5)**. Door de standvastige eigenschap van de rotor blijft de kompasroos zijn positie behouden. Wanneer het vliegtuig van koers verandert zal het instrumentenhuis **(6)** ten opzichte van de gyroscoop een andere stand aannemen.



Figuur 18 werking heading indicator

1.2.4.b Weergave heading indicator

De weergave van de heading indicator (**figuur 19**) lijkt op een normaal kompas. Alleen is de naald vervangen door een vliegtuig (**1**). Deze geeft de huidige koers aan, ten opzichte van de koersroos (**2**). Het noorden (N) staat gelijk aan 0 of 360 Graden, het oosten (E) 90 graden, het zuiden (S) 180 graden en het westen (W) 270 graden. Op de heading indicator moet elk getal vermenigvuldigd worden met tien om op het juiste aantal graden te komen. De witte tussenstreepjes zijn onderverdeeld in vijf graden per stuk.



1. Vliegtuigsymbool
2. Koersroos

Figuur 19 weergave heading indicator

1.2.4.c Afwijkingen en correcties heading indicator

Een specifieke afwijking van de heading indicator is gimbal error. Dit komt doordat er tijdens acceleratie of vertraging een kracht wordt uitgeoefend op de horizontaal geplaatste gyroscop. De gyroscop zal door precessie een nieuwe stand in de ruimte aannemen. Door de nieuwe stand van de gyroscop komen de cardanische ringen onder een hoek van elkaar te staan. Hierdoor geeft de heading indicator een koers verandering aan terwijl dit niet het geval is.

1.3 Ontwerpeisen

Voor het ontwerp van de cockpit zijn een aantal luchtvaartinstanties van belang (**1.3.1**). Aan de cockpit worden wettelijke eisen gesteld (**1.3.2**). Daarnaast heeft de opdrachtgever specifieke eisen waar rekening mee gehouden dient te worden (**1.3.3**). Bron bij deze paragraaf is CS-25 subpart F van EASA.

1.3.1 Instanties

Op het gebied van luchtvaart zijn een drietal instanties van belang bij het ontwikkelen van nieuwe vliegtuigen, systemen en componenten. De algemene regelgeving wordt internationaal vastgesteld door de ICAO (**1.3.1.a**). Binnen de Europese Unie worden door de EASA wetten opgesteld (**1.3.1.b**). In Nederland is de IVW de verantwoordelijke luchtvaartautoriteit (**1.3.1.c**).

1.3.1.a ICAO

De internationale overkoepelende organisatie op het gebied van luchtvaartregelgeving is de *International Civil Aviation Organisation* (ICAO). Dit betreft echter regelgeving en geen wetgeving. Er kan af-



geweken worden van de regelgeving door de lidstaten van de ICAO. De regels voor het ontwerp van nieuwe vliegtuigen, systemen en componenten staat in Annex 8 van de ICAO regelgeving. Dit betreft de luchtwaardigheid van vliegtuigen.

1.3.1.b EASA

De *European Aviation Safety Agency* (EASA) is een onderdeel van de Europese Commissie. EU-lidstaten dienen zich te houden aan de regels die de EASA opstelt. De regels van EASA voor wat betreft het ontwerp van een cockpit staan in Certification Specification 25 (CS-25). Deze regels zijn opgesteld volgens Annex 8 van de ICAO.

1.3.1.c IVW

In Nederland is de Inspectie Verkeer en Waterstaat (IVW) de luchtvaartautoriteit op nationaal niveau. In de Nederlandse wet wordt echter doorverwezen naar de wetgeving van EASA. Het is dan ook niet nodig de IVW verder toe te lichten.

1.3.2 Wettelijke eisen

In CS-25 subpart F van EASA worden de eisen met betrekking tot cockpit besproken. Er is gekozen om de belangrijkste wettelijke eisen voor de basic six hier weer te geven. Voor de rest wordt verwezen naar de bron.

De belangrijkste wettelijke eisen waar het cockpitontwerp aan moet voldoen zijn:

3. De plaats en groepering van de instrumenten
4. De basic-T opstelling
5. De back-up instrumenten

ad 1 Plaatsing en groepering

De vlieg- en navigatie-instrumenten dienen op een dusdanige manier geplaatst te zijn zodat ze te allen tijde voor beide piloten zichtbaar zijn. Vaak worden de Basic Six instrumenten gegroepeerd in twee rijen van drie instrumenten. Hierdoor zijn de instrumenten gecentreerd worden in het zichtveld van de piloot.

ad 2 Basic-T

Voor vier van de basic six instrumenten is een vaste opstelling bepaald. Dit wordt de basic-T genoemd. Hierbij bevindt de airspeed indicator zich linksboven. De altitude indicator is rechtsboven geplaatst. Op de bovenste rij is in het midden de attitude indicator te vinden. Op de onderste rij in het midden is de heading indicator geplaatst. De hartlijn tussen de middelpunten van de instrumenten mag 10 graden naar boven of 15 graden naar beneden afwijken.

ad 3 Back-up

Drie van de basic six instrumenten moeten apart op het instrumentenpaneel geïnstalleerd zijn. Deze dienen als back-up of stand-by instrumenten. De betreffende drie instrumenten zijn de attitude indicator, de airspeed indicator en de altitude indicator.

1.3.3 Eisen opdrachtgever

ALA wil een moderne uniforme glass cockpit toepassen op haar nieuw aan te schaffen vliegtuigvloot. Afdeling Engineering van ALA streeft met deze standaardisatie naar het behalen van de volgende doelen:

6. Efficiënter onderhoud
7. Vermindering van kosten
8. Toenamen van veiligheid
9. Afname van het gewicht

ad 1 Efficiënter onderhoud

Door de toepassing van een uniforme cockpit wordt het onderhoud van de vliegtuigen eenvoudiger. De technici worden opgeleid voor één type cockpit. Hierdoor zijn de technici goed bekend met het betreffende systeem, waardoor problemen sneller opgelost kunnen worden. Dit leidt tot een lagere werkdruk en een afname van de hoeveelheid trainingen.

**ad 2 Vermindering van kosten**

Zowel het technisch als vliegend personeel heeft één specifieke opleiding nodig voor het werken met de uniforme cockpit. Dit zorgt voor een afname van de kosten. Verder kunnen er kosten bespaard worden doordat er voor één type cockpit onderdelen op voorraad dienen te zijn.

ad 3 Toename veiligheid

Doordat iedereen werkt met het zelfde systeem zal er grote bekendheid zijn met de specifieke eigenschappen van dit systeem. Dit zorgt voor een toename van de veiligheid.

ad 4 Afname van het gewicht

Door de toepassing van een modern cockpitsysteem kan er op het gebied van vliegtuigmaterialen een gewichtsbesparing plaatst vinden.

1.4 Functieonderzoek

In het functieonderzoek wordt de totstandkoming van een cockpit indicatie van begin tot eind weergegeven. Het onderzoek is toegespitst op de groep luchtdrukinstrumenten van de basic six, ter beperking van het omvang van het verslag. In het opgestelde blokschema (**bijlage VIII**) worden de verschillende benodigde stappen overzichtelijk weergegeven.

De stappen die benodigd zijn voor de verwerking tot een bruikbare en betrouwbare indicatie zijn:

1. Opnemen
2. Transporteren
3. Omzetten
4. Correctie
5. Versterken
6. Berekenen
7. Transporteren
8. Omzetten
9. Weergeven

ad 1 Opnemen

Het proces wordt gestart met het opnemen van de totale en de statische druk. Dit wordt bereikt door de toepassing van een pitot-statische opstelling. Hierbij meet de pitot buis, welke evenwijdig geplaatst is aan de stromende lucht, de totale druk. Daarnaast meet de statische poort, via een aantal gaatjes haaks op de stromende lucht geplaatst, de statische druk. De drukken vormen, gedurende het hele proces, de basis voor de uiteindelijke indicatie.

ad 2 Transporteren

Voor het doorvoeren van de drukken naar de verschillende componenten binnen het luchtdruk systeem wordt gebruik gemaakt van buizen en slangen. Het is hierbij van groot belang dat de toegepaste buizen en slangen geen lekkages bevatten. Een afwijkende hoeveelheid druk zal zorgen voor een foutieve indicatie in de cockpit. Ook moet er rekening gehouden worden met de intreding van water door bijvoorbeeld condensatie of regen. Het eventuele aanwezige water moet afgevoerd kunnen worden door middel van een afvoer gat of leiding zodat blokkades van de leidingen voorkomen kunnen worden.

ad 3 Omzetten

Om de gemeten drukken toe te kunnen passen is een omzetting vereist. Dit wordt voor analoge instrumenten gedaan door een membraan dat kan uitzetten of inkrimpen door de wisselende druk. De hoeveelheid uitzetting van dit membraan komt overeen met de wisselende indicatie in de cockpit. Voor het gebruik in de meer geavanceerde instrumentsystemen wordt de opgenomen druk omgezet in een digitaal signaal.

ad 4 Correctie

Het omgezette signaal kan beschikken over afwijkingen ten opzichte van de ISA. Druk en temperatuursverschillen spelen hierbij een rol. Om tot een nauwkeurige en betrouwbare weergave te komen op het instrument zijn er correcties nodig. Deze correctie kunnen zowel mechanisch als digitaal gerealiseerd worden.

**ad 5 Versterken**

De gemeten waarden in het systeem zijn zeer kleine uitslagen. Door deze omgezette en gecorrigeerde waarden te versterken kan er een hogere nauwkeurigheid behaald worden bij de aanwijzing van het instrument.

ad 6 Berekenen

Door de gecorrigeerde meet waarden in te voeren in formules kunnen grootheden zoals snelheid en druk afgeleid worden. Dit wordt gedaan door een Air Data Computer (ADC).

ad 7 Transporten

Het signaal voor indicatie op de instrumenten zal nogmaals getransporteerd moeten worden. Dit kan binnen een instrument zelf via een korte mechanische weg zijn. Echter, bij een digitaal systeem zal gebruik gemaakt worden van een databus. Het signaal zal in deze fase via een laatste omzetting naar het uiteindelijke instrument worden gebracht.

ad 8 Omzetting

Deze laatste omzetting is nodig om het signaal bruikbaar te maken voor het betreffende instrument. Zo wordt er bij mechanische instrumenten gebruik gemaakt van een combinatie van assen en tandwielen. Bij een digitaal signaal zal het inkomende signaal verwerkt worden door een eenheid die de digitale informatie verwerkt tot beelden voor de beeldschermen in de cockpit.

ad 9 Weergeven

De uiteindelijke weergave in de cockpit kan op verschillende manier gerealiseerd zijn. Zo zijn er de mechanische instrumenten welke zorgen voor een directe aanwijzing op een wijzerplaat. Ook zijn er de elektromechanische instrumenten welke aangestuurd worden via een centrale eenheid, maar waarbij de weergave geschiedt via een wijzerplaat. Daarnaast zijn er de verschillende soorten elektronische schermen waarop de informatie met betrekking tot de luchtdrukinstrumenten integraal kan worden weergegeven.

1.5 Conclusie

De basix six bestaat dus uit zes instrumenten, die essentieel zijn voor elke cockpit. Deze zes instrumenten kun je weer verdelen in twee groepen, de air data instrumenten en de gyroscopische instrumenten. De air data instrumenten zijn de airspeed indicator, vertical speed indicator en de altimeter. De gyroscopische instrumenten zijn de attitude indicator, turn and bank indicator en de heading indicator. De airspeed indicator meet de totale druk en de statische druk. Door van de totale druk de gemeten statische druk af te trekken, krijgt men de dynamische druk en kan hierdoor de snelheid worden aangegeven in knopen per minuut. De vertical speed indicator meet de statische druk. Door de verandering te meten kan de vertical speed indicator de verticale snelheid aangeven in ft/ min. De altimeter meet de statische druk, die om het vliegtuig aanwezig is en drukt het dan uit in hoogtes. Deze hoogte wordt in feet aangegeven. De attitude indicator werkt door middel van standvastigheid. Als het vliegtuig banked of pitched gaat de kunstmatige horizon achter het symbolisch vliegtuig draaien, waardoor je de stand van het vliegtuig kan aflezen. De turn and bank indicator kan verdeeld worden in twee onderdelen. De turn indicator en de bank indicator. De turn indicator werkt door middel van precessie. Deze precessie zorgt ervoor, dat de gimbal ring kantelt, waardoor er op de wijzerplaat de draaisnelheid wordt aangegeven. De bank indicator werkt door middel van evenwichtkrachten. Als het vliegtuig een schuivende of een slippende bocht maakt, is er geen evenwichtkracht aanwezig, waardoor het kogeltje zich verplaatst. Het heading indicator werkt door middel van standvastigheid. Met behulp van de luberline, die in het midden van het kompas staat, kan de piloot zijn koers aflezen. Deze instrumenten moeten ook voldoen aan de eisen van de wetgeving en de opdrachtgever.



2 Systeemonderzoek

Bij het maken van een ontwerp wordt vaak gebruik gemaakt van een morfologisch overzicht (2.1). Door verschillende mogelijkheden per functie te gebruiken kan men op basis van de verschillende data transacties, verschillende structuren bepalen (2.2). Elke structuur brengt positieve en negatieve eigenschappen met zich mee, om deze reden worden er voor- en nadelen onderzoeken gedaan zodat er een afweging gemaakt kan worden (2.3). Na het voor- en nadelen onderzoek is er één structuur die de meeste positieve eigenschappen bezit. Er volgt zich dus een uiteindelijke structuur (2.4).

2.1 Morfologisch overzicht

In het functie onderzoek zijn er negen stappen onderzocht met de functies hiervan. Deze stappen zijn in het morfologisch overzicht weergegeven in de vorm van een matrix (**bijlage X**). In de matrix is er in verticale richting per stap weergegeven welke verschillende mogelijkheden er zijn om een bepaalde functie kunnen vervullen. De stappen die in de matrix staan weergegeven zullen bestaan uit: “Opnemen (2.1.1), transporteren van druk (2.2.2), omzetten van druk (2.2.3), corrigeren (2.2.4), versterken (2.2.5), berekenen (2.2.6), transporteren van signalen (2.2.7), omzetten van signalen (2.2.8), weergeven (2.2.9).

2.1.1 Opnemen

Een mogelijkheid van het opnemen van luchtdruk is de pitot-statische buis (2.1.1.a). De statische druk opname wordt echter nadelig beïnvloed bij een pitot-statische buis. Om nadelige gevolgen te voorkomen kan daarom een enkele pitotbuis toegepast worden voor de opname van de totale druk (2.1.1.b). Voor het opnemen van de statische druk wordt dan een statische poort toegepast (2.1.1.c).

2.1.1.a Pitot-statische buis

De pitot-statische buis wordt parallel aan de ongestoorde stroming geplaatst en toegepast voor het opnemen van zowel de totale druk als de statische druk. Er wordt gebruik gemaakt van twee concentrisch geplaatste buizen in één gezamenlijke behuizing. Hierbij bevindt de pitotbuis zich in de statische buis. De statische druk wordt opgenomen via kleine gaatjes aan de omtrek van de behuizing. De totale druk wordt opgenomen door een opening aan de voorzijde van de pitot-statische buis. Doordat de andere zijde van de pitotbuis is afgesloten zal de stromende lucht in de buis tot stilstand komen. De resulterende druk is gelijk aan de totale druk. Ter voorkoming van ijsvorming rond de verschillende openingen wordt er een verwarmingselement toegepast. Verder wordt de ophoping of intreding van water in het systeem voorkomen door een waterafvoer. De pitot-statische buis wordt vaak onder de vleugel, dichtbij de romp geplaatst. Hier heeft het vliegtuig de meeste ongestoorde lucht stromen.

2.1.1.b Pitotbuis

De enkele pitotbuis heeft grote uiterlijke overeenkomsten met de pitot-statische buis. De buis wordt, evenals de pitot-statische buis, parallel aan de ongestoorde stroming geplaatst. Verschil is dat in deze situatie alleen de totale druk opgenomen wordt. Dichtvriezen van de pitotbuis opening wordt voorkomen door een verwarmingselement. Ook bij de pitotbuis wordt er voor de afvoer van het water gezorgd. De plaats van de enkele pitotbuis verschilt per vliegtuig.

2.1.1.c Statische poort

De statische poort wordt in de zijkant van de romp geplaatst. De poort wordt over het algemeen uitgevoerd als een groep kleine gaatjes om wervelingen te voorkomen. Ook de afwerking van het materiaal rond de poort en het schoonhouden van het gebied voorkomt het ontstaan van wervelingen. Eventuele drukverschillen tussen de rechter- en linkerzijde van het vliegtuig worden voorkomen door de statische poort in paren aan beide kanten van de romp te plaatsen. Een leiding tussen de linker en de rechter poort zorgt dan voor de gemiddelde statische druk. Hierbij wordt de position error er zo veel als mogelijk uitgehaald. De combinatie van de enkele pitotbuis en de statische poort wordt vaak gebruikt bij de kleinere vliegtuigen. Bij deze vliegtuigen komt het namelijk sneller voor dat er bepaalde componenten bij deze opgenomen luchtdruk terecht komen.



2.1.2 Druk transporteren

Het transporteren van luchtdruk wordt voltooid door middel van buizen en koppelingen. Het stelsel van buizen en koppelingen wordt het pitot-statische systeem genoemd. Het pitot-statische systeem bestaat uit gladde, roestvrij stalen buizen **(2.1.2.a)**. Voor de aansluitingen met componenten kan gebruik gemaakt worden van flexibele buizen **(2.1.2.b)**.

2.1.2.a Stalen buizen

Stalen buizen worden voornamelijk gebruikt in het pitot-statische systeem omdat deze de meeste luchtdruk aan kunnen. De diameter van de buizen hangt af van de afstand waarover de druk vervoerd moet worden. Zo kunnen drukval en vertragingen uitgesloten worden. Verder wordt er voor de afvoer van water uit het systeem gezorgd door het toepassen van aftapkranen en afwateringspunten.

De grootte van het pitot-statische systeem hangt af van het type vliegtuig, de grootte van het vliegtuig en hoeveel apparaten een druk toevoer nodig hebben. Om veiligheidsredenen worden er meerdere pitot-statische systemen toegepast. Er wordt een scheiding gemaakt tussen de aanvoer voor de instrumenten van de *Captain*, *First Officer* en het *stand-by* systeem.

2.1.2.b Flexibele buizen

Stalen buizen kunnen niet goed op elkaar aangesloten worden, omdat er in verband met het verschil in temperatuur op bepaalde hoogteste de stalen buizen kunnen krimpen en uitzetten. Daarom wordt er gebruik gemaakt van flexibele buizen, die kunnen bestaan uit kunststof of op deze aansluitingen. Deze flexibele buizen hebben namelijk minder last van deze spelingen. Er mogen zich namelijk geen lekkages bevinden in het systeem. Dit zal voor een afwijking zorgen op de instrumenten.

2.1.3 Druk omzetten

Nadat de luchtdruk opgenomen is door een van de meetinstrumenten moet deze worden omgezet, alleen na de omzetting kan men verder met dit signaal. Om een analoog signaal om te zetten in een digitaal signaal is een A/D converter **(2.1.3a)** nodig. Een membraandoos zet druk om in een mechanische beweging **(2.1.3b)**. De piëzo sensor zet druk om in een analoog signaal **(2.1.3c)**, en als laatst hebben we nog een force-balance transducer en dit zet druk ook om in een analoog signaal **(2.1.3d)**.

2.1.3.a Piëzo sensor

De piëzo sensor zet de luchtdruk om in een analoog signaal door middel van een bepaald kristal. Dit kristal kan uit verschillende kristallijnen komen, maar het kristal dat het meest stabiel blijft over een hoeveelheid dagen gezien komt uit de kristallijn SiO_2 , het bekendste voorbeeld hiervan is kwarts. De piezo sensor berust op het principe dat zodra het gebruikte materiaal onder druk wordt gezet dat dit kristal een analoog signaal afgeeft.

2.1.3.b Force-balance transducer

De force-balance transducer heeft als uitgangspunt een membraandoos die is gekoppeld aan de opgenomen luchtdruk. De inhoud van het membraam of behuizing verschilt per air data instrument. Zodra het membraan in beweging wordt gebracht door verschil in luchtdruk van de inhoud tussen het membraam en de behuizing. Zal deze de afstand tussen een "I" vormige magneet en een "E" vormige magneet worden verkleind of vergroot. Omdat er om de "E" vormige magneet spoelen zijn gebonden waarvan de middelste over de spanning beschikt, zal er een electromagnetisch veld worden gecreëerd. Wanneer de "I" vormige magneet in de buurt van de "E" vormige magneet wordt geduwd. Zal er een elektrisch signaal via de buitenste twee poten van de "E" magneet een elektrisch signaal naar de volgende stap gaan. Ook is dit elektrisch signaal gekoppeld aan een motor die een mechanische beweging voortzet zodra er spanning binnen komt. Deze beweging zet de "I" staaf weer in zijn originele stand zodat het evenwicht terug is in de transducer.



2.1.3.c Analooq/digitaal converter

Als een analoog signaal door een digitale computer moet worden bewerkt, dan moet dit signaal eerst worden omgezet naar een binaire code. Dit wordt gedaan door middel van een A/D converter. Het analoge signaal wordt door middel van codering en decodering omgezet naar een digitale vorm. De amplitude van het analoge signaal is een maat voor de binaire code. Maar voordat een analoog signaal naar een digitaal signaal kan worden omgezet, moet eerst de luchtdruk in de metalenbuis omgezet worden naar een analoog signaal. Dit kan met behulp van een piezo sensor of met behulp van een force-balance transducer.

2.1.3.d Membraandoos

Een membraandoos werkt door middel van luchtdruk dat wordt omgezet naar een mechanische beweging. Voor elk air data instrument onder de basic six is de precieze werking van de membraandoos anders, maar ze berusten allemaal op drukverschil in het membraan zelf en de buizing van de membraandoos. Zodra het membraan uit gaat zetten door middel van dit drukverschil volgt er een mechanische beweging in de richting van de cockpit.

2.1.4 Corrigeren

Omdat het voor komt dat er foutieve waarden voor de luchtdruk worden opgenomen wordt er een correctie uitgevoerd. Deze komt na het omzetten omdat men dan pas echt iets kan veranderen aan een beweging of signaal. Voor een analoog of digitaal signaal gebruikt men de *static source error correction* en de pitot source error correction (**2.1.4.a**) en voor een mechanische beweging gebruikt men de springveer (**2.1.4.b**)

2.1.4.a Static source error correction

De static source error correction (SSEC) en de pitot source error correction (PSEC) modules zijn het bepaalde delen in een air data computer die ervoor zorgen dat er correcties worden uitgevoerd na het omzetten van de luchtdruk, position error is hier een van. Dit systeem wordt zowel in een analoge air data computer als in een digitale air data computer gebruikt, het signaal van een digitale air data computer bestaat dan uit een binaire code en van de analoge air data computer bestaat deze uit een elektrisch signaal.

2.1.4.b Kalibratieveer

Deze veer corrigeert fouten in een mechanische beweging. De kracht die de veer wegneemt kan men bepalen door verschillende legeringen te gebruiken in combinatie met de lengte van de veer.

2.1.5 Versterken

Als de opgenomen druk is omgezet naar een signaal, is deze nog te zwak om een waarde aan te geven of te verwerken. Een beweging kan mechanisch versterkt worden (**2.1.5.a**) en een signaal kan elektronisch worden versterkt door middel van een op-amp (**2.1.5.b**), transistors (**2.1.5.c**) of met een buisversterker (**2.1.5.d**). een digitaal signaal hoeft ten opzichte van een analoog signaal nooit versterkt te worden.

2.1.5.a Mechanisch versterken

Het mechanisch versterken gebeurt door middel van tandwielen en hefboomen. Door verschillende tandwielen in verschillende groottes te gebruiken van de tandwielen kan men de uiteindelijke kracht vergroten of verkleinen. Grotere tandwielen met evenveel rotatie snelheid kunnen namelijk een hogere kracht bereiken. Het versterken met behulp van een hefboom berust op de plaats van een scharnierpunt op een staaf. Op deze manier kan er met een beweging meer kracht worden uitgeoefend na het scharnierpunt dan dat er voor het scharnierpunt wordt gegeven.



2.1.5.b Op-amp

Een op-amp (operationele versterker) is een chip, die bestaat uit meerdere transistors. Deze versterkt de spanning die door de chip gaat, door middel van spanningsverschillen. Het signaal wordt aangesloten op een ingang V_+ of V_- . Het signaal wordt dan gevoed door V_{S+} pinnen of V_{S-} pinnen en dus versterkt. Dit signaal komt dan uit de uitgang V_{out} .

2.1.5.c Buisversterker

De buisversterker, ook wel bekend als elektronenbuis, bestaat uit een bijna vacuüm glazenbuis. Hierin zit een kathode (gloeidraad), een anode (metalen plaat) en een rooster. Als de kathode warm wordt, zullen de elektronen verloren gaan en deze komen dan uiteindelijk bij de anode terecht. Tussen de kathode en de anode zit een rooster, die de elektronen opneemt. Hierdoor ontstaat er een spanningsverschil. Dit verschil wordt omgezet in stroom.

2.1.5.d Transistoren

Een transistor heeft drie aansluitingen, de basis, de emitter en de collector. Tussen de basis en de emitter is er een overgangslaag, die de doorlaatbaarheid van elektrische stroom kan beïnvloeden. Door het spanningsverschil tussen de collector en emitter, kan het signaal versterkt worden.

2.1.6 Berekenen

Nadat het signaal is versterkt, moet het signaal worden berekend, zodat er een juiste hoogte of snelheid wordt weergegeven. Het berekenen gebeurt aan de hand van de calculation modules. Deze modules zitten zowel in een analoge air data computer als een digitale air data computer. Het input en output signaal van de analoge air data computer is dan gebaseerd op een elektrisch signaal en de signalen van de digitale air data computer is gebaseerd op een digitaal signaal.

2.1.7 Data transporteren

Het bewerkte signaal moet in deze fase vervoerd worden richting de aanwijzing in de cockpit. In de kleine luchtvaart en in oudere instrumenten gebeurt dit langs mechanische weg binnen het instrument zelf (**2.1.7.a**). Bij de moderne instrumenten in de huidige verkeersvliegtuigen vindt de verwerking van het signaal en de weergave veelal plaats op verschillende locaties binnen het vliegtuig. Het signaal kan dan als analoog signaal via elektrische bekabeling worden verzonden (**2.1.7.b**). Ook kan er langs digitale weg met een databus systeem gewerkt worden (**2.1.7.c**).

2.1.7.a Mechanische transmissie

De mechanische transmissie is gebaseerd op een beweging. Er ontstaat een beweging bij het omzetten en deze wordt vervolgens voortgezet door assen, tandwielen en staven van legeringen.

2.1.7.b Elektrische datatransmissie

Wanneer het verwerkingssysteem een analoog signaal als uitgangssignaal heeft kan dit via elektrische kabels verstuurd worden naar betreffende componenten zodat uiteindelijk de weergave gerealiseerd kan worden. De elektrische stromen verplaatsen zich door de kabel via de kabel kern. Er is dan ook een hooggeleidend vermogen benodigd van de kabel. Er wordt daarom over het algemeen gekozen voor elektrolytisch koper, zilver of aluminium als kabelkern materiaal. Verder is het belangrijk dat de kabels licht van gewicht zijn in verband met de hoeveelheid gebruikte kabels en de afstanden die afgelegd moeten worden.

2.1.7.c Arinc 429/629

Een arinc databus wordt toegepast waar een digitale datatransmissie moet worden voltooid. Een databus is een elektronische verbindingsslijn waarover digitale data wordt overgedragen van zender naar ontvanger. De overdracht betreft het verzenden en ontvangen van digitale datawoorden. In deze datatransmissie is er onderscheid te maken tussen een parallelle- en seriële dataoverdracht. Hierbij is de parallelle transmissie de basis van een arinc 629 databus. Hierbij worden de gegevens in serie, dus achter elkaar, op de databus gezet. Aan de gegevens overdracht worden belangrijke eisen gesteld.



Een verzameling van afspraken over de condities van de dataoverdracht wordt een protocol genoemd. Voor het identificeren van de data wordt gebruik gemaakt van labels die aangeven welke data verzonden wordt.

2.1.8 Signaalomzetting

Voor de totstandkoming van de weergave op het instrument in de cockpit is een laatste bewerking nodig. Dit kan voor de mechanisch werkende instrumenten wederom langs mechanische weg **(2.1.8.a)**. Elektrische systemen maken gebruik van zogenaamde elektrische assen ofterwel synchro's **(2.1.8.b)**. Wanneer er gebruik gemaakt wordt van digitale informatie uit de air data computers moet er voor analoge instrument systemen een omzetting plaats vinden naar een analoog signaal **(2.1.8.c)**. Voor digitale instrument systemen is een omzetting nodig voor het aansturen van de beeldschermen **(2.1.8.d)**.

2.1.8.a Mechanisch

De omzetting zorgt voor een verdraaiing of beweging van een as of tandwiel zodat de aanwijs mechaniek aangedreven kan worden voor de indicatie in de cockpit.

2.1.8.b Servomechanisme

Bij de toepassing van elektrische kabels wordt een signaal over een bepaalde afstand verzonden. Aan het uiteinde zal dit signaal omgezet moeten worden naar een weergave voor de indicatie in de cockpit. De oplossing is hier gevonden in een synchro. Uiterlijk lijkt een synchro veel op een elektromotor, alleen komen hier meer verbindingdraden uit. Een eenvoudig synchro systeem bestaat uit twee synchro's die verbonden zijn met een wisselstroombron. Toepassing in een instrumentsysteem kan plaats vinden door een verplaatsing van bijvoorbeeld een as aan de eerste synchro toe te voeren. Deze synchro zal op zijn beurt verdraaien. Door de elektrische eigenschappen van het systeem zal de tweede synchro evenveel en in de zelfde richting verdraaien.

2.1.8.c Digitaal-analoogconverter

Wanneer een digitale computer een analoog instrument aan moet sturen kan gebruik gemaakt worden van de digitaal/analoog conversie. Bij een digitaal/analoog (D/A) conversie wordt een binair datawoord omgezet in een overeenkomstig analoog uitgangssignaal. Dit signaal kan een spanning of een stroom zijn. Voor de conversie methode wordt gebruik gemaakt van een reeks parallel geschakelde weerstanden.

2.1.8.d Symbol generator

In modernere vliegtuigen worden in de cockpit beeldschermen toegepast om informatie te presenteren. De presentatie beschikbaar voor deze schermen is echter digitaal en dus in de vorm van data-woorden. Om deze informatie bruikbaar te maken is een omzetting nodig. Dit wordt gedaan door een *Symbol Generator*. Deze eenheid geeft de beschikbare informatie de juiste symbolen en karakters. Verder organiseert de SG de informatie en verstuurd deze dan als een video signaal.

2.1.9 Weergeven

Alle verzamelde informatie die door verscheidenen processen zijn opgenomen, getransporteerd en verwerkt kunnen op een aantal manieren worden weergegeven. Dit kan bijvoorbeeld weergegeven worden op een cathode ray tube of CRT monitor **(2.1.9a)**, een mechanische klok **(2.1.9b)**, Een liquid crystal display beter bekend als LCD monitor **(2.1.9c)** en een thin film transistor of TFT monitor **(2.1.9d)**.

2.1.9.a CRT monitor

Een CRT scherm werkt door middel van een elektronenkanon. Dit elektronenkanon schiet elektronen op een glasplaat. Het elektronenkanon bevat een kathode en een anode. Wanneer de kathode verhit wordt komen er elektronen vrij. De kathode is negatief geladen, hierdoor zullen de elektronen naar de positief geladen anode worden aangetrokken. Nadat ze langs de anode zijn gegaan is er een elektronenbundel ontstaan. Aan de binnenkant van de glasplaat zit een laag met Fosfor puntjes. Wanneer de elektronenbundel deze Fosfor puntjes raakt zal er een lichtstraal ontstaan. Die dan uiteindelijk informatie op het scherm weergeeft.

2.1.9.b Mechanische klok

Het aanwijs mechaniek is in de cockpit voorzien van cijfers of letters waardoor er in de cockpit een leesbare indicatie zal komen te staan.

2.1.9.c LCD monitor

Een Liquid Crystal Display bestaat uit veel kristallen die op verzoek van een elektrisch signaal van richting veranderd, waardoor pixels gecreëerd worden die met behulp van een spiegel of een lichtbron een beeld kunnen weergeven.

2.1.9.d TFT monitor

Een TFT monitor werkt in feiten hetzelfde als een LCD, het scherm bestaat namelijk ook uit vloeibare kristallen. Deze vloeibare kristallen zitten alleen verdeeld over kleinere stukken van het scherm. De pixels zijn dan ook nog is onderverdeeld in drie vakken. Deze drie vakken bestaan uit drie kleuren: rood, blauw en groen. Het is nu mogelijk om veel verschillende kleuren weer te geven. Dit komt omdat ze niet alleen een kleur laten branden maar ook de intensiteit van de subpixel te veranderen. Hierdoor krijg je een breed kleurenspectrum.

2.2 Systeem structuren

2.2.1.a Mechanisch

2.2.1.b Analooog

2.2.1.c Digitaal

De digitale lijn (groen) staat beschreven in het morfologisch overzicht.

2.3 Voor- en nadelenonderzoek

2.3.1.a Mechanisch

2.3.1.b Analooog

2.3.1.c Digitaal

2.4 Conclusie

Uit ons onderzoek is gebleken dat er meerdere systemen in te bouwen zijn in de vloot van ALA. Aan de hand van de voor- en nadelen van deze mogelijke systemen is uiteindelijk een definitief systeem gekozen. Ook is er bij het kiezen van het systeem rekening gehouden met de eisen van de opdrachtgever en wetgeving.

Op basis van dit onderzoek blijkt het digitale systeem de best optie voor de opdrachtgever. Dit systeem is lichter in gewicht dan het analoge systeem. Het voordeel van het analoge systeem is dat het lagere productie kosten met zich mee brengt. De onderhouds kosten zijn daarin tegen wel hoog wat op lange termijn veel geld zal kosten. Echter heeft het analoge systeem niet de precisie wat het digitale systeem wel heeft. Daar komt bij dat het analoge systeem niet uit schermen bestaat, wat wel een eis is van de opdrachtgever. De aanschaf kosten van het digitale systeem zijn helaas hoog maar zal grote voordelen kennen vanwege de minimale onderhouds kosten en de levensduur van het systeem.

In hoofdstuk drie zal er nader in worden gegaan op de gehele opbouw van het digitale systeem. Hierbij is weer rekening gehouden met de eisen van de wet- en opdrachtgever.



3 Detaillering cockpitontwerp

In dit hoofdstuk zal een ontwerp voorgesteld worden aan de hand van de componenten van het digitale systeem (3.1). De plaatsing van de instrumenten is belangrijk voor de uniformiteit van de cockpit (3.2). De basic six instrumenten worden gepresenteerd op één enkel scherm (3.3). In een kosten en baten analyse wordt onderzoek gedaan naar de kosten en baten van het ontworpen systeem (3.4). Op basis van deze uiteenzetting kan besloten worden de ontworpen cockpit wel of niet aan te bevelen aan de luchtvaartmaatschappij (3.5).

3.1 Systeemopbouw

Het ontworpen systeem (**bijlage X**) is gebaseerd op de digitale lijn uit hoofdstuk 2. Het systeem maakt gebruik van drie *smartprobes*, drie *inertial reference systems*, twee databussen, twee symbol generators, twee videobussen en zes LCD's.

Voor de opname van luchtdruk maakt het systeem gebruik van een *smartprobe* (**figuur 20**). Dit apparaat maakt gebruik van een pitot-statische buis (1) voor de drukopname. Voor de verwerking van de luchtdruk maakt de smartprobe gebruik van een airdata computer (2). Bij een airdata computer worden de componenten benodigd voor het verwerken van de luchtdruk samengevoegd en ondergebracht in één behuizing. Dit maakt het systeem compacter wat lekkages voorkomt en gewicht bespaart. Het betreft hier een *dual channel* airdata computer. Dit houdt in dat de smartprobe over twee digitale uitgangssignalen beschikt. Het vliegtuig gebruikt drie smartprobes. Er wordt één smartprobe links geplaatst en de overige twee worden rechts geplaatst (**bijlage XI**). Het vliegtuig beschikt hiermee over drie airdata systemen



Figuur 20 smartprobe

Voor het bepalen van de positie, richting en stand van het vliegtuig wordt gebruik gemaakt van een traagheidsnavigatie systeem. Dit is het Inertial Reference System (IRS). Een IRS maakt gebruik van drie ringlasergyroscopen en drie versnellingsmeters. Deze componenten zijn rond het assenstelsel van het vliegtuig (x, y, z) opgesteld. Op deze manier kan een versnelling over of rotatie rond een as bepaald worden. De IRS beschikt over twee digitale uitgangssignalen. Het vliegtuig gebruikt drie IRS'en die geplaatst zijn in de *avionics bay*.

De gegevens van het airdata en navigatie systeem worden aangesloten op een ARINC 429 databussysteem. De databus bestaat uit twee kanalen. Op ieder kanaal wordt een airdata en IRS systeem aangesloten. Een derde systeem wordt op beide kanalen aan gesloten. Dit systeem staat *stand-by*.

De gegevens van het airdata en IRS systeem worden verzameld door een symbol generator. De informatie wordt door de symbol generator tevens gecontroleerd op fouten. Wanneer er een verschil opgemerkt wordt tussen twee systemen wordt met het stand-by systeem gecontroleerd welk systeem foutieve informatie verstrekt. Het betreffende systeem kan daarop geïsoleerd worden. Na de foutcontrole kan de informatie worden omgezet naar symbolen en karakters in de vorm van een digitaal videosignaal.

De twee symbol generators leveren een videosignaal aan een ARINC 818 videobus systeem. Dit is een *Avionics Digital Video Bus (ADVB)*. Deze glasvezel databus loopt door de cockpit en heeft twee kanalen. Op de beide kanalen wordt een symbol generator aangesloten. De videobus heeft het voordeel dat er een grote hoeveelheid digitaal beeldmateriaal met hoge snelheid getransporteerd kan worden, door de glasvezel dataus.



In de cockpit worden zes LCD schermen geplaatst. Op ieder kanaal van de videobus worden drie schermen aangesloten. De gescheiden aanvoer maakt het mogelijk de schermen voor de bemanning apart van informatie te voorzien. Op deze manier is de bemanning niet afhankelijk van de zelfde informatiebron. Doordat alle gegevens op beide videobussen staan kan elk scherm in de cockpit de informatie van alle andere schermen weergeven. Wanneer er een scherm uitvalt kan op deze manier de benodigde informatie op een nog werkend scherm worden weergegeven.

3.2 Plaatsing instrumenten

De cockpit wordt, ten behoeve van de uniformiteit, opgedeeld in een aantal zones. Door in elke zone specifieke instrumenten en bedieningspanelen te plaatsen wordt de cockpit in zijn geheel overzichtelijker. **(3.2.1)**. De gegevens presentatie vindt plaats op beeldschermen. De schermen zijn op een eenduidige manier geplaatst voor de piloten. De weergave van gegevens wordt verdeeld tussen de vliegers over zes schermen **(3.2.2)**.

3.2.1 Indeling cockpit

De indeling van de cockpit is te zien in **(bijlage XII)**. Er wordt onderscheid gemaakt in vier zones. De zone aan de bovenzijde van de cockpit wordt het *overhead panel* genoemd. Hier zijn de selectiemogelijkheden voor de verschillende vliegtuigsystemen geplaatst. Een tweede zone wordt het glareshield genoemd. Hierop zijn de instelmogelijkheden voor de autopiloot te vinden. Tevens kan hier geselecteerd worden welke informatie op de beeldschermen wordt weergegeven. De derde zone bestaat uit de beeldschermen. Er zijn zes schermen geplaatst. Tussen de twee vliegers bevindt zich in de vierde zone het *pedestal*. Hierop zijn onder andere de gashendels en de radiopanelen te vinden.

3.2.2 Indeling schermen

De zes schermen in de cockpit **(bijlage XIII)** zijn onderverdeeld aan de hand van de informatie die ze weergeven. Voor beide piloten bevinden zich twee schermen. Dit zijn de *inboard* en *outboard displayunit*. De outboard displayunit geeft de basic six instrumenten weer en wordt het *Primary Flight Display* (PFD) genoemd. De inboard displayunit geeft de navigatie instrumenten weer en wordt het *Navigation Display* (ND) genoemd. In het midden van de cockpit bevinden zich twee schermen die informatie weergeven over de vliegtuigsystemen. Deze schermen worden het *engine and systems display* genoemd. De motor instrumenten en schematische weergaven van de vliegtuigsystemen worden hier weergegeven.

3.3 Primary Flight Display

Het PFD geeft de basic six instrumenten op duidelijke en compacte manier weer **(3.3.1)**. Doordat alle belangrijke informatie op één scherm gepresenteerd wordt neemt de werkdruk voor de piloot af. Door de digitale techniek is het mogelijk aanvullende informatie te presenteren op het PFD **(3.3.2)**.

3.3.1 Weergave basic six

De basic six instrumenten zijn in de cockpit weergegeven op het Primary Flight Display **(figuur 21)**. Dit scherm maakt het mogelijk de instrumenten compact weer te geven op één scherm. het scherm is door het gebruik van verschillende kleuren nog steeds goed leesbaar. De instrumenten staan opgesteld volgens de uniforme basic T op stelling.

In het midden van het PFD bevindt zich de attitude indicator **(1)**. De indeling en weergave van de attitude indicator verschilt niet ten opzichte van de analoge variant. In het midden van de indicator ligt een lijn die de kunstmatige horizon beschrijft. Een vliegtuigsymbool beweegt over een schaalverdeling die de *pitch* ofwel stampende beweging van het vliegtuig weergeeft.

Aan de bovenzijde van de attitude indicator wordt de turn and bank indicator afgebeeld **(2)**. Dit is een driehoek die over een schaalverdeling verplaatst van links naar rechts. De bank indicator **(2)** wordt weergegeven met een vierkante balk onder de turn indicator, dit geeft de hoeveelheid slip of skid aan. De schaalverdeling heeft stappen van 10 graden met als laatste stap 15 graden. De hoeveelheid verplaatsing geeft de hoek van het vliegtuig aan ten opzichte van de kunstmatige horizon.

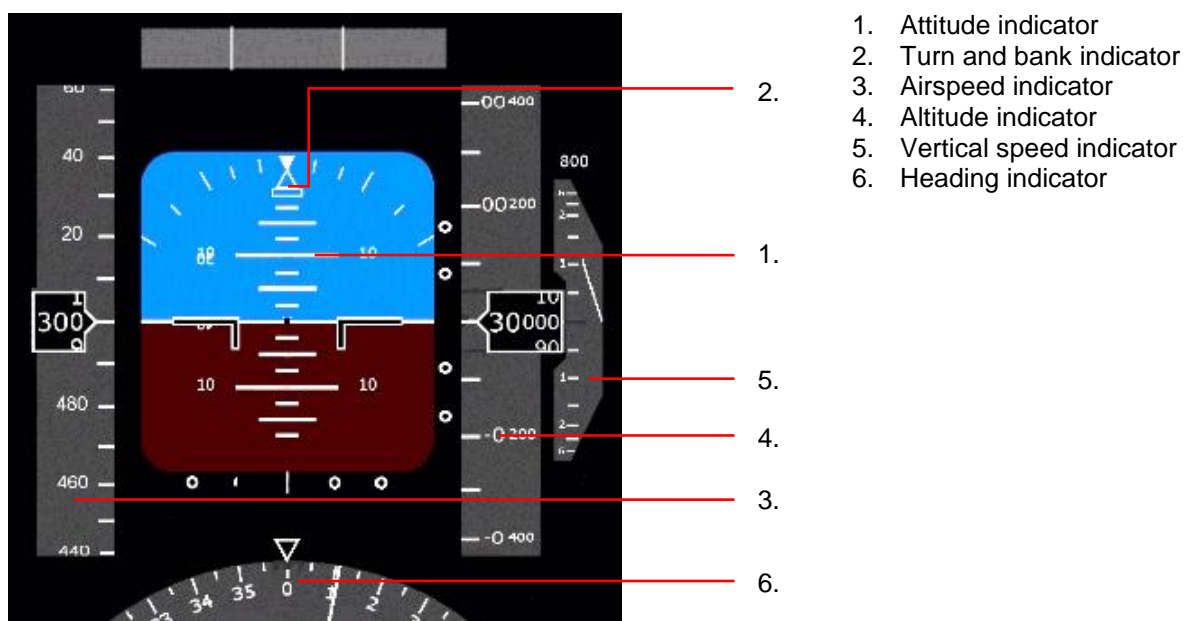


Links van de attitude indicator bevindt zich de airspeed indicator **(3)**. De indicator is verticaal opgesteld. Met toenemende snelheid zal de lineaire schaalverdeling van boven naar beneden verplaatsen. De huidige snelheid wordt apart in het midden van de indicator numeriek weergegeven.

Rechts van de attitude indicator bevindt zich de altitude indicator **(4)**. Deze indicator wordt ook verticaal opgesteld. Met toenemende hoogte verplaatst de schaalverdeling van boven naar beneden. De schaalverdeling heeft stappen van 200 feet. De huidige hoogte wordt op een apart venster in het midden van de indicator numeriek weergegeven.

Rechts van de altitude indicator wordt de vertical speed indicator weergegeven **(5)**. Dit is een verticale weergave van het analoge instrument. De schaalverdeling is logaritmisch. Een pijl geeft de huidige situatie aan. Afhankelijk van een klimmende of dalende situatie wordt boven of onder de indicator de huidige vertical speed numeriek weergegeven.

Onder de attitude indicator wordt de heading indicator afgebeeld **(6)**. Er wordt een gedeelte van de volledige koersring afgebeeld. Een driehoek aan de bovenzijde van de indicator geeft de huidige koers van het vliegtuig aan. Een witte pijl geeft de huidige richting van het vliegtuig aan. De schaalverdeling heeft stappen van 10 graden ten opzichte van 30 op het analoge instrument.



Figuur 21 weergave basic six PFD

3.3.2 Weergave overige informatie

De digitale gegevenspresentatie maakt het mogelijk informatie van andere instrumenten te integreren op het PFD **(figuur 22)**. Hierdoor zijn niet alleen de basic six instrumenten zichtbaar maar ook informatie met betrekking tot de autopiloot.

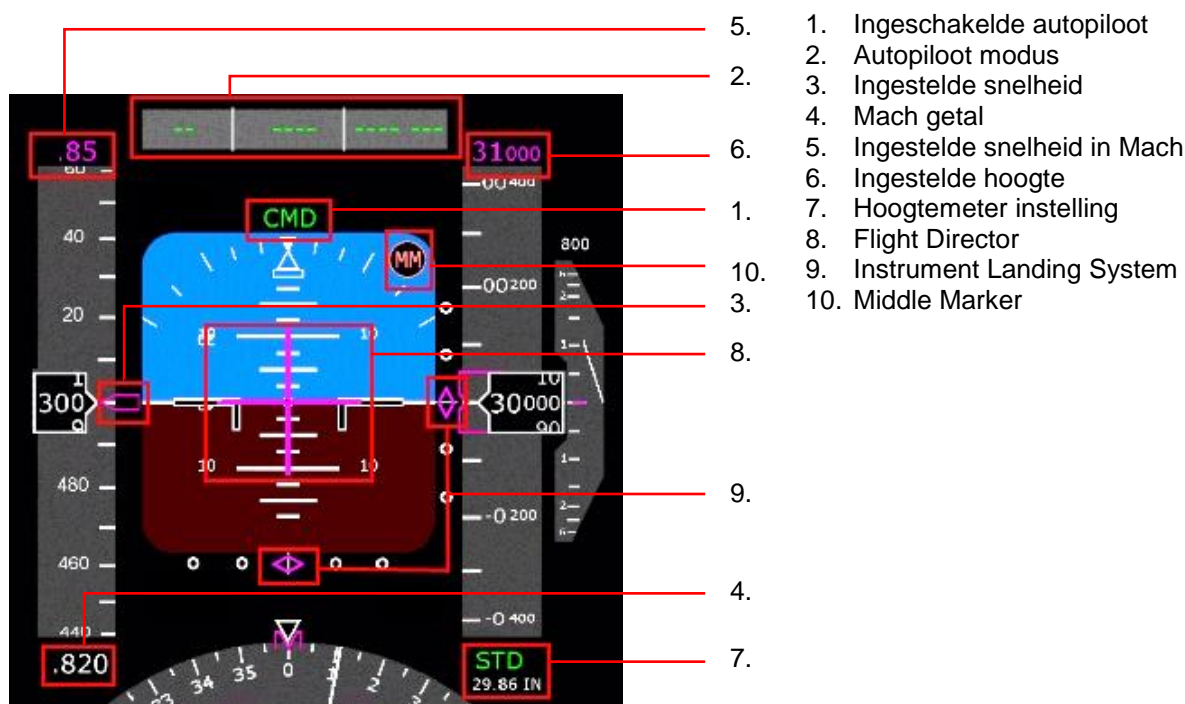
Wanneer de autopiloot is ingeschakeld wordt dit weergegeven met een groen label boven de attitude indicator **(1)**. Tijdens de vlucht worden verschillende fasen doorlopen. Bij elke fase horen andere autopiloot instellingen. De modus waarin de autopiloot werkt wordt ingesteld op het glareshield en kan worden weergegeven boven in het PFD **(2)**.



De piloot kan voor een aantal instrumenten een waarde instellen die de autopiloot vervolgens vast zal houden. Dit wordt gedaan op het glareshield. Ook kan de autopiloot ingestelde waarden veranderen of instellen. De ingestelde waarde wordt met paarse kleur weergegeven op het PFD. De ingestelde snelheid staat met een pijl (3) aangegeven naast de schaalverdeling van de indicator. De snelheid wordt onder de indicator in mach notatie (4) weergegeven. Boven de indicator wordt de ingestelde snelheid weergegeven in mach notatie (5). De ingestelde hoogte valt boven de altitude indicator af te lezen (6). De hoogtemeter instelling (7) wordt weergegeven onder de indicator. STD betekent de standaard hoogtemeter instelling QNH. De waarde onder STD is de QFE instelling van het vliegveld.

In combinatie met de autopiloot wordt een *Flight Director* (FD) gebruikt (8). Deze combinatie wordt aangeduid als Autopilot/Flight Director System (AFDS). De FD berekent en presenteert de juiste pitch en bank angles benodigd voor het volgen van een vooraf ingestelde koers. Wanneer een verandering benodigd is in het horizontale of verticale vlak zullen de twee roze strepen van de FD verplaatsen. De horizontale aanwijzer is de *pitch bar*. De verticale aanwijzer is de *roll bar*. Afhankelijk van de autopiloot instelling volgt de piloot zelf de aanwijzing van de FD op door te sturen of maakt de juiste instellingen voor de autopiloot. Ook kan het vliegtuig volledig automatisch de voorgestelde actie van de FD ondernemen.

Het Instrument Landing System (ILS) is een radionavigatie hulpmiddel dat geleiding verzorgt tijdens zogenaamde precisienaderingen van een landingsbaan. Wanneer ILS gebruikt wordt zal de juiste koerslijn en daalhoek naar de baan worden weergegeven op het PFD. Een afwijking van de juiste aanvliegroute geeft een verplaatsing van de paarse ruiten (9). Dit kan dan door de piloot worden gecorrigeerd. ILS wordt vaak gecombineerd met het *Marker Beacon* systeem. Dit systeem geeft de piloot, naast het ILS, een indruk van de afstand tot de landingsbaan. Er zijn drie typen Marker Beacons. Dit zijn de Outer, Middle (10) en Inner Markers. De grondstations van de bakens zijn allen in de koerslijn van de landingsbaan geplaatst.



Figuur 22 overige weergaven PFD



3.4 Ontwerpeisen

Nu het cockpitontwerp vast staat moet er worden gekeken of de ontworpen cockpit voldoet aan de ontwerpeisen van de opdrachtgever. Allereerst moet er gekeken worden of de kosten tot het minimum zijn beperkt **(3.4.1)**. De baten van de ontworpen cockpit moeten opwegen tegen de kosten **(3.4.2)**. Onderhoud **(3.4.3)** en gewicht **(3.4.4)** hebben tevens betrekking op de kosten. De veiligheid is een belangrijk aspect dat gewaarborgd dient te worden **(3.4.5)**.

3.4.1 Kosten

De implementatie van de nieuwe cockpit brengt kosten met zich mee. Deze kosten zijn te verdelen in twee categorieën. Enerzijds zijn dit de directe kosten **(3.4.1.a)**. Anderzijds zijn dit de indirecte kosten **(3.4.1.b)**.

3.4.1.a Direct

Met directe kosten worden kosten weergegeven die een direct verband hebben met de implementatie van de cockpit. Binnen directe kosten wordt er onderverdeeld in:

1. Vaste kosten
2. Variabele kosten

ad 1 Vaste kosten

Bij vaste kosten horen de uitgaven voor de ontwikkeling van het systeem. Dit moet gedaan worden door een EASA PART-21 erkende instantie. Om de ontworpen cockpit in te kunnen bouwen is per vliegtuig type een Supplemental Type Certificate (STC) benodigd. Ook zal er geld uitgegeven moeten worden om het technische en vliegende personeel op te leiden voor de nieuwe cockpit. Verder zal de aanschaf van het totale systeem en de inbouw over de gehele vloot bijdragen aan de directe vaste kosten.

ad 2 Variabele kosten

Onderhoudskosten variëren erg in de tijd. Gepland onderhoud zorgt voor variabele kosten afhankelijk van de grootte en het type onderhoud dat benodigd is. Daarnaast is het ongeplande onderhoud een onvoorspelbare kostenpost en is variabel afhankelijk van de ernst van de situatie. Ook zijn er de verplichte Airworthiness Directives (AD) en de aanbevolen Service Bulletins (SB) die bijdragen aan de variabele kosten. De AD's zijn luchtwaardigheidsaanbevelingen en komen van de lokale luchtvaartautoriteit. De SB's zijn een voorstel tot verbetering van een product of onderdeel vanuit de vliegtuigfabrikant. Nieuwe of veranderde wetgeving kan voor een onvoorziene kostenpost leiden door extra heffingen of belastingen.

3.4.1.b Indirect

De indirecte kosten zijn niet rechtstreeks verbonden aan de toepassing van de nieuwe cockpit. Het zijn uitgaven als gevolg van de inbouw of toepassing van de cockpit en zijn moeilijk te schatten. Binnen indirecte kosten wordt er onderverdeeld in:

1. Vaste kosten
2. Variabele kosten

ad 1 Vaste kosten

De inbouw van de cockpit vereist specifieke faciliteiten. Er moet rekening gehouden worden met kosten voor het huren van een geschikte locatie waar de inbouw plaats kan vinden. Verder moet er gespecialiseerd personeel ingeschakeld worden. Ook moet er voor het juiste gereedschap en test apparatuur gezorgd worden.

ad 2 Variabele kosten

Wanneer een vliegtuig niet kan of mag vliegen wordt dit Aircraft On Ground (AOG) genoemd. Deze situatie kost ongeacht de oorzaak geld aangezien er niet gevlogen wordt. Er wordt namelijk geen geld verdiend in deze periode. Personeel dat moet overschakelen naar een modern systeem zal de overstap in eerste instantie niet verwelkomen. De weerstand onder het personeel vertraagt de invoering wat geld kost.



3.4.2 Baten

De invoering van een moderne en uniforme cockpit heeft voordelen die gunstig zijn voor de maatschappij. Een reductie van de kosten voor de maatschappij speelt hier een grote rol. De baten worden verdeeld in twee categorieën. Dit zijn de directe baten **(3.4.2.a)** en daarnaast de indirecte baten **(3.4.2.b)**.

3.4.2.a Direct

Tijdens de implementatie en het gebruik van de nieuwe cockpit zijn er een aantal voordelen waar de maatschappij merkbaar baat bij heeft. Deze baten veranderen niet naargelang het systeem langer wordt toegepast en zijn daarom vast. Binnen directe baten wordt er onderverdeeld in:

1. Vaste baten
2. Variabele baten

ad 1 Vaste baten

De toepassing van het nieuwe systeem zal zorgen voor een gewichtsbesparing door de afname van het gewicht van de componenten. De gewichtbesparing resulteert in een afname van het brandstofverbruik en daardoor de kosten voor de brandstof. De opleiding van het personeel kan plaatsvinden bij één opleidingscentrum. Ook kan er van het zelfde studiemateriaal gebruik gemaakt worden. Dit zal zorgen voor een afname van de opleidingskosten. De geïntegreerde gegevenspresentatie op kleuren schermen heeft een afname van de werkdruk tot gevolg voor de bemanning. Hierdoor kan de bemanning zich richten op andere taken die belangrijk zijn voor het uitvoeren van de vlucht. Dit zorgt ervoor dat de bemanning minder fouten zal maken. De veiligheid in de cockpit wordt verder vergroot door de uitwisselingsmogelijkheid van de weergave op de schermen.

ad 2 Variabele baten

De levensduur van de componenten is toegenomen. Hierdoor hoeven de gebruikte componenten op de langere termijn minder snel gewisseld te worden. Dit heeft een afname van de hoeveelheid onderhoud en daarmee een kostenreductie tot gevolg.

3.4.2.b Indirect

Indirecte baten zijn voordelen voor de maatschappij dankzij de nieuwe cockpit maar zijn niet rechtstreeks terug te brengen op de implementatie hiervan. Dit zijn gunstige eigenschappen van het systeem als gevolg van de directe baten. Binnen indirecte baten wordt er onderverdeeld in:

1. Vaste baten
2. Variabele baten

ad 1 Vaste baten

De brede inzetbaarheid van de bemanning maakt een flexibele planning mogelijk. Door de verbeterde planning kan het aantal overuren teruggedrongen worden. Er vindt hierdoor een reductie van de salariskosten plaats.

De afname van het gewicht staat een toename van de payload toe. Hierdoor kan er meer geld verdiend worden op het vervoeren van zowel goederen als personen.

ad 2 Variabele baten

De vliegtuigen uitgerust met het nieuwe cockpitsysteem zullen hun waarde beter vast houden naar verloop van tijd. Hierdoor levert een eventuele toekomstige verkoop meer geld op.

3.4.3 Onderhoud

Het technisch personeel zal met de implementatie van de cockpit ook uniform opgeleid worden. Er heerst hierdoor een grote mate van kennis bij de technici over het specifieke systeem. Dit bevordert de efficiëntie van het onderhoud. Verder hoeft er maar voor één systeem een onderdelenvoorraad bijgehouden te worden.



3.4.4 Gewicht

Door de afname van het aantal componenten neemt het totaalgewicht van het vliegtuig af. De gewichtsafname van de overgebleven componenten draagt hier ook aan bij. De algehele gewichtsbesparing maakt het mogelijk meer vracht mee te nemen. Aangezien de luchtvaartmaatschappij het meeste geld verdient met het vervoeren van vracht is dit gunstig.

3.4.5 Veiligheid

De toepassing van een geïntegreerde gegevenspresentatie maakt het mogelijk om veel informatie beschikbaar te maken voor de piloten op één scherm. Dit zorgt ervoor dat werkdruk van de piloten afneemt. Hierdoor hebben de piloten meer tijd voor het uitvoeren van andere belangrijke taken tijdens de vlucht. De aandacht van de piloten is beter waardoor de veiligheid toeneemt.

3.5 Conclusie.

Over het systeem zijn de volgende dingen te concluderen.

Het primaire air data systeem bestaat uit drie smartprobes, drie inertial reference systems, twee ARINC 429 databussen, twee symbol generators en zes LCD's. Bij de inbouw van de uniform ingedeelde cockpit is wederom gekeken naar de wettelijke plaatsing van de verplichte instrumenten, dit staat vermeld in CS-25.

De duurzaamheid van de materialen heeft als gevolg dat de instrumenten minder snel slijten, dit is voordeliger in onderhoudskosten.

Het systeem voldoet ook aan de wettelijke eisen als er gekeken wordt naar veiligheid. In geval van een stroomstoring is er een back-up accu die de back-up instrumenten minimaal dertig minuten van stroom voorziet. De smartprobes zijn voorzien van ieder een accu dus bij een stroom storing zullen deze gewoon werken.

Het voordeel van het systeem is de lage onderhoudskosten, op termijn zal dit sterk terug verdienen. En de PFD zal de vliegers snel en gemakkelijk kunnen voorzien van alle informatie omtrent het vliegtuig. Het nadeel is echter dat het systeem een enorme aanschaf prijs heeft.

Kortom het digitale systeem heeft meer voordelen ten opzichte van andere systemen en zal de investering na verloop van tijd zeker terug verdienen.



Literatuurlijst

Naslagwerken:

Anderson, J.D. en Jr.J.D. Anderson. (2012). *Introduction to Flight*. 7^e dr. New York: McGraw-Hill Education.

Asselman, A., G. Klerks en F.J. van de Vreede. (2008). *Elektronica, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Dalm, J. (2005). *Materialen en hardware, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Dalm, J., J. Ponse en B.J. van der Wielen. (2006). *Onderhoudshandelingen, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Fijan, D. en F. van de Vreede. (2009). *Digitale techniek, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Graaf de, I. (2006). *Aerodynamica, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Hoeven van den, M. (2011). *Bouwen aan je projectverslag*. Amsterdam: Hogeschool van Amsterdam, Domein Techniek, Aviation.

Jong de, G.(1976). *Electro-Mechanical instruments in aircraft*. Amsterdam: Nationaal lucht- en ruimtevaart laboratorium.

Laban, V. (2008-2009). *Aerodynamica*. Amsterdam: Hogeschool van Amsterdam, Domein techniek, Aviation.

Moor de, R., A. Kouseband, J. Stoffelen en J. van Zelst. (2007). *Vliegtuigaerodynamica: constructies en systemen deel II, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Pallett, E.H.J.(1992). *Aircraft Instruments & Integrated Systems*. 2^e dr.Sussex: Pearson Education Limited.

Ruiter de, A. (2009). *Luchtvaartwetgeving, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Schonenberg, K. (2006). *Natuurkunde, Voor vliegtuigonderhoud*. Bleskensgraaf: Jeweka uitgeverij.

Siers, F J.(2004). *Methodisch ontwerpen volgens H.H. van den Kroonenberg*. 3^e dr. Groningen: Wolters Noordhoff.

US Department of Transportation, Federal Aviation Administration. (2008). *Pilots Handbook of Aeronautical Knowledge*. FAA-H-8083-25A.

Wentzel, T. (2009). *Opbouw projectverslag: maak van je probleem een oplossing*. Amsterdam: Hogeschool van Amsterdam.

Manuals:

Boeing, Continental Airlines, Inc.(1997). *777 Training manual:34-11-00, Continental Airlines, Inc.* rev 3. Seattle, USA: Boeing.

Boeing. (1996). *747-400 Maintenance Manual:43-11-00.rev .* Seattle, USA: Boeing.

Condor engineering, Inc.(2000). *ARINC protocol tutorial*.rev 1.04. Santa Barbara, USA: Condor engineering.

Internetsites:

Gebruikt op 13 september 2011, betreft weergave van de basic six instrumenten:

<http://simulatorpilot.info/basic.html>

Gebruikt op 11 november 2011, betreft de piezo sensor in het morfologisch overzicht:

<http://193.190.56.244/~jbaeten/cursussen/MSYS11.pdf>

Gebruikt op 14 november 2011, betreft de air data computer in het morfologisch overzicht:

<http://pcf.ly.info/doc/Computers/36.pdf>

Gebruikt op 27 november 2011, betreft cockpit lay out:

<http://www.smartcockpit.com/pdf/plane/boeing/b737/systems/0018/>