

2A1W

Yinor Cheung
Rouhullah Djawadi
Maarten Kamsma
Wisam al Kailani
Nardo Kling
Ruud Koeman
Henry Tol
Eric Zaal

Airbus
Boeing
Cessna

controls



Flight Controls



Amsterdam, 2008

Voorwoord

De technologische ontwikkelingen volgen elkaar in een hoog tempo op. De oude fotocamera is vervangen door een digitale en de zwart wit televisie heeft plaats gemaakt voor een plasma televisie.

De snelste technologische ontwikkelingen vinden plaats in de luchtvaart. Zeventig jaar geleden werd er nog gevlogen met een DC-3 van 30 meter spanwijdte. Tegenwoordig is de A-380 op de markt met een spanwijdte van 80 meter.

De technologische ontwikkelingen bij de Flight Controls blijven ook niet stil staan. In dit verslag komen de ontwikkelingen van alle Flight Controls aan bod. Hoe zit het met het doel, werking, kracht verschillen en de hydraulica van de Flight Controls. Ook wordt er gekeken naar het fly-by-wire systeem.

Nu het vorige project, Glass Cockpit is afgerond, moeten alle studenten het project "Modificatie Flight Controls" doen. Het projectteam 2A1W, bestaat uit acht leden, Yinor Cheung, Rouhullah Djawadi, Maarten Kamsma, Wisam al Kailani, Nardo Kling, Ruud Koeman, Henry Tol en Eric Zaal. Na acht weken als een groep intensief aan dit project gewerkt te hebben, is dit verslag eruit gekomen, wat de naam ABC Controls heeft gekregen. Wij willen nog graag Kim van Drecht, Tilly Wentzel en alle anderen bedanken voor de hulp bij het schrijven van dit verslag

Dit project was voor alle groepsleden een zeer interessante en uitdagende opdracht.

Amsterdam, 18 maart 2008
Projectgroep 2A1W



v.l.n.r: Yinor Cheung, Wisam al Kailani, Maarten Kamsma, Nardo Kling, Henry Tol, Rouhullah Djawadi
v.l.n.r: Eric Zaal, Ruud Koeman

Inhoudsopgave

Summary	1
Samenvatting.....	2
Inleiding	3
1.1 Aërodynamica.....	4
1.1.1 Theorie.....	4
1.1.2 Vleugelprofielen	6
1.2 Primary Flight Controls	8
1.2.1 Ailerons.....	8
1.2.2 Elevator.....	9
1.2.3 Rudder	9
1.3 Secondary Flight Controls.....	10
1.3.1 Trims	11
1.3.2 Flaps.....	11
1.3.3 Slats	13
1.3.4 Spoilers	13
1.3.5 Stabiliser	14
1.4 Neveneffecten	15
1.5 Verschil klein en groot.....	17
1.5.1 Hydraulisch systeem.....	17
1.5.2 Verschillen Flight Controls.....	19
1.6 Eisen	19
1.6.1 Eisen opdrachtgever.....	19
1.6.2 Wettelijke eisen.....	20
1.7 Functie onderzoek	22
2. Modificatie Flight Controls	23
2.1 Boeing Conventioneel	23
2.1.1 Boeing Ailerons.....	23
2.1.2 Boeing Slats	25
2.2 Airbus fly-by-wire	27
2.2.1 Airbus Ailerons	27
2.2.2 Airbus Slats	29
2.3 Voor- en nadelen onderzoek	32
2.3.1 Voordelen conventioneel systeem.....	32

2.3.2 Nadelen conventioneel systeem	32
2.3.3 Voordelen fly-by-wire.....	32
2.3.4 Nadelen fly-by-wire	32
3. Ontwerfase	33
3.1 Aanpassingen.....	33
3.1.1 Uitbouw.....	33
3.1.2 Inbouw.....	33
3.2 Ontwerpaspecten.....	34
3.3 Kosten en baten onderzoek	34
3.3.1. Kosten.....	34
3.3.2 Baten	36
3.4 Conclusie	36
Literatuurlijst	37
Termenlijst.....	39
Bijlagen	40





Summary

Amsterdam Leewenburg Airlines has ordered group 2A1W to have research the differences between the conventional system of Boeing and the Fly by Wire system of Airbus. Group 2A1W also researched the possibility of an all fly by wire system. The design team has to pay attention to the costs, profits and the national and international laws.

The flight controls exist out of two types of flight controls, primary and secondary. With the primary flight control the airplane can be controlled. The ailerons make the roll movement and the elevator is available for pitching the airplane. The last primary flight control is the rudder for the yaw movement. With secondary flight controls the primary flight controls can be supported and they can also increase or decrease the lift or drag. The stabilizer is used for decrease the unbalance during the flight. Flaps and slats increase or decrease the drag or lift. Spoilers can support the ailerons and can also be used for increase the drag. A lot of flight controls bring about a negative effect and can grow to dangerous situations.

The requirements stated by the law must be fulfilled. The cables has to be 3,2 mm. The brakes, spoilers and trim systems has to control to the maximum limit with no problem. Some kind of flight controls has to be controlled manually. The flight control display must have a steady place in the cockpit, which will prevent confusion.

The manual control by pilot is strength by a liquid hydraulic system. This system is grouped in the input, convert, correct, amplify, transport and output.

With the help of a function report we can show the difference between Boeing and Airbus simply.

Boeing flies with a control wheel in the cockpit. With cables and tooth-wheel it can send a manual signal to a part. This part will let an artificial feeling to the pilot. The Power Control Unit converts the manual signal with hydraulic pressure.

Airbus operates a lot different with respect to the Boeing. Airbus flies with a small side stick. The side stick sends an electric signal to a certain element. This element calculates with help of airspeed and height if the made movement is approved. The signal will be transport by a Aeronautical Radio, Incorporated (ARINC) 429. The output of an Airbus has the same of the Boeing, namely with a hydraulic system.

With an advance and disadvantages report you the Airbus and Boeing systems can be inspected and compared to each other. Boeing expects, with a conventional system, more maintenance than the Airbus, but the pilot of an Airbus has no artificial feeling during the flight. Advances of Airbus are light in weight of the electrical ropes.

After the research about the difference between the Boeing 737 and the Airbus A320, we have to change the components in the Boeing 737. All mechanical ropes and the control column have to be removed. In case of the ailerons we have to remove the Feel and Centering Unit and the PCU. These components are superfluous. After that, we add the side stick and the board computers. To fly with a fly-by-wire system, it is important that there will be a third hydraulic system.

Group W get the design views of ALA airlines. These are maintenance sensitivity, longer durability and solidity. The maintenance sensitivity decreases because the fly-by-wire system exist of electric ropes, which lead to a decrease of erosion and corrosion. Next to this, the fly-by-wire system exists of different compartments. In case of maintenance, it is not necessary to remove the whole system but the specific compartment which needs the maintenance. This will lead to a reduction of time, working-hours, compositions and AOG time.

It is possible to counterbalance the wheel direction of the side stick with each other. This will lead to more solidity, but there is a chance of miscommunication.

Costs need tentative control regime. Costs have a big role when the system needs to be modified. But there are still a lot of advances. The maintenance sensitivity is more cheap and more easily.

This results in a NO GO for the modification from a conventional system to a fly-by-wire system. The costs will be to high for this modification.





Samenvatting

Amsterdam Leeuwenburg Airlines heeft groep 2A1W de opdracht gegeven om onderzoek te doen naar de mogelijke verschillen tussen het conventionele systeem van Boeing en het Fly by Wire systeem van Airbus waarna er een eventuele keuze kan worden gemaakt voor een All Fly By Wire systeem. Met kosten van de modificatie en de eisen van de wetgeving dient ook rekening gehouden te worden.

De flight controls in een vliegtuig zijn onder te verdelen in primaire flight controls en secundaire flight controls. Primaire flight controls zijn voor directe besturing van het vliegtuig. De ailerons zijn voor het maken rol-beweging. De elevator is voor het maken van de stamp-beweging en de rudder voor de gier-beweging. De secundaire flight controls zijn voor ondersteuning van de primaire flight control en/of het verhogen van de lift of weerstand. De stabiliser zorgt voor een uitgetrimd staartvlak waarmee onbalans in het vliegtuig verwaarloosd. Flaps en slats zorgen voor groter draagvlak en hebben ook de optie om weerstand te vergroten. Spoilers zijn voor ondersteuning van de ailerons en kunnen ook gebruikt worden om de weerstand te verhogen. Sommige flight controls veroorzaken een neveneffect wat voor gevaarlijke situaties kan leiden.

De eisen vanuit de wetgeving dienen nageleefd te worden. De kabels dienen een minimale dikte te hebben van 3,2 mm. De remmen, spoilers en het trim systeem dienen de maximale waarde met gemak te kunnen halen. Sommige van de flight control systemen zijn verplicht om ook met de hand te kunnen besturen. In de cockpit hebben zijn de locatie van de bedieningspanelen geplaatst op een vaste plek om verwarring te voorkomen.

De mechanische handeling van de piloot wordt omgezet met hydraulische druk. Dit gaat doormiddel van een invoer, omzetten, corrigeren, versterken, transporteren en een uitvoer.

Met behulp van het functie onderzoek kunnen de verschillen tussen Boeing en Airbus eenvoudig worden vergeleken en bekeken.

Boeing werkt met een grote stuurknuppel in de cockpit. Doormiddel van een tandwiel en kabels wordt er een mechanisch signaal doorgegeven naar een component die zorgt voor een artificieel gevoel bij de stuurknuppel. Vervolgens wordt ervoor gezorgd dat de het mechanische signaal wordt omgezet in hydraulisch druk met behulp van een Power Control Unit. Uiteindelijk krijgt de flight control een uitslag die gewenst is.

Airbus werkt daarin tegen heel anders. In een toestel van Airbus wordt er gevlogen met een joystick. Deze zendt een elektrisch signaal naar bepaalde componenten. Deze berekent met behulp van vlieg-snelheden en vlieghoogte of de gemaakte beweging veilig is en of die gemaakt kan worden. Transport gebeurt met een Aeronautical Radio, Incorporated (ARINC) 429 kabel en de uitvoer bij een Airbus is hetzelfde als de Boeing, namelijk met een hydraulisch systeem.

In een voor- en nadelen onderzoek worden de twee systemen bekeken en vergeleken. Zo vergt de Boeing meer onderhoud vanwege alle mechanische onderdelen en heeft bij Airbus de piloot geen gevoel van krachten tijdens het sturen. Voordelen zijn wel te vinden het in het gewicht bij de Airbus. Elektrische draden hebben minder gewicht dan een staalkabels.

Nu toestellen grondig zijn onderzocht moet er worden gekeken naar wat er vervangen moet worden. De gehele mechanische bekabeling van de stuurknuppel tot de flight control wordt verwijderd. In het geval de ailerons worden de Feel en Centering Unit en PCU ook verwijderd. Deze zijn overbodig bij het fly-by-wire systeem. Vervolgens worden de side stick en de boordcomputers toegevoegd. In een fly-by-wire is het wel belangrijk dat er een derde hydraulisch systeem bij komt.

Ontwerpt aspecten worden opgegeven vanuit de opdrachtgever. Deze bestaan uit onderhoud, duurzaamheid en betrouwbaarheid. Het onderhoud wordt minder doordat het fly-by-wire systeem voornamelijk uit bedrading bestaat. Het is minder slijtage en corrosie gevoeliger. Daarnaast bestaat het systeem uit verschillende componenten waardoor het hele systeem niet eruit hoeft bij problemen. Dit leidt tot besparing van tijd, manuren, onderdelen en Aircraft on ground (AOG) uren. Het is mogelijk om de uitgeoefende stuurrichting op de side stick tegen elkaar te compenseren. Dit zorgt voor meer betrouwbaarheid, maar er is ook meer kans op misverstanden.

Er zijn veel kosten waar rekening mee gehouden moet worden. Dit komt vooral kijken bij de vervanging van het systeem. Er zijn daarin tegen wel veel voordelen, of te wel de baten. Zo is het onderhoud minder en eenvoudiger.

Dit leidt tot een conclusie dat het fly-by-wire systeem niet haalbaar is. De kosten zullen te hoog oplopen om het te vervangen.





Inleiding

Projectgroep A1W is werkzaam bij de technische dienst, afdeling engineering, van de luchtvaartmaatschappij Amstel Leeuwenburg Airlines (ALA). ALA heeft een operationele vloot die bestaat uit vijf Boeing 737's en zeven Airbus A320's. Ook heeft ALA een Cessna C-172 tot zijn beschikking. Het grootste verschil tussen de 737 en de A320 is het besturingssysteem van de Flight Controls. De 737 heeft een conventioneel systeem waar de besturing van het vliegtuig geheel mechanisch verloopt en de A320 beschikt over een Fly-by-wire systeem.

De directie van ALA heeft de projectgroep gevraagd om deze twee besturingssystemen te analyseren. Het doel van dit project is om na te gaan wat de consequenties zijn van een eventuele modificatie van het conventionele systeem naar fly-by-wire en een advies te geven of het verstandig is om te switchen te maken naar all fly-by-wire vloot. Hierbij moet rekening gehouden worden met de eisen van de opdrachtgever en de wettelijke eisen die betrekking hebben op de Flight Controls. De directie geeft de projectgroep hiervoor zeven weken de tijd, waarna het resultaat in de vorm van een verlag moet worden gepresenteerd.

Het verslag bestaat uit drie hoofdstukken.

De aerodynamische eigenschappen van vleugelprofielen worden geanalyseerd. Verder komen alle Flight Controls aan bod. Deze zijn onderverdeeld in primaire- en secundaire Flight Controls. Hier wordt diep ingegaan op hun doel, werking, neveneffecten en hydraulische besturing. De wettelijke eisen met betrekking tot de Flight Controls en de eisen van de opdrachtgever ALA zijn uitvoering neergezet. Daarnaast wordt in het functieonderzoek alle deelfunctie van input tot uitput beschreven (1).

Het conventionele systeem van Boeing en het fly-by-wire systeem van Airbus worden uitvoerig geanalyseerd. Dit wordt gedaan door van elk type de besturing van twee Flight Controls tot in detail uit te leggen, van de input van de piloot tot het bewegen van de Flight Control. Verder komen de voor- en nadelen van beide systemen aan bod (2).

Nadat beide besturingssystemen grondig zijn geanalyseerd wordt er gekeken wat de gevolgen zijn van de switch naar een all-fly-by-wire vloot. Het gemodificeerde systeem wordt getoetst aan de ontwerpaspecten en wordt er een kosten en baten analyse gemaakt. Met een goed overzicht van de ontwerpaspecten en alle kosten en baten kan er eindadvies worden gegeven (3).

De hoofdbronnen die gebruikt zijn bij dit verslag zijn de Aircraft Operation Manuals van de 737 en de A320.

In het verslag zijn ook een Engelse termenlijst, afkortingenlijst, literatuurlijst en een bijlagenlijst opgenomen. In de termenlijst en de afkortingenlijst zijn alle afkortingen en Engelse termen die gebruikt zijn in het verslag opgenomen en uitgelegd. Alle Engelse termen in het verslag zijn schuin gedrukt met een asterix. In de literatuurlijst zijn alle bronnen die gebruikt zijn voor het maken van het verlag opgenomen. Met behulp van de bijlagenlijst kunnen de bijlagen eenvoudig worden opgezocht.



1. Flight Controls

Voor het begrijpen van de flight controls is er eerst een stukje theorie nodig over het verloop van vleugel profielen en stromingen (1.1). De flight controls zijn onder te verdelen in primary flight controls (1.2) en secondary flight controls (1.3). De flight controls hebben onder bepaalde omstandigheden ook ongewenste effecten, de neveneffecten (1.4). Die komen ook voor bij grote verkeersvliegtuigen. Er is wel een verschil tussen de grote en kleine toestellen (1.5). De flight controls moeten ook onder bepaalde eisen voldoen (1.6). Om sturbewegingen uit te voeren moet er een input worden gegeven om tot het uiteindelijke output te komen (1.7).

1.1 Aërodynamica

De werking van de flight controls berust op de aërodynamische eigenschappen van de vleugels van het vliegtuig. Vliegtuigen zijn in staat te vliegen door de stromingen van lucht rond de vleugels. Deze theorie is afgeleid volgens een aantal wetten van de aërodynamica (1.1.1). Vleugels met verschillende vleugelprofielen hebben verschillende aërodynamische eigenschappen. (1.1.2).

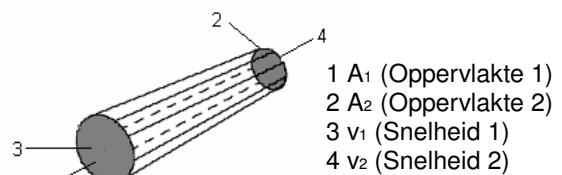
1.1.1 Theorie

De snelheid van een luchtstroom kan worden berekend met behulp van de Continuïteitswet (1.1.1.a). Of er bij deze snelheid sprake is van een onderdruk of bovendruk kan men gebruik maken van de Wet van Bernoulli (1.1.1.b). Luchtstromingen kunnen laminair of turbulent zijn (1.1.1.c). De grenslaag van deze luchtstroming kan ook loslaten (1.1.1.d).

1.1.1.a Continuïteitswet

De Continuïteitswet (formule 1) zegt dat als er een gas of vloeistof door een buis stroomt (figuur 1.1) waarvan de ene oppervlakte (1) groter is dan de andere oppervlakte (2), het aantal liter gas of vloeistof wat per seconde door de buis stroomt op beide punten gelijk is. Met andere woorden de energie die erin gaat is gelijk aan de energie die er uit gaat. De snelheid (3) van de luchtstroom zal bij de grootste oppervlakte minder snel zijn dan bij het punt (4) met de kleinste oppervlakte. Dit geldt alleen als de stroming stationair is (luchtstroom om een profiel is stationair als het stroomlijnenbeeld niet verandert met de tijd).

Continuïteitswet: (1) $\rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2$ $\rho_1 A_1 v_1 = \text{Constant}$ A = Oppervlakte (m ²) v = Snelheid (m/s) ρ = Dichtheid (kg/m ³)



Figuur 1.1: Luchtstroom

1.1.1.b Wet van Bernoulli

De Wet van Bernoulli (formule 2) is ongeveer hetzelfde als de wet van behoud van energie, deze wet mag alleen worden toegepast als de luchtstroom aan de volgende vier voorwaarden voldoet:

- De luchtstroom is onsamendrukbaar, dit is van toepassing wanneer de snelheid van de luchtstroom minder dan 50m/s bedraagt. Door deze eigenschap vervalt de ρ in de formule van de continuïteitswet.
- De luchtstroom is niet-visceus, er vindt geen wrijving plaats.
- De luchtstroom is stationair.
- De luchtstroom in de buis is adiabatisch (er wordt geen energie uit de luchtstroom onttrokken of toegevoegd).



Als aan bovenstaande punten wordt voldaan zegt de Wet van Bernoulli, dat de som van de statische en dynamische druk constant is. Statische druk is de druk die heerst en dynamische druk is de druk die ontstaat als iets snelheid maakt. De Wet van Bernoulli geeft het verband tussen de statische druk en de snelheid van de luchtstroom. Dus als de snelheid toe neemt zal de statische druk afnemen en omgekeerd.

Wet van Bernoulli: (2)

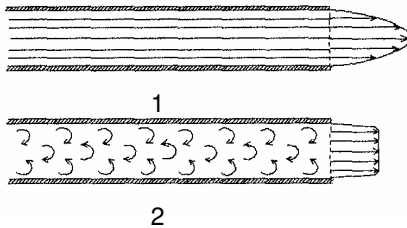
$$P_s + q = C$$

$$\rho g h + \frac{1}{2} \rho v^2 = C$$

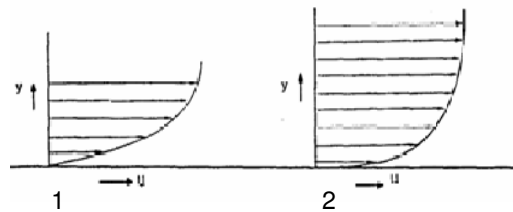
P_s = Statische druk (Pa)
 q = Dynamische druk (Pa)
 g = Valversnelling (9.81 m/s²)
 h = Hoogte (m)

1.1.1.c Laminair of turbulent

Stromingen door een stroombuis kunnen laminair of turbulent zijn (figuur 1.2a). Een laminaire (1) stroming is een gelaagd. De stroom lijnen lopen evenwijdig aan het oppervlak en kruisen elkaar niet. Een turbulente stroming (2) is geen gelaagde stroming. De stroomlijnen zijn gemengd die wervelend lang elkaar bewegen.



Figuur 1.2a: Laminaire en turbulente stroming



1 Laminaire stroming
 2 Turbulente stroming

Figuur 1.2b: Snelheidsverdeling Laminaire en Turbulente stroming

De snelheidsverdeling van een Laminaire stroming is parabolisch totdat de stroomlijnen de vrije stroming bereiken. Deze grens wordt de grenslaag genoemd. Bij een turbulente stroming is de snelheid vrijwel overal constant (Figuur 1.2b). Bij een laminaire stroming is de snelheid dicht bij het oppervlak kleiner dan bij een turbulente stroming. Bij het vliegen is dus een laminaire stroming rond de vleugels gewenst omdat de vleugels dan minder weerstand hebben. Een continue laminaire stroming rond de vleugels is in praktijk niet haalbaar. Op een bepaalde afstand van de neus van de vleugel slaat de laminaire stroming om in turbulent. Dit punt is het omslagpunt. De afstand van het omslagpunt en de neus verschilt per profiel. Kleine oneffenheden op de vleugels, zoals klinknagels, zorgen er meestal voor dat de omslag dikwijls dicht achter de neus al plaatsvindt. Om te zien of de stroming laminair of turbulent is en wanneer de omslag van laminair naar turbulent plaatsvindt, wordt er gekeken naar het getal van Reynolds (formule). Bij een lage Re waarde is de stroming laminair en bij een hoge waarde turbulent. Bij gladde buizen is een stroming laminair als Re kleiner is dan 2000 en turbulent als Re groter is dan 3000. Een laminaire stroming slaat om naar turbulent bij een Re waarde van 530000. Bij een lage snelheid gebeurt dit bij een grote afstand vanaf de L_e en bij een hoge snelheid met een kleine afstand vanaf de L_e .

Het getal van Reynolds

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot L}{\eta}$$

ρ = luchtdichtheid (kg/m³)
 v = luchtsnelheid (m/s)
 L = lengte (m)
 η = dynamische viscositeit (Pa·s)

1.1.1.d Loslaten

Bij de Leading edge is de snelheid van de luchtdeeltjes nog groot, bij ongeveer eenderde van de vleugelkoorde wordt de maximum snelheid bereikt. Vanaf dit punt wordt de snelheid steeds kleiner tot aan de Trailing edge. Nu bewegen de deeltjes vanaf eenderde koorde met een lage druk richting de trailing edge met een hoge druk. Nou heeft luchtdruk de eigenschap om van een hoge druk naar een lage druk te stromen. Dus de luchtdeeltjes van de Trailing edge willen dolgraag de andere kant op stromen. Als de luchtdruk bij de Trailing edge veel lager is dan de druk bij een-derde koorde zal er terugstroming plaatsvinden. Uiteindelijk laat de grenslaag los, dit wordt ook wel overtrekken genoemd.





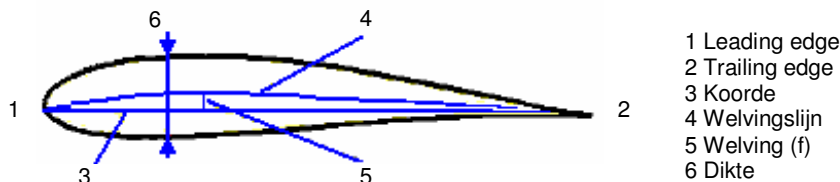
Bij het overtrekken volgt de lucht niet langer het profiel, maar heeft de lucht een eigen weg. Hierdoor ontstaat grote turbulentie, waardoor de weerstand toeneemt en er vrijwel geen lift meer geproduceerd wordt. Dit overtrekken gebeurt bij een bepaald profiel altijd bij dezelfde invalshoek, maar niet bij dezelfde snelheid. Hoe groter de invalshoek hoe meer lift er wordt gegenereerd, maar dit is niet oneindig. Meestal bij een invalshoek van vijftien graden 'afhankelijk van het soort profiel' zal de vleugel overtrekken. Overtrekken vindt het meest plaats bij de start of landing, dit omdat de vliegsnelheid dan laag is en er met een grote invalshoek gevlogen wordt. Als de grenslaag bij lage Re waarde laminair is zal het profiel vlak bij de neus loslaten en laat de grenslaag plotseling over de gehele bovenzijde los. En als de grenslaag een hoge Re waarde heeft slaat de grenslaag vlak achter de neus eerst om en laat pas op de achterkant van het profiel los. Als nu de invalshoek vergroot zal het loslaten vanaf de Te naar voren worden opgeschoven.

1.1.2 Vleugelprofielen

De eigenschappen die van een vleugelprofiel worden bepaald door de geometrie van de het profiel (1.1.2.a). Er werken vier krachten op het vliegtuig die het mogelijk maken om het vliegtuig te laten vliegen (1.1.2.b). Er zijn verschillende soorten weerstanden die werken op een vliegtuig (1.1.2.c) Een vleugelprofiel kan symmetrisch, positief- en negatief gewelfd zijn (1.1.2.d). Elke vorm heeft zijn eigen karakteristieke eigenschappen.

1.1.2.a Geometrie van een vleugelprofiel

De kenmerken van een vleugelprofiel wordt ook wel de vleugelprofielgeometrie genoemd (Figuur 1.4). Deze kenmerken bepalen de eigenschappen van een vleugelprofiel.



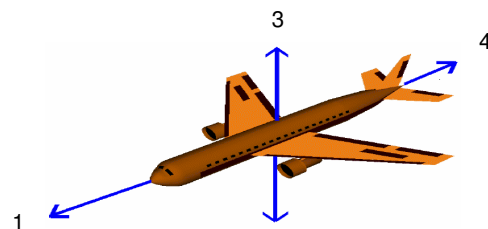
Figuur 1.4: Geometrie vleugelprofiel.

De leading edge (LE) (1) is het voorste en de trailing edge (TE) (2) is het achterste gedeelte van het profiel. De rechte lijn, die beide met elkaar verbindt is de koorde (3). De lijn die precies door het midden van het bovenzvlak en ondervlak loopt is de welvingslijn (4). De welving (5) is de maximale afstand tussen de welvingslijn en de koorde. De dikte (6) is de maximale dikte van het profiel.

1.1.2.b krachten en assen

Er werken vier krachten op het vliegtuig die het mogelijk maken om het vliegtuig in de lucht te laten (Figuur 1.5). Deze zijn:

- 1 Voortdrijvende kracht
- 2 Gewicht
- 3 Lift
- 4 Drag



figuur 1.5: Krachten die werken op het vliegtuig.

Ad 1 Voortdrijvende kracht

De voortdrijvende is de kracht die geleverd wordt door de motoren van het vliegtuig. Deze kracht staat parallel aan de langsas van het vliegtuig.



Ad 2 Gewicht

Het totale gewicht van het vliegtuig vormt een kracht die tegenovergesteld is aan de lift. De zwaarte-kracht die op het vliegtuig werkt zorgt voor een krachtscomponent recht naar beneden.

Ad 3 Lift

Lift ontstaat door het drukverschil aan de onder en bovenzijde van een vleugel. Dit drukverschil ontstaat doordat stroomlijnen bij de neus van een vleugel aan de bovenkant divergeren en aan de onderkant convergeren (CW en Bernoulli). De lift is een vector die loodrecht staat op de vliegrichting van het vliegtuig en grijpt aan op de vleugels. De grootte van deze kracht wordt bepaald door de invalshoek die de liftcoëfficiënt van de vleugelprofiel beïnvloed, dynamische druk en de oppervlakte van de vleugel (Formule 3)

Lift: (3)

$$L = q C_L S$$

L = Lift (N)

q = Dynamische druk (Pa)

C_L = Liftcoëfficiënt

S = Vleugeloppervlakte (m²)

Ad 4 Weerstand

De weerstand werkt tegen de vliegrichting in en is altijd evenwijdig aan de vliegsnelheid. Weerstand ontstaat door doordat de omringende lucht een kracht uitoefent op het vliegtuig tijdens het vliegen. De grootte van de weerstand wordt bepaald door de weerstandcoëfficiënt, dynamische druk en het vleugeloppervlak (Formule 4).

Drag: (4)

$$D = C_D q S$$

D = Drag (N)

C_D = weerstandcoëfficiënt

q = dynamische druk (Pa)

S = Vleugeloppervlakte (m²)

1.1.2.c Soorten weerstanden

De weerstanden die op een vliegtuig werken kunnen verdeeld worden in twee groepen:

1. Geïnduceerde weerstand
2. Parasitaire weerstand.

ad 1. Geïnduceerde weerstand

De geïnduceerde weerstand is een gevolg van de geleverde lift op de vleugel. Omdat een vleugel een eindige spanwijdte heeft ontstaan wervels door de druk verschillen tussen de bovenzijde en onderzijde van de vleugel. Deze wervels zorgen voor turbulentie en dus meer weerstand.

ad 2. Parasitaire weerstand

De parasitaire weerstand is alle vormen van weerstand met uitzondering van de geïnduceerde weerstand. De parasitaire weerstanden die werken op een vliegtuig zijn:

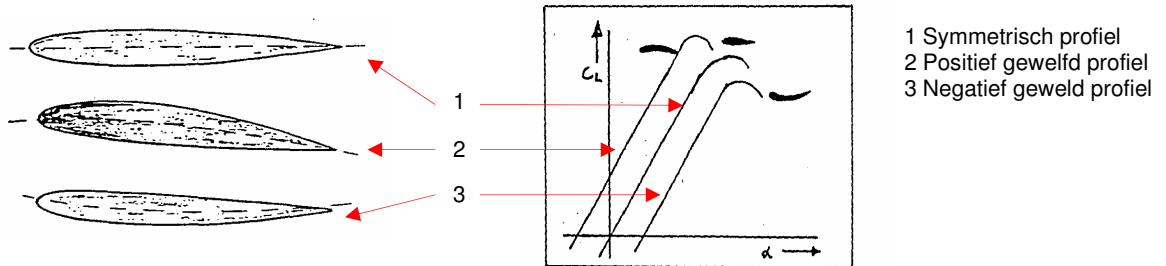
- Druk of vormweerstand
- Wrijvingsweerstand
- Profielweerstand
- Schadelijke weerstand
- Interferentieweerstand
- Golfweerstand
- Trimweerstand





1.1.2.d Vormen vleugelprofielen

Vleugelprofielen kunnen symmetrisch, positief en negatief gewelfd zijn (Figuur 1.6). Bij een symmetrisch profiel (1) is de welvingslijn gelijk aan de koorde. Bij een positief gewelfd profiel (2) is de welvingslijn enkele graden positief. Bij een negatief gewelfd profiel (3) is de welvingslijn enkele graden negatief. Deze welving heeft invloed op de liftcoëfficiënt (C_L) bij bepaalde invalshoeken (α).



Figuur 1.6: Drie profielvormen met de bijbehorende C_L - α grafieken.

Een symmetrisch profiel heeft bij een horizontale vlucht ($\alpha=0$) geen lift. Een positief gewelfd profiel heeft bij een horizontale vlucht een positieve lift en een negatief gewelfd profiel een negatieve lift. Profielen met een grote welving (f) kunnen bij grotere invalshoeken lift produceren voor dat er overtrek plaatsvindt. Er vindt overtrek plaats als de C_L -max wordt overschreden. Dan laat de stroming aan de bovenkant van de vleugel los. Als gevolg daarvan zal de lift die werkt op de vleugels snel dalen. De grootte van de welving heeft invloed op de grootte van de lift die een vleugel kan leveren.

1.2 Primary Flight Controls

Primary Flight Controls zijn er om het vliegtuig te besturen. Er zijn drie assen waar een vliegtuig om kan bewegen. Dat zijn de langs-, dwars- en top-as. Een beweging om de langs-as gebeurt met behulp van de *aileron*s* (1.2.1). De elevator zorgt voor beweging om de dwars-as (1.2.2) en de draaiing om de top-as gebeurt met behulp van de *rudder** (1.2.3).

1.2.1 Ailerons

Om een bocht te kunnen maken maakt men gebruik van ailerons (1.2.1.a). Die zorgen voor meer weerstand waardoor er meer of minder lift gecreëerd wordt (1.2.1.b).

1.2.1.a Doel Ailerons

Een vliegtuig kan om drie assen draaien. Om een beweging om de langs-as te creëren, of te wel het rollen, zijn er ailerons (rolroeren) nodig. Een rolbeweging is nodig voor het maken van een bocht. Ailerons zijn te vinden op iedere vleugel aan de achterste buitenzijde van de vleugel.

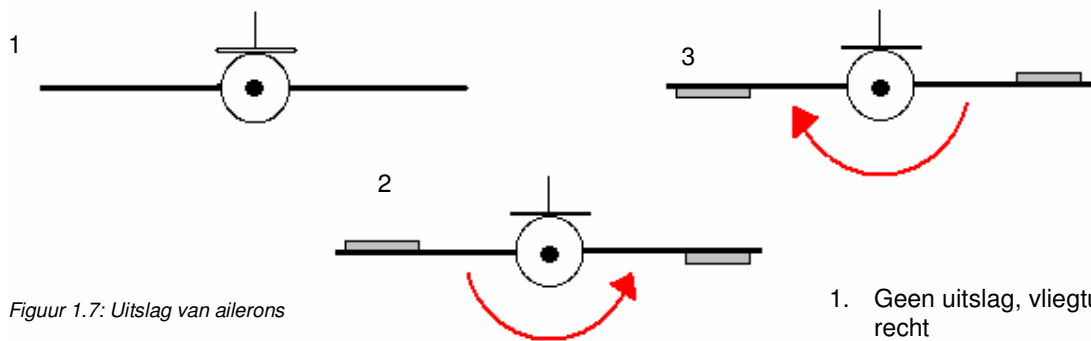
1.2.1.b Werking Ailerons

Ailerons hebben als eigenschap om een gedeelte van de draagkracht van de betreffende vleugelhelpt te verminderen. De besturing bestaat uit het uitslaan van één of meerdere ailerons op de vleugelhelpt welke naar beneden moet. De ailerons werken tegenovergesteld aan elkaar. Zodra de aileron van de linkervleugel omhoog beweegt, zal de aileron op de rechtervleugel omlaag bewegen.

Het uitslaan van de ailerons gebeurt door de stuurknuppel naar links of rechts te bewegen (figuur 1.7). Bij een horizontale vlucht en geen inzet van een bocht is er geen uitslag van de ailerons (neutraal) (1). Zodra er een bocht naar rechts wordt ingezet, dus de stuurknuppel naar rechts, is er aan de rechterkant een uitslag omhoog. Daar ontstaat er minder draagkracht aan de rechterkant waardoor de vleugel aan de rechterkant daalt (2). Het tegenovergestelde gebeurt bij aan de andere kant, daar stijgt de draagkracht.

Zodra er een beweging naar links wordt gemaakt ontstaat er minder draagkracht aan de linkerkant waardoor de vleugel aan de linkerkant daalt (3) en rechter vleugel stijgt door de lift.





Figuur 1.7: Uitslag van ailerons

1. Geen uitslag, vliegtuig vliegt recht
2. Inzet van een rechterbocht
3. Inzet van een linkerbocht

Ailerons bevinden zich aan het einde van de vleugels. Ze kunnen zo een grotere kracht opwekken dan dat ze aan de binnenkant zitten van de vleugels. Alle ailerons zijn uitgerust met trimvlakken. Dit zijn kleine beweegbare delen aan de randen van de vlakken die de stuurkrachten neutraliseren of verminderen (1.3.3).

1.2.2 Elevator

Om een vliegtuig te laten stijgen of dalen maakt men gebruik van de *elevator**. De elevator is een onderdeel van het horizontale stabilo (1.2.2.a). Door een uitslag van grote vlakken aan de achterkant van het vliegtuig wordt er een beweging gemaakt rond de dwars-as (1.2.2.b).

1.2.2.a Doel Elevator

Om een vliegtuig een draaiing om de dwars-as te laten creëren is een verandering van de horizontale staartvlak nodig. Het horizontale staartvlak is primair aanwezig op een vliegtuig in verband met de stabiliteitseisen. Het horizontale staartvlak bestaat uit een elevator (klein beweegbaar vlak achter op het horizontale staartvlak) en wordt bestuurd met de stuurknuppel. Het stabilo (gehele staartvlak die kan bewegen) wordt bediend met het trimwiel (1.3.1). Beide hebben ze dezelfde functie. Ze leveren namelijk extra draagkracht en het zorgen voor de besturing om te stijgen en te dalen.

1.2.2.b Werking Elevator

Om het vliegtuig te laten stijgen en dalen maakt het vliegtuig gebruik van één of twee grote vlakken die hetzelfde principe hebben als de ailerons (1.2.1). Het verschil is dat alle staartvlakken altijd maar één kant op uitslaan. Dus of alle twee naar boven of naar beneden.

Het horizontale staartvlak wordt bestuurd door de stuurknuppel in de cockpit (Bijlage I). Op *flightlevel** heeft het horizontale staartvlak een neutrale stand (1). Zodra de knuppel naar voren wordt gedrukt ontstaat er achter op het vliegtuig een uitslag naar beneden (2).

Door deze uitslag ontstaat er meer lift aan de achterkant waardoor de neus daalt. Wordt de stuurknuppel naar de piloot toe bewogen ontstaat er een uitslag naar boven waardoor de lift afneemt bij de staart en het gevolg is dat het vliegtuig stijgt (3).

1.2.3 Rudder

De rudder is een besturingsvlak dat zich aan het verticale stabilo bevindt en wordt gebruikt om een betere besturing te krijgen (1.2.3.a). Door het bewegen van de rudder is er controle over de gieren (yaw) (1.2.3.b). Yaw is een beweging om de top-as.

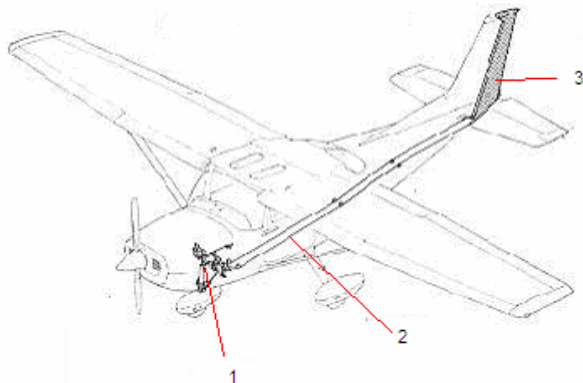
1.2.3.a Doel Rudder

Het doel van de rudder is een beweging te maken om de top-as (z-as) van het vliegtuig. Dit gebeurt om het haak-effect (1.2.1.b) tegen te gaan. Hierdoor wordt er een gecontroleerde bocht gemaakt.



1.2.3.b Werking Rudder

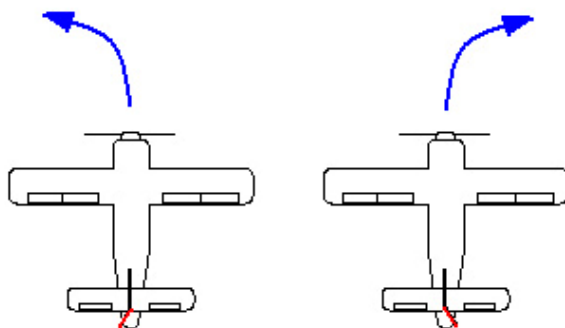
De rudder is bevestigd aan het verticale stabilo van het vliegtuig (figuur 1.9). De piloot geeft via twee voetpedalen (*rudder pedals**) een signaal door aan de rudder (1). Dit signaal wordt mechanisch overgebracht (2). Vervolgens komt dit signaal uit bij de rudder die een uitslag geeft (3). De rudder geeft de piloot de controle over de yaw. Door het uitslaan van de rudder wordt er een moment gecreëerd om de top-as van het vliegtuig. Het resultaat van dit moment is een zijwaartse kracht. Hierdoor zal het vliegtuig draaien.



1. Voetpedalen
2. Mechanische overdracht
3. Rudder

Figuur 1.9: Rudder bevestigd aan het verticale stabilo

De rudder zorgt voor een beweging om de top-as (figuur 1.10). Als de piloot het linker pedaal gebruikt, zal de rudder naar de rechterkant uit slaan en zo ontstaat er een beweging naar links (1). Zodra de piloot zijn rechter pedaal intrapt, zal de rudder naar links uitslaan. Hierdoor zal het vliegtuig om de top-as naar rechts draaien (2). Dit is te verklaren doordat er een bovendruk aan de kant waarop de rudder uitslaat. Aan de ander kant ontstaat een onderdruk. De rudder zal zich vervolgens naar de kant met de onderdruk bewegen. Bij lagere snelheden zal het effect dat de rudder heeft kleiner zijn dan bij hogere snelheden. Dit komt doordat er bij lagere snelheden minder kracht op de rudder zal komen te staan, waardoor deze minder effect zal hebben.



1. Uitslag linker pedaal
2. Uitslag Rechter pedaal

Figuur 1.10: Rudder beweging

1.3 Secondary Flight Controls





Naast primary flight controls (1.1) heeft het vliegtuig ook zijn beschikking over secondary flight controls. De secondary flight controls bestaan uit de trims (1.3.1) Flaps (1.3.2), Slats (1.3.3), en de *spoilers** (1.3.4).

1.3.1 Trims

Met behulp van de trims kunnen de krachten op verschillende stuurvlakken verkleind, geneutraliseerd of vergroot worden (1.3.1.a). Deze krachten op het stuurvlak worden verkleind doordat de trim in de tegenovergestelde richting beweegt als het stuurvlak (1.3.1.b).

1.3.1.a Doel Trims

Het doel van de trims is de kracht te verkleinen of zelfs helemaal te neutraliseren die vereist is om van stand, hoogte of snelheid te veranderen. De stuurvlakken die trims bevatten zijn ailerons, rudder en de elevator. De trims bevinden zich aan de achterkant van deze vlakken.

1.3.1.b Werking Trims

Het trimvlak kan door de piloot bediend worden. Wanneer een trimvlak wordt versteld door de piloot zal de stand van de trims tegenovergesteld zijn aan het bediende stuurvlak (Bijlage I). Bij dit systeem beweegt de piloot alleen de trim. Als deze bewegen creëren ze een bepaalde lift, door deze lift zal bijvoorbeeld de elevator omhoog of omlaag gaan, waardoor de neus naar beneden of omhoog gaat. Een trim kan een vaste stand verkrijgen als het om een beweging gaat die gedurende langere tijd moet worden uitgevoerd. Wanneer dit niet zou kunnen, zou de piloot voor langere tijd zelf de trimvlakken in een bepaalde stand moeten houden om het vliegtuig in de gewenste stand te krijgen. In kleine vliegtuigen is de kracht van de piloot meestal genoeg om de Flight controls te besturen, maar bij een groot vliegtuig zijn de krachten die op de stuurvlakken werken veel te groot om dit door enkel de kracht van de piloot te laten uitvoeren. Er zijn ook nog tabs die kracht vergroten of verkleinen:

1. Servotab
2. Anti-servo tab

ad 1. Servo tab

Bij een servo tab beweeg je de elevator en de servo tab blijft horizontaal staan. Als de elevator omhoog gaat en de servo tab blijft horizontaal, zal de servo tab een lift omhoog genereren waardoor hij de piloot helpt om de elevator omhoog te krijgen. Naar beneden is dit natuurlijk hetzelfde.

ad 2. Anti-servo tab

Als de elevator omhoog gaat beweegt de anti-servo tab ook omhoog, hierdoor creëert de anti-servo tab een lift naar beneden. Nu werkt hij de piloot juist tegen, dit kan nodig zijn als de krachten die de piloot uit moet voeren zo klein zijn dat het mogelijk wordt dat hij de krachten op het vliegtuig veel te groot laat worden zonder dat hij dit merkt.

1.3.2 Flaps

Met behulp van flaps wordt de lift die op de vleugels werkt vergroot (1.3.2.a). Deze lift wordt vergroot doordat flaps de werveling van de vleugel vergroot (1.3.2.b). Er zijn vier soorten flaps die alle verschillende karakteristieke eigenschappen hebben (1.3.3.c).

1.3.2.a Doel Flaps

De flaps bevinden zich aan de achterkant van de vleugel van het vliegtuig. Het doel van de flaps is om de lift te verhogen terwijl de snelheid vermindert. Flaps worden bij opstijgen en landen gebruikt.

1.3.2.b Werking Flaps

Bij het neer laten van de flaps versnelt de luchtstroming ten gevolge van het groter worden van de werveling. Het gevolg is dat de lift en de weerstand vergroot ($L = \frac{1}{2} * \rho * v^2 * S$). Door het gebruik van flaps wordt de lift vergroot en kan er met een lagere snelheid in de lucht worden gevlogen. Omdat de





Cl waarde toeneemt kan dus de v_2 afnemen. Een ander gevolg van de groter geworden welving is dat de kritieke invalshoek ook kleiner wordt omdat de luchtstroming het profiel eerder wil loslaten door de veranderde welving. Omdat de flaps ook de weerstand verhogen kunnen ze niet zomaar in een willekeurige hoek worden neergelaten.

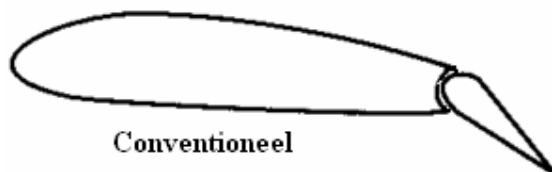
Bij de start mag de weerstand niet te groot worden ten opzichte van de lift. Het tegenovergestelde gebeurt bij de landing, hier worden de flaps dan gebruikt om veel weerstand te creëren. De bediening van de flaps gebeurt vanuit de cockpit door de piloot. Er zijn vier verschillende soorten flaps (c).

1.3.2.c Soorten Flaps

1. Conventionele flap
2. Splijtflap
3. Spleetflap
4. Fowler flap.

ad 1. Conventionele Flap

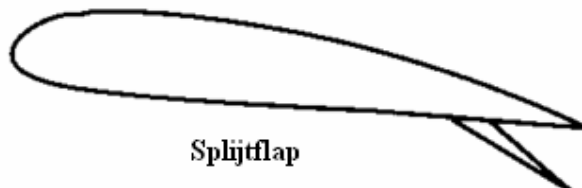
De conventionele flap is de meest simpele flap. Het is een stuk aan de achterzijde van de vleugel wat naar beneden uitgeslagen kan worden (figuur 1.12)



Figuur 1.12: Conventioneel

ad 2. Splijtflap

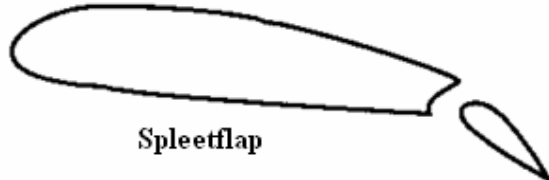
De splijtflap bestaat uit twee stukken, de onderste en bovenste. Het bovenste deel is het vaste deel wat niet beweegt en de het onderste deel is het deel wat uitsteekt (figuur 1.13).



Figuur 1.13: Splijtflap

ad 3. Spleetflap

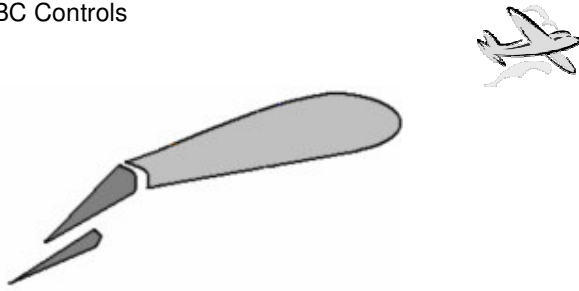
De spleetflap is niet veel anders dan de conventionele flap het verschil is dat wanneer de spleetflap wordt neergelaten dat er dan een spleet ontstaat. De spleet is als de venturi gevormd, de lucht wordt samengedrukt en versnelt wanneer het de flap verlaat (figuur 1.14).



Figuur 1.14: Spleetflap

ad 4. Fowler Flap

Bij de fowler flap wordt niet alleen de cl vergroot maar ook het oppervlakte. Dat komt doordat de flap dan niet alleen kan worden neergelaten maar ook uitgeschoven (figuur 1.15).



Figuur 1.15: Fowler flap.

1.3.3 Slats

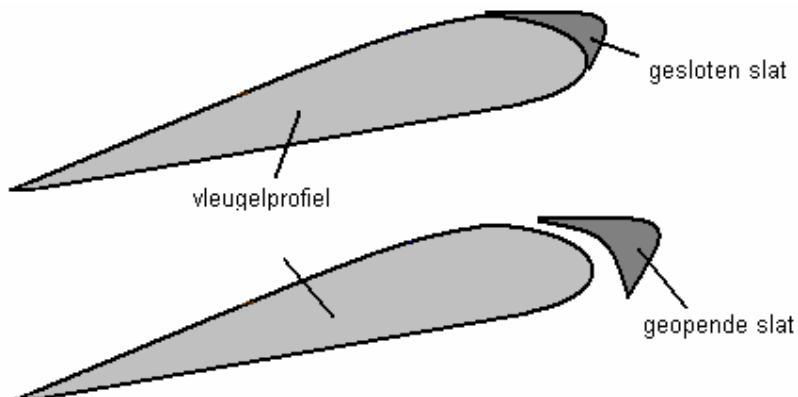
Slats zijn kleine uitschuifbare vlakken op de vleugel. Met behulp van slats wordt de lift die op de vleugel werkt, vergroot (1.3.3a). Deze lift wordt vergroot doordat slats de invalshoek van de instromende lucht vergroten (1.3.3.b).

1.3.3.a Doel Slats

De slats bevinden zich aan de voorkant van de vleugel van het vliegtuig. Het doel van de slats zijn om de lift te verhogen terwijl de snelheid verminderd. Slats worden bij opstijgen en landen gebruikt.

1.3.3.b Werking Slats

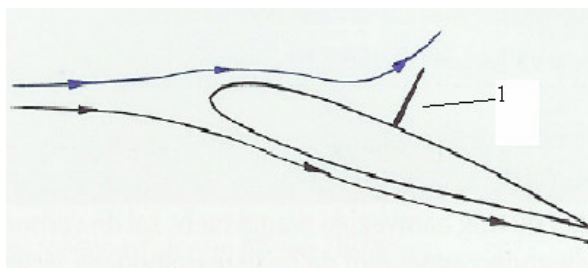
Net als de flap verhoogt ook de slat (figuur 1.16) de lift, dat gebeurt doordat de slat naar voren wordt bewogen. Hierbij ontstaat er bij de slat een spleet. De spleet zorgt ervoor dat de luchtstroming die de slat passeert minder snel het profiel wil loslaten. Anders dan bij de flap wordt de kritieke invalshoek vergroot bij de slat. Overtrek gebeurt dan ook bij een grotere invalshoek bij het gebruik van slats.



Figuur 1.16: Gesloten en geopende slat

1.3.4 Spoilers

Spoilers zijn secundaire vliegtuig besturingsystemen die er voor zorgen dat de lift wordt "verpest" en dat er afgeremd wordt. Dit gebeurt door het uitschuiven van de spoilers (figuur 1.17). Er worden drie verschillende spoilers gebruikt in een vliegtuig. Deze zijn de *speedbreaks** (1.3.4.a), *groundspoilers** (1.3.4.b) en de *flightspoilers** (1.3.4.c).



1. Spoiler

Figuur 1.17: Spoilers



1.3.4.a Speedbreaks

Deze spoilers worden gebruikt nadat het vliegtuig geland is. De speedbreaks kunnen zich bevinden aan de achterkant van het vliegtuig (fokker) en/of op de vleugels. Ze zijn symmetrisch van vorm. Zodra het vliegtuig geland is, worden de speedbreaks uitgezet. Hierdoor zal er een grotere weerstand ontstaan waardoor het vliegtuig zal afremmen. Deze speedbreaks kunnen ook gebruikt worden tijdens een daling die met hoge snelheden wordt gemaakt. Ook vergroten speedbreaks de weerstand van het vliegtuig, maar verstoren ze de luchtstroom op en rond de vleugel niet.

1.3.4.b Groundspoilers

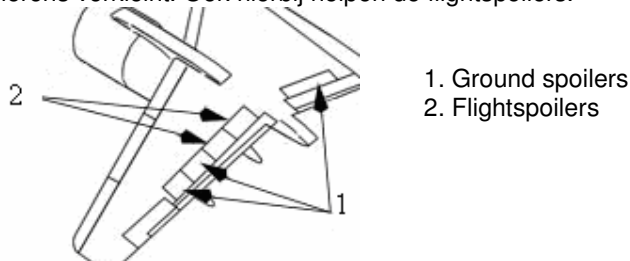
Zowel de groundspoilers als de flightspoilers zijn asymmetrisch (figuur 1.18) en bevinden zich op de vleugels (1). De groundspoilers worden gebruikt op het moment dat de landing bezig is. Zodra het vliegtuig dicht bij de grond komt, zullen deze spoilers worden uitgezet. Dit is nodig omdat de lucht onder vleugels zal worden samengedrukt. Dit wordt ook wel het groundeffect genoemd. Het gevolg is dat er meer lift ontstaat bij de landing. Om dit tegen te gaan worden groundspoilers gebruikt. Zodra deze worden uitgezet, zullen de vleugels hun lift verliezen. Dit komt doordat de luchtstroom over de vleugel wordt verstoord. Dit heeft als effect dat de lift vermindert, waardoor het vliegtuig op de grond komt. Groundspoilers mogen en worden alleen gebruikt tijdens de landing.

1.3.4.c Flightspoilers

De flightspoilers bevinden zich ook op de vleugels (Figuur 1.18) en hebben meerdere redenen waarom ze worden toegepast. Door het gebruik van de flightspoilers is het mogelijk om de draagkracht van de laagste vleugel in de bocht te verminderen. Hierdoor kan de bocht makkelijker worden gemaakt.

Bij slanke vleugels is het niet mogelijk om grote ailerons te gebruiken. Indien dit wel wordt gedaan zal er een te grote kracht op de vleugels komen te staan. Spoilers bieden hier een uitkomst op. Ze ondersteunen dus de kleinere ailerons.

Tijdens de kruisvlucht kunnen er schokgolven ontstaan bij de vleugels zodra het vliegtuig in de buurt van de geluidsnelheid komt. Er zal een turbulente luchtstroom ontstaan waardoor het effect van de ailerons verkleint. Ook hierbij helpen de flightspoilers.



Figuur 1.18: Ground- en Flightspoilers

1.3.5 Stabiliser

Met behulp van het horizontale stabilo (Figuur 1.19) stijgt of daalt de stand van de neus van het vliegtuig (1.3.5.a). Door aan de achterkant van het horizontale stabilo het vlak goed uit te trimmen kan er eenvoudiger worden gevlogen (1.3.5.b). Ook wordt de horizontale stabilo gebruikt voor het stabiliseren van het vliegtuig. Een onderdeel van het stabilo is de elevator (1.2.2)

1.3.5.a Doel Stabiliser

Het doel van de horizontale stabiliser is het stabiliseren van het vliegtuig, dit door een lift omhoog of naar beneden te geven, afhankelijk van waar het zwaartepunt ligt. Naast het stabiliseren kan de horizontale stabiliser ook worden gebruikt om te stampen.

1.3.5.b Werking Stabiliser

Als het vliegtuig uit evenwicht raakt door harde windstoten, zorgt de stabiliser ervoor dat het vliegtuig weer in zijn oorspronkelijke stand terecht komt. Dit doet de stabiliser door een balanskracht te leveren

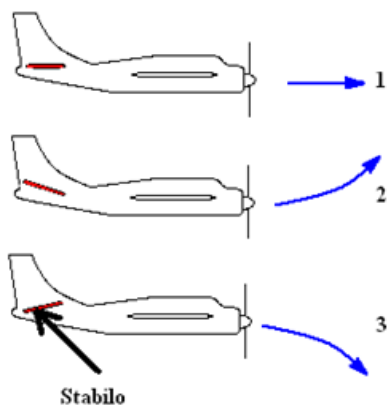




(trimmen). Hij veroorzaakt een lift naar boven of beneden. Als het zwaartepunt van het vliegtuig voor de vleugels ligt, zal de stabiliser een lift naar beneden moeten veroorzaken om het vliegtuig in evenwicht te houden en als het zwaartepunt achter de vleugels ligt een lift omhoog. Dit brengt wel weer een ongunstig effect met zich mee. Als er een lift naar beneden moet zijn, dus als het zwaartepunt voor de vleugels ligt, moeten de vleugels weer extra lift omhoog hebben om het vliegtuig op de juiste hoogte te houden, dit kost ook weer meer weerstand en dus meer brandstof.

De vlakken aan beide zijden van het vliegtuig bewegen tegelijk in dezelfde richting, naar boven of naar beneden. Als de stabiliser in de neutrale stand staat (1), is de stand horizontaal. Wanneer de piloot de knuppel naar achteren beweegt zal de neus van het vliegtuig naar boven bewegen (2).

Dit betekent dat de stabiliser een uitslag naar boven heeft gekregen. Het tegenovergestelde gebeurt wanneer de stuurknuppel naar voren wordt gedrukt (3). Het hoogteroer kan maximaal zeventien graden bewegen, 8,5 omhoog en naar beneden, hierdoor kan het vliegtuig niet onbeperkt om de dwarsas bewegen, hiervoor is de elevator nodig. De horizontale stabiliser wordt gestuurd door het trimwiel in de cockpit.



1. Stuurknuppel Neutrale stand
2. Stuurknuppel naar achteren bewogen (stabilo omhoog)
3. Stuurknuppel naar voren bewogen (stabilo omlaag)

Figuur 1.19: Stabiliser standen

1.4 Neveneffecten

Bij het gebruik van de flight controls zijn er omstandigheden waar er ongewenste effecten optreden, ook wel neveneffecten genoemd. Deze effecten kunnen er voor zorgen dat het onder controle houden van een vliegtuig wordt belemmerd of zelfs onmogelijk wordt gemaakt. Deze effecten zijn:

1. Ruddereffect
2. Haakeffect
3. Duikvlucht
4. Spiraalduik
5. Tolvlucht
6. Dutch roll
7. Windhaaneffect
8. Flutter

ad 1. Ruddereffect

Als een vliegtuig een gierbeweging maakt door met het voetenstuur gebruik te maken van de rudder, is het neveneffect dat het vliegtuig ook gaat rollen, dit komt doordat de buitenste vleugel in de bocht meer snelheid maakt (Bijlage IIa). Door deze grotere snelheid krijgt deze vleugel ook meer lift, waardoor deze kant van het vliegtuig naar boven beweegt en zo een rolbeweging maakt. Dit effect wordt tegen gegaan door te corrigeren met het rolstuur. Als de piloot stopt met gieren stopt het rollen ook, dit komt doordat naast de toename van de lift er ook meer weerstand ontstaat.

ad 2. Haakeffect





Bij het maken van een linker bocht gaat de linker aileron omhoog en de rechter omlaag. Door de snellere rechtervleugel heeft deze meer lift (Bijlage IIb), maar ook meer weerstand dan de linkervleugel. Deze grotere weerstand van de rechtervleugel zal bij het maken van een bocht naar links, iets willen achterblijven 'het blijft haken'. Het gevolg hiervan is dat de neus even naar rechts gaat (Bijlage II). Dit haakeffect kan worden voorkomen door het gebruik van twee soorten ailerons, *Differential ailerons** en *Frisse ailerons**. Met deze verschillende ailerons wordt het probleem nog niet volledig opgelost, dit gebeurt wel bij gebruik van de rudder (1.2.2).

- Bij differentiale ailerons, zal de omhoog staande aileron verder uitslaan vanaf het neutrale punt. Het gevolg is dat de vleugel met deze aileron meer weerstand krijgt waardoor het neveneffect flink wordt gereduceerd.
- Om het neveneffect nog meer te reduceren wordt er gebruik gemaakt van Frisse ailerons. Aan de kant met de omhoog slaande ailerons wordt er ook aan de onderkant een stukje van de ailerons uitgestoken.

ad 3. Duikvlucht

Bij een duikvlucht (Bijlage IIc) overtrekken beide vleugels (1.1.1.e). De piloot laat de neus wat omhoog komen. Bij een bepaalde snelheid overtrekken beide vleugels tegelijk, dan zal de neus naar beneden vallen, hierdoor neemt de snelheid weer toe en wordt er weer lift gegenereerd, het vliegtuig neemt langzaam weer zijn normale koers aan.

ad 4. Spiraalduik

Een spiraalduik wordt vaak verward met een tolvlucht. Bij een spiraalduik is er geen sprake van overtrekken, bij een tolvlucht wel (Bijlage II d). Als een vliegtuig een bocht maakt met een te lage snelheid zal de binnenste vleugel minder lift genereren dan de buitenste vleugel. Als de piloot niet doormiddel van de elevator met een hogere invalshoek gaat vliegen, zal het vliegtuig snel dalen in de vorm van een spiraal. Als een vliegtuig eenmaal in een spiraalduik zit, heeft het geen zin meer om alsnog de invalshoek te vergroten met de elevator. Dit komt doordat het vliegtuig schuin hangt, als de elevator nou omhoog gaat wordt de spiraalduik juist alleen maar steiler en krijgt het vliegtuig een nog grotere snelheid. Om uit een spiraalduik te komen moet de piloot het vliegtuig weer recht laten rollen met de ailerons. Als het vliegtuig weer rechttuit vliegt kan de elevator gebruikt worden om de invalshoek weer te vergroten en de snelheid te verminderen.

ad 5. Tolvlucht

Een tolvlucht ontstaat als er een nog langzamere bocht wordt gevlogen dan bij de spiraalduik. Als er een bocht te langzaam wordt gevlogen en te sterk wordt gegierd zal de binnenste vleugel overtrekken. Als de vleugel overtrekt produceert deze vleugel zo goed als geen lift meer, waardoor deze als het ware naar beneden valt. Het vliegtuig daalt snel in de vorm van een tol (Bijlage II e). Om uit een tolvlucht te komen gebruik je niet de elevator, wegens dezelfde reden als bij de spiraalduik. Om er uit te komen moet de piloot vol tegen de draairichting in gieren doormiddel van de rudder. De elevator en de aileron moeten neutraal staan en zodra het draaien stopt moet de rudder ook neutraal worden gezet. Nu verkeert het toestel zich in een duikvlucht en neemt vanzelf weer zijn normale koers aan. Om het overtrekken te verminderen kan er een wash out worden gebruikt. Als een vliegtuig delta vleugels heeft, is er veel meer kans op overtrekken, omdat de koorde van het midden van de vleugel veel groter is dan die van de tip. De tip zal dus eerder overtrekken dan het midden. Bij een wash out wordt de instelhoek van wortel naar tip veranderd. Hierbij verdraait de vleugel naar de tip toe, zodat de invalshoek aan de vleugeltip altijd kleiner is dan in het midden (Bijlage II f)

ad 6. Dutch roll

Als er gebruik wordt gemaakt van de ailerons en de rudder kan er een *Dutch roll** ontstaan. Als het vliegtuig een gierbeweging maakt zal de buitenste vleugel meer snelheid maken, waardoor deze vleugel ook meer lift krijgt. De gierbeweging gaat hierdoor over in een rolbeweging. Doordat de buitenste vleugel bij de rolbeweging meer lift heeft, zal de weerstand ook toenemen, door het haakeffect zal het vliegtuig de andere kant op gieren. Als dit proces zich herhaalt maken de vleugels cirkelende bewegingen om de dwars-as (Bijlage II g). Een dutch roll kan worden voorkomen door middel van een Yaw damper. Een Yaw damper is een onderdeel van de automatische piloot, het is een gyroscoop die zich in de rudder bevindt, deze gyroscoop kan uit zich zelf zien of er tegen gestuurd moet worden of niet.

ad 7. Windhaanefect





Het windhaaneffect heeft te maken met de romp van het vliegtuig en het verticale startvlak. Tijdens het vliegen van een rechte lijn moet er met een bepaalde hoek tegen de wind in gevlogen worden. Dit is hoog in de lucht natuurlijk geen probleem, maar tijdens het landen heeft het landingsgestel natuurlijk ook een hoek. Om te landen met zijwind moet je de landingsbaan naderen met een bepaalde hoek, zodat de wielen recht op de baan komen. Voor de landing laat de piloot het vliegtuig onder een bepaalde invalshoek de vleugel die in de wind staat iets omlaag kantelen. Omdat de lift loodrecht op de vleugels staat zal die het vliegtuig naar de wind toe trekken. Het vliegtuig zal nu naar de richting van de lift willen bewegen. Dit wordt tegen gegaan door de piloot, die met het richtingsroer giert en zo het vliegtuig rechtuit te laten vliegen.

Het wiel dat in de wind hangt, het laagste wiel, zal als eerste de grond raken, waarna door de afname in snelheid ook de andere wielen op de grond komen. Deze handeling wordt ook wel een gecontroleerde side-slip genoemd.

ad 8. Flutter

*Flutter** is een trillende vibratie die in omvang kan toenemen bij de flight controls of vleugels. De flight controls zijn lichtelijk elastisch, dit houdt in dat als ze door bepaalde krachten gebogen worden er een spanning op komt te staan. Dit komt voor wanneer de flight controls in een stroming met voldoende hoge snelheid wordt geplaagd en als er oneffenheden aan het oppervlak aanwezig zijn. Bij lage snelheid zijn de trillingen stabiel. Bij een hoge snelheid kan er door de vibratie lucht van de onderkant van het stuurvlak naar de bovenkant en omgekeerd stromen waardoor de trillingen toenemen. Als de trillingen gelijk zijn aan die van de natuurlijke frequentie van het stuurvlak dan worden de krachten steeds groter, zodat de flight controls onbestuurbaar worden en er zelfs af kunnen scheuren. Om te voorkomen dat de flight controls gaan fladderen moet de massa in evenwicht worden gebracht. Dit kan door een gewicht voor de scharnierlijn te plaatsen. Indien de flight controls zijn bevestigd met een scharnierspleet ertussen, moet deze zo klein mogelijk gehouden worden.

1.5 Verschil klein en groot

Bij het besturen van een klein vliegtuig, bijvoorbeeld een Cessna-172, maakt de piloot alleen gebruik van zijn eigen kracht op het stuur om de Flight Controls aan de sturen. Bij grote verkeersvliegtuigen, bijvoorbeeld een boeing 737, is dit echter niet mogelijk, omdat de krachten die op een groot vliegtuig werken veel groter zijn op een klein vliegtuig. De piloot kan het vliegtuig niet onder controle houden door alleen zijn eigen kracht. De kracht van de piloot op het stuur moet versterkt worden. Dit gebeurt met door middel van een hydraulisch systeem (1.5.1).

Een groot verkeersvliegtuig is moeilijker onder controle te houden is dan een Cessna vanwege de grote krachten die er op werken. Daarom is een groot verkeersvliegtuig uitgerust met meer Flight Controls. (1.5.2).

1.5.1 Hydraulisch systeem

Een kracht kan vergroot worden door de oppervlakte van leidingen te vergroten waardoor een vloeistof stroomt met een bepaalde druk (1.5.1.a). Met behulp van cilinders wordt de kracht van de stromende vloeistof omgezet in een mechanische kracht die de flight controls aansturen. (1.5.1.b) Verkeersvliegtuigen maken gebruik van drie hydraulische systemen. (1.5.1.c)

1.5.1.a Theorie Hydraulica

Een hydraulisch systeem wordt gebruikt om een bepaalde kracht te vergroten. De kracht van een stromende vloeistof hangt af van de druk die er op staat en de oppervlakte (doorsnede) van de leiding waardoor het doorheen stroomt (Formule 5)

$$P = F / A$$

$$F = P \cdot A$$

(5)

P = Druk (Pa)
F = Kracht (N)
A = Oppervlakte (m²)



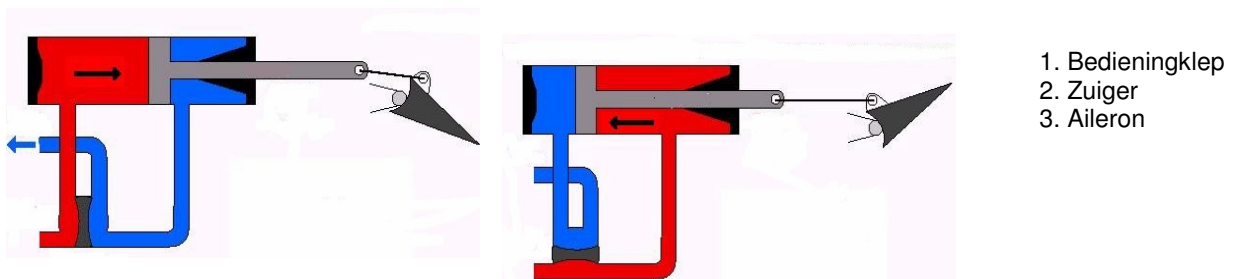


Door een pomp, zuiger of elektromotor wordt een druk gegenereerd op de vloeistof. Doordat een vloeistof onsamendrukbaar is blijft deze druk constant. Door de vloeistof door een buis te laten stromen waarvan de doorsnede toeneemt, kan de kracht van de stromende vloeistof vergroot worden. Als de doorsnede van de buis bijvoorbeeld twee maal zo groot wordt, wordt de kracht ook tweemaal zo groot. Dit is een manier om de grote krachten die op grote vliegtuigen werken toch te laten overmeesteren door de piloot, door de kracht van de piloot met het gewenste getal te vermenigvuldigen.

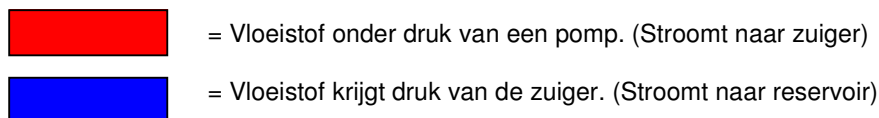
1.5.1.b Werking

Met behulp van cilinders kan de kracht van de stromende vloeistof omgezet worden in een mechanische kracht die de Flight Controls aansturen (figuur 1.27). Er wordt een druk gegenereerd, door bijvoorbeeld een pomp, waardoor de vloeistof gaat stromen. Met de bedieningsklep (1) kan worden bepaald welke buis met vloeistof de druk krijgt. Deze vloeistof onder druk is in het figuur rood gekleurd. Deze vloeistof stroomt naar een buis met een grotere oppervlakte waarin een zuiger (2) bevindt. De kracht van de stromende vloeistof wordt dus vergroot. Deze kracht zorgt ervoor dat zuiger naar binnen of naar buiten beweegt en aan de aileron (3) trekt of duwt.

Deze beweegt daardoor omhoog of omlaag. De vloeistof die vervolgens de druk van de zuiger ontvangt stroomt weer terug naar het reservoir. Deze vloeistof is in het figuur blauw gekleurd.



1. Bedieningsklep
2. Zuiger
3. Aileron



Figuur 1.27: Schematische werking hydraulisch systeem

1.5.1.c Drie systemen.

Met behulp van een hydraulisch systeem in een vliegtuig kunnen de volgende deelsystemen functioneren: de flight controls, *landing gear**, brakes, nose wheel steering, thrust reversers en de autopilots. Een groot verkeersvliegtuig maakt gebruik van drie hydraulische systemen (Bijlage III) die deze deelsystemen laten functioneren:

1. Twee hoofdsystemen A en B
2. Het standby systeem

ad 1. Systeem A en B

Zowel systeem A en B moeten individueel alle flight controls kunnen besturen zonder dat de controle over het vliegtuig wordt verminderd. Beide systemen hebben een vloeistofreservoir in het compartiment van de neuswiel. Ze worden voorzien van druk door *bleed air**. Dit is afgetapte lucht van de motoren. Ze hebben beide een elektrisch aangedreven pomp. De rudder, ailerons, elevator, elevator feel systeem en de landing gear worden door beide systemen aangestuurd. Sommige systemen zijn dubbel geïnstalleerd. Dit zijn de *Trust reverser**, *flight spoilers**, *autopilot**, *nose wheel steering**, en de





*brakes**. Er zijn ook deelsystemen die alleen door systeem A of B worden geregeld. Zo bedient alleen systeem A de *power transfer unit** (PTU). De PTU zorgt voor de hydraulische vloeistof die nodig is om de *autoslats** en *leading edge flaps** en *slats** te bedienen als de hydraulische pomp van systeem B niet meer werkt of de druk ervan beneden de limiet komt. Systeem B zorgt voor de *yaw damper**, *trailing edge flaps** en de *autoslats**.

ad 2. Standby systeem

Het standby hydraulische systeem dient ter back-up als druk in systeem A en/of B verloren gaat. Het standby systeem gebruikt een elektrisch aangedreven pomp om de thrust reversers, rudder, leading edge flaps and slats en de standby yaw damper te bedienen. Het reservoir van het standby-systeem is verbonden met het reservoir van systeem B en het bleed air systeem van zowel systeem A als systeem B.

1.5.2 Verschillen Flight Controls

Doordat de krachten die op een Cessna-172 (1.4.2.a) werken veel kleiner zijn dan op een groot verkeersvliegtuig (1.4.2.b) zijn er verschillen in de Flight control. Deze verschillen zitten voornamelijk in de secundaire flight controls.

1.5.2.a Cessna-172

Een Cessna-172 is uitgerust met zowel primaire en secundaire flight controls. De primaire flight control van de Cessna-172 zijn de rudder, ailerons en de elevators. De secundaire flight controls zijn de trims en de flaps.

1.5.2.b Groot verkeersvliegtuig

Een groot verkeersvliegtuig heeft dezelfde primaire flight controls als de Cessna-172 maar heeft wel extra secundaire flight controls. Naast de trims en de flaps is een groot verkeersvliegtuig ook nog uitgerust met spoilers en slats. Het horizontale stabilo is bij een groot verkeersvliegtuig verstelbaar terwijl die bij een Cessna-172 vast zit aan de romp. Aan de romp zitten scharnierpunten waar het gehele stabilo om kan draaien. Met behulp van deze extra systemen wordt de bestuurbaarheid van het toestel vergroot.

1.6 Eisen

ALA heeft de opdracht gekregen om te kijken of een eventuele modificatie mogelijk is en heeft dan ook paar eisen opgesteld (1.6.1), daarnaast zijn er nog instanties die eisen opstellen voor verkeersvliegtuigen (1.6.2).

1.6.1 Eisen opdrachtgever

Naast de wettelijke eisen zijn er door de opdrachtgever ook eisen gesteld. Deze zijn onderverdeeld in;

1. Veiligheid
2. Kosten
3. Onderhoud
4. Betrouwbaarheid
5. Duurzaamheid

ad.1 Veiligheid

Voordat er ook maar iets aan het Flight Control systeem veranderd mag worden, moet als eerst worden gekeken naar de veiligheid. Veiligheid is iets wat men de passagiers en de bemanning moet kunnen garanderen. Kosten en onderhoud mogen niet worden bespaard ten koste van de veiligheid van het vliegtuig.





ad.2 Kosten

De kosten die worden gemaakt moeten niet overbodig zijn voor de luchtvaartmaatschappij. De kosten moeten zo laag mogelijk blijven, uiteraard wel zo dat de veiligheid er niet onder lijdt. Het is belangrijk dat er niet teveel tijd in beslag wordt genomen voor de modificatie om de AOG-kosten laag te houden.

ad.3 Onderhoud

Het vliegtuig moet goed worden onderhouden, zodat het risico van veiligheidsverlies afneemt. Eens in de zoveel tijd moeten er verplichte onderhoudsbeurten worden gehouden. Dit varieert van kleine tot grote onderhoudsbeurten.

ad.4 Betrouwbaarheid

De betrouwbaarheid van het vliegtuig is van essentieel belang. Passagiers en bemanningsleden moeten van het vliegtuig de garantie kunnen krijgen voor een veilige vlucht. Door tijdens onderhoud en vernieuwingen aan het vliegtuig zaken goed te testen, kan de betrouwbaarheid verhoogd worden.

ad.5 Duurzaamheid

Er met een toekomstig perspectief gekeken worden. Iets wat bij de aanschaf veel kost zou bijvoorbeeld een veel langere levensduur kunnen hebben. Daardoor kan er ook weer bespaard worden op onderhoud. Dit is belangrijk bij investering, omdat er ten eerste kosten worden bespaard en ten tweede je de garantie hebt dat de levensduur wat hoger ligt.

1.6.2 Wettelijke eisen

Wettelijke eisen voor burgerluchtvaart worden door verschillende instanties opgesteld. De Inspectie van Verkeer en Waterstaat Divisie Luchtvaart (IVW/DL) is de instantie die in Nederland de eisen opstelt maar Nederland moet ook zich aan de regels van de European Aviation Safety Agency (EASA) houden. Voor de Flight Controls van kleine vliegtuigen gelden de regels uit de 'Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes' (CS-23) (1.5.2a) en voor de eisen van grote verkeersvliegtuigen wordt de eisen uit de 'Certification Specifications for Large Aeroplanes' (CS-25) toegepast (1.5.2b).

1.6.2.a Eisen voor grote verkeersvliegtuigen

ad 1. CS 25.671 General

Elk onderdeel moet met gemak bediend kunnen worden en goed functioneren, en moet zodanig ontworpen worden dat een onjuiste assemblage van onderdelen minimaal is. Een piloot moet niet te grote kracht te hoeven uitoefenen op het stuur. Als de volgende fouten optreden in het systeem moet het vliegtuig wel kunnen doorvliegen of landen:

- Onderbreking in de mechanische elementen
- Onderbreking in de hydraulische elementen
- Een combinatie van fouten (behalve obstructie)
- Een obstructie in een controller

ad 2. CS 25.675 Stops

Elk onderdeel moet een stop bevatten om elke beweging te kunnen stoppen.

ad 3. CS 25.701 Flap and slat interconnection

De flaps en slats van elke kant moeten aan elkaar verbonden zijn zodat beide samen werken.

ad 4. CS 25.777 Cockpit controls

Besturingselementen moeten op een vaste locatie zitten en moeten aan de volgende eisen voldoen:

- De bedieningspanelen moeten op een plaats zitten waar de piloot er gemakkelijk bij kan komen zodat verwarring wordt voorkomen.
- De besturingselementen mogen niet in contact kunnen komen met de stoel van de piloot en de co-piloot.
- De secundaire Flight Controls moeten boven de *pedestal** in het midden of rechts van de pedestal-centrale lijn liggen. Ze mogen niet meer dan 25 cm (10 inch) van het landingsgestel af zitten.





ad 5. CS 25.779 Motion and effect of cockpit controls

De flight controls in de cockpit moeten zo ontworpen worden dat zij overeenkomen met de volgende beweging en de aandrijving.

- **Aileron**
Als het stuur naar rechts geduwd wordt, moet de rechter vleugel naar beneden gaan en de linker vleugel omhoog.
- **Elevator**
Als stuur getrokken wordt moet de neus van vliegtuig omhoog gaan.
- **Rudder**
Als het rechter voetpedaal wordt gebruikt moet de neus van vliegtuig naar rechts gaan
- **Flaps**
Als de *flap control lever** geduwd wordt moet de flap worden uitgeschoven.
- **Trim tabs**
De omwenteling van het vliegtuig rond zijn as moet overeenkomen met omwenteling van trims om zijn as.

ad 6. CS 25.689 Cable systems

Kabels die worden gebruikt voor aileron, elevator en rudder mogen niet dunner zijn dan 3.2 mm, en elke kabel moet zo ontworpen zijn dat er geen gevaarlijke situatie voorkomt bij temperatuur verandering of tijdens gebruik. Ook moeten de kabels niet te strak zitten. Kabels mogen niet tussen lading, passagiers of voorwerpen komen. En de kabels mogen niet tegen elkaar aan liggen.

ad 7. CS 25.697 Lift and drag devices, controls

De piloot moet in staat zijn om elke besturingsvlak in elke mogelijke positie zetten tijdens een start, kruisvlucht of landingpositie.

1.6.2.b Eisen kleine vliegtuigen

ad 1. JAR 23.1 Applicability

Deze wetgeving geldt voor vliegtuigen die minder dan negen stoelen hebben inclusief de stoel voor de piloot en die een maximum startgewicht hebben van 5670 kg (12500 lb) of minder. Voor tweemotorige propeller aangedreven vliegtuigen geldt dat het vliegtuig 19 stoelen of minder inclusief de stoel voor de piloot moet hebben en een maximum startgewicht van 8616 kg (19000 lb) of minder mag hebben.

ad 2. JAR 23.405 Secondary control system

Het 'secondary control system', zoals de speedbrakes en de spoilers moeten de maximale waarden aankunnen die de piloot als opdracht geeft. Deze systemen worden ook getest, zodat de piloten op hun eigen kracht het kunnen bedienen. Dat is zeer essentieel, omdat de piloot de krachten van het vliegtuig onder controle moet kunnen houden.

ad 3. JAR 23.455 Ailerons

Ailerons moeten zo zijn ontworpen dat ze tegen de krachten die het vliegtuig onderworpen krijgt tijdens een neutrale positie in een kruisvlucht, bestemd zijn. Dit geldt natuurlijk wanneer er een bocht wordt gemaakt, wanneer er een verplaatsing is van krachten op de ailerons. De ailerons mogen niet minder dan éénderde van de bocht leveren ten opzichte van de mate waarop er gestuurd wordt.





ad 4. JAR 23.701 Flaps

De flaps zijn met elkaar verbonden en moet onafhankelijk zijn van het besturingssysteem. De flaps moeten zo zijn ontworpen dat enige vorm van storing of gevaar dat leidt tot een onveilige vlucht, volkomen gering is. Als de flaps op een tweemotorig vliegtuig zitten, dan moeten de flaps hetzelfde werk kunnen verrichten wanneer één motor niet meer functioneert.

ad 5. JAR 23.161 Trim

De trim op een vliegtuig worden alleen gebruikt wanneer de maximale inspanning van de piloot wordt overschreden. In deze gevallen draagt de trim de piloot de richting waarop het vliegtuig gaat bij, zodat de piloot niet zijn eigen kracht hoeft te gebruiken. (JAR 23.407)

Elk vliegtuig moet voldoen aan de trimeisen van diezelfde groep. Het moet voor de piloot mogelijk zijn om in verandering van condities, configuraties, snelheden en krachten het vliegtuig weer te kunnen besturen.

Het vliegtuig moet in een kruisvlucht horizontaal en naar een richting kunnen trimmen met het landingsgestel en flaps ingetrokken.

1.7 Functie onderzoek

Tussen de invoer en de daadwerkelijk uitvoer van de functies binnen het Flight Control systeem zitten een aantal stappen (Figuur 1.28). Deze deelfuncties zorgen er voor dat de hoofd functie correct kan worden uitgevoerd. De hoofdfunctie hier is het vliegtuig over één van de drie assen te laten bewegen. De volgende deelfuncties leiden uiteindelijk tot de hoofdfunctie:

1. Invoer
2. Omzetten
3. Corrigeren
4. Versterken
5. Transporteren
6. Uitvoer

ad 1. Invoer

Om een van de Flight Controls te laten werken moet de Captain of *First Officer** een invoer geven. Dit kan bijvoorbeeld gebeuren door het bewegen van de stuurkolom, pedalen of de knuppel. Invoer kan ook zijn doormiddel van knop of hendel..

ad 2. Omzetten

Deze beweging van één van de onderdelen moet omgezet worden naar een signaal zodat het uiteindelijk kan worden getransporteerd. Bij het fly-by-wire systeem moet dit signaal naar een elektrisch signaal worden omgezet. En bij een Conventioneel signaal is dit mechanisch.

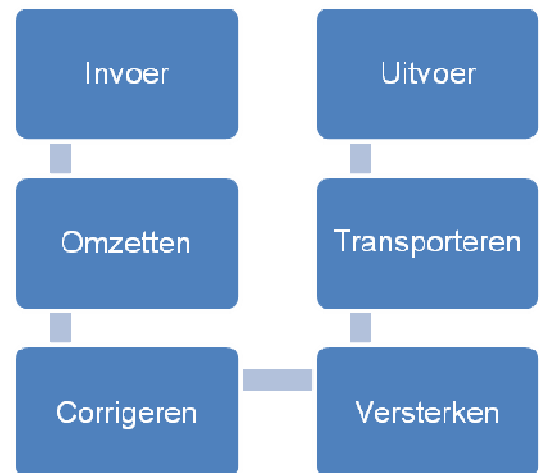
ad 3. Corrigeren

Dit signaal wordt gecorrigeerd. Daarbij moet worden gedacht aan de correctie die moet worden gemaakt wanneer de captain en First Officer beide een andere beweging maken met de stuurkolom.

ad 4. Versterken

Het is signaal moet worden versterkt voordat het uiteindelijk de Flight Controls in beweging zet. Omdat dit signaal naar verhouding niet groot genoeg is om het in beweging te krijgen.

ad 5. Transporteren



Figuur 1.28: Functie onderzoek



Het voorafgaand versterkt, omgezet en gecorrigeerd signaal moet worden getransporteerd naar één van de controls. Bij een fly-by-wire systeem gebeurt dit door draden waar elektrische signalen doorheen gaan. Bij het conventionele systeem moet worden gedacht aan bekabeling waar vloeistof doorheen loopt.

ad 6 Uitvoer

Uiteindelijk vindt de bewegingsuitvoer van de Flight controls plaats. Hierdoor verandert het vliegtuig van positie ten opzichte van de assen.

2. Modificatie Flight Controls

De vloot van ALA bestaat uit vijf Boeing 737 en zeven Airbus A320 toestellen. Beide toestellen zijn geschikt om over de hele wereld te vliegen en veel te vervoeren. Ze hebben alleen allebei een totaal verschillende besturing systeem. Uiteraard zijn de primaire en secundaire Flight Controls hetzelfde, maar de besturing verschilt. Zo vliegt Boeing met een conventioneel systeem (2.1) en maakt Airbus gebruik van het fly-by-wire systeem (2.2). Ieder systeem heeft zijn voor en nadelen (2.3). Door deze te analyseren ontstaat er uiteindelijk een conclusie (2.4).

De informatie is vooral gevonden in het digitale AOM 737 en AOM Airbus A320. Voor de technische tekeningen is er gebruik gemaakt van het Technical Training Manual, Hoofdstuk Flight Controls.

2.1 Boeing Conventioneel

In de Boeing toestellen wordt gebruik gemaakt van een conventioneel systeem. Dit betekent dat alle bewegingen die in de cockpit worden gemaakt met de stuurknuppel, mechanisch en vervolgens hydraulisch worden omgezet. Dit gebeurt bij primaire Flight Controls zoals de ailerons, rudder en de elevator (2.1.1). Bij secundaire Flight Controls zoals de slats, flaps, stabiliser en spoilers gebeurt in principe hetzelfde (2.1.2).

2.1.1 Boeing Ailerons

Het primaire Flight Controls systeem maakt gebruik van een conventioneel stuurwiel, stuurkolom en voetpedalen. Deze zijn gekoppeld aan een mechanisch systeem die het vervolgens omzetten in hydraulische kracht. Deze bedienen de primaire Flight Controls, de ailerons, rudder en elevator. Ze worden gevoed door meerdere hydraulische systemen; systeem A en systeem B. Elk systeem kan de primaire Flight Controls bedienen. Bij de ailerons en de elevator is het mogelijk bij calamiteiten over te gaan op handmatige bediening. Bij de rudder is dit niet mogelijk en kan men gebruik maken van het stand-by systeem als systeem A en B niet werken. Alle flight controls werken op dezelfde manier en daarom alleen de uitleg over de locatie (a), werking (b) en weergave (c) van de ailerons.

2.1.1.a Locatie Ailerons

Om het vliegtuig te laten rollen wordt er gebruik gemaakt van ailerons en flight spoilers. De besturing van deze Flight Controls zijn in principe hetzelfde. Ze maken gebruik van hetzelfde systeem. Op een Boeing 737 zijn twee ailerons te vinden aan de buitenzijde van de vleugel en in totaal acht flight spoilers. Vier aan de binnenzijde van de ene vleugel en vier op de andere. Deze zijn weer te verdelen in Inboard spoilers en Outboard spoilers. Ze zorgen voor een beweging om de dwars-as, of te wel het rollen.

2.1.1.b Werking Ailerons

Het aileron besturingssysteem kan worden onderverdeeld in bepaalde functies die in het functie onderzoek zijn beschreven. Deze functies zijn:

1. Invoer
2. Omzetten
3. Corrigeren
4. Versterken





5. Transport
6. Uitvoer

ad 1 Invoer

De invoer bestaat uit het stuurwiel (bijlage IV) van de piloten die direct met elkaar zijn verbonden. Door het stuurwiel (1) een beweging naar links of recht te geven ontstaat er een mechanische beweging met behulp van een tandwiel (2). Onder de stuurkolom bevindt zich een drum bus die zorgt voor de verbintenis van captain en de first officer. Beide stuurwielen maken dus dezelfde beweging (3).

ad 2 Omzetten

Het omzetten gebeurt met behulp van een *aileron drum** (4). Deze is te vinden onder de vloer en gekoppeld aan de stuurkolom. Dit component zorgt voor een omzetting van een verticale beweging naar een horizontale beweging.

ad 3 Corrigeren

Het stuurwiel (bijlage V) (1) van de captain geeft een mechanisch signaal door naar de Aileron Feel en Centering Unit (2). Deze unit geeft de piloot het gevoel van de echte krachten die er werken op de ailerons en spoilers. Tevens zorgt deze unit ervoor dat de ailerons weer terug worden gebracht in de neutrale positie.

Het stuurwiel van de First Officer zorgt voor een mechanisch signaal naar de spoiler mixer (3). Daar wordt signaal bekeken en gecorrigeerd. Dit is mechanische gestuurd zodat er bij het wegvallen van de hydraulische druk er toch een besturing plaats kan vinden.

ad 4. Versterken

Om een mechanisch signaal te versterken wordt er gebruikt gemaakt van een hydraulisch systeem. De hydraulische pompen die zorgen voor de versterking en de uitslag van de ailerons of spoiler (4). Vanaf de Aileron Feel en Centering unit gaat er een kabel naar de Power Control Units (PCU's) (5). De PCU's zorgen voor een omzetting van een mechanisch signaal naar een versterkt mechanisch signaal met behulp van hydraulische druk. De PCU zit met behulp van een actuator vast aan de aileron. Er wordt een druk gecreëerd van wel 3000 psi, dit is vijftien keer meer dan een auto band.

ad 5. Transporteren

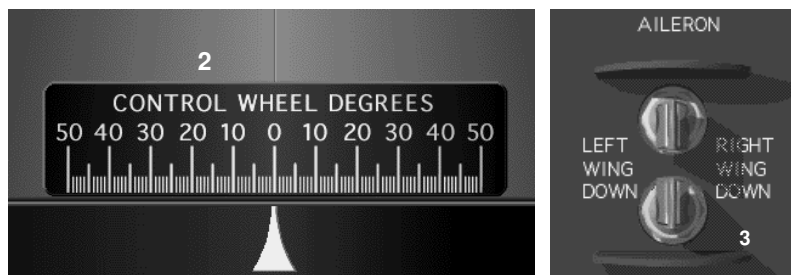
Transporteren gebeurt in een Boeing met kabels en hydraulische leidingen. Het begint met een tandwielje waarna het wordt overgezet in kabels. Via kabels komt het uit bij de Power Control Units waarna de kracht wordt versterkt.

ad 6. Uitvoer

De aileron-actuator zorgt voor een connectie tussen de PCU en de ailerons. Nu zijn de ailerons bediend (6). Met behulp van twee schakelaar (7) kunnen de kleppen van de twee hydraulische systemen worden geopend en gesloten. Zo kan iedere spoiler geïsoleerd worden van de hydraulische druk. Ailerons worden bediend door een apart hydraulisch systeem maar kunnen ook gewisseld worden zodat ze altijd bestuurd kunnen blijven. De spoilers worden pas gebruikt bij nadat de stuurwiel meer dan tien graden is verdraaid en komen alleen op omhoog aan de kant waar de aileron ook omhoog komt.

2.1.1.c Weergave Ailerons

Het uitgetrimde gedeelte van de ailerons worden weergegeven door een display bovenop de stuurwiel (figuur 2.1) Het driehoekje aan de onderzijde (1) van de gradenbalk (2) geeft aan hoe groot de hoek is. Met behulp van twee schakelaar (3) op het einde van de Radio Control Panel kunnen de ailerons worden bediend en getrimd worden.



1. Driehoek
2. Gradenbalk
3. Schakelaars





1

Figuur 2.1. Trim weergave Ailerons

De aileron control schakelaar zenden een elektrisch signaal naar de Feel en Centering Unit. Die zet vervolgens de ailerons in de juiste positie. De schakelaar moeten wel beide te gelijk worden bedient, anders werkt het niet. De automatische piloot stuurt een direct mechanisch signaal door naar de Feel en Centering Unit die het vervolgens door stuurt naar PCU's.

2.1.1.d Back-up

De ailerons en spoiler worden hydraulisch gevoed door systeem A en B. Ze dienen ook direct als back-up voor elkaar. Mochten beide systemen toch uitvallen dan is er altijd nog een back-up (stand-by systeem). Mocht deze ook niet werken kan er in het in het geval van de ailerons overgegaan worden op handmatige bediening. Dit is erg zwaar voor piloot. Hij voelt dan alle krachten die normaal worden overgenomen door hydraulische systemen. Mochten de ailerons of spoilers geblokkeerd zijn is nog steeds mogelijk om de stuurknuppel de bewegen. Met behulp van het *Ailerons Transfer Mechanism** kunnen de ailerons of spoilers toch bedient worden bij een eventuele blokkade.

2.1.2 Boeing Slats

Bij secundaire Flight Controls zoals de slats, flaps, stabiliser en spoilers gebeurt in principe hetzelfde. De locatie van de slats verschilt per toestel (2.1.2.a). De slats worden via knoppen in de cockpit geactiveerd (2.1.2.b). Deze worden in de cockpit weergegeven (2.1.2.c).

2.1.2.a Locatie Slats

Om meer lift te creëren bij lagere snelheid, opstijgen of bij landen worden de slats en flaps gebruikt. De besturing van deze Flight Controls zijn in principe hetzelfde. Ze maken gebruik van hetzelfde systeem. Op een Boeing 737 zijn acht slats te vinden aan de buitenzijde van de vleugel. Vier op de ene vleugel en vier op de ander vleugel. Naast de slats zijn er twee flaps aanwezig aan de buitenzijde van de vleugel, de zogeheten Kreuger flaps. De flaps zijn bevestigd tussen de motor en de romp.

2.1.2.b Werking Slats

De LE Devices werken samen met TE flaps. Op basis van de volgende functies zal de werking van de LE Devices worden uitgelegd.

1. Invoer
2. Omzetten
3. Corrigeren
4. Versterken
5. Transporten
6. Uitvoer

ad 1. Invoer

Wanneer men het Flap Lever verandert, wordt met behulp van een kabel een mechanisch signaal gestuurd naar de TE Flap Control. De TE Flap Control stuurt vervolgens een signaal naar de LE Control. De LE Control Valve zorgt ervoor dat er een hydraulische druk vrijkomt. Hierna gaat de hydraulische druk naar de LE Flaps en Slats waardoor de Flaps en Slats in werking komen.

ad 2. Omzetten

De *follow up drum** zorgt ervoor dat een Flap Lever beweging omgezet wordt naar het uitschuiving van de LE Flaps en Slats.

ad 3. Corrigeren

Bij de Flap Lever valt er niks te corrigeren omdat er een Flap Lever aanwezig is.





ad 4. Versterken

Om een mechanisch signaal te versterken wordt er gebruikt gemaakt van een hydraulisch systeem. De hydraulische pompen die zorgen voor de versterking en de uitslag van de flaps en slats.

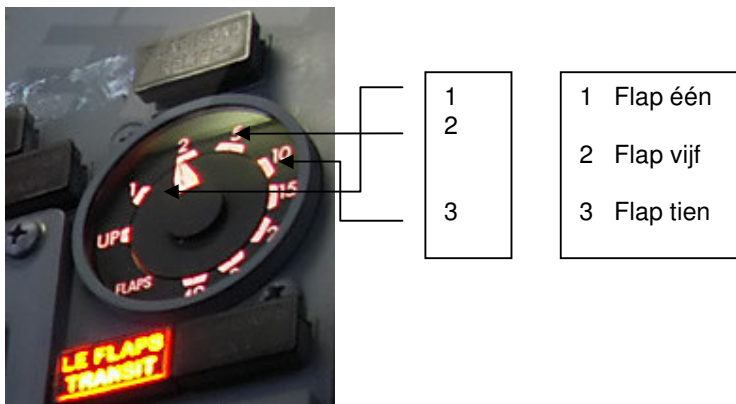
ad 5. Transporteren

Transporten gebeurt in een Boeing met kabels en hydraulische leidingen. Het begint met een tandwielje waarna het wordt overgezet in kabels.

ad 6. Uitvoer

De flaps en slats worden uitgerekt of ingeklapt door hydraulisch systeem B. De flaps hebben twee posities, ingeklapt en vol uitgerekt. De slats hebben drie posities, ingeklapt, uitgerekt en vol uitgerekt. De autoslat systeem vergoot de lift als een vliegtuig een overtrek situatie nadert bij opstijgen of landen. Door de flap lever op stand 1, 2 of 5 te zetten zorgt de autoslat systeem dat de slats van uitgerekt naar vol uitgerekte positie te veranderen voor de stick shaker. De slats veranderen weer naar uigerekte positie wanneer de pitch is gereduceerd. De autoslat systeem maakt gebruik van hydraulisch systeem B. Als de druk van systeem B niet voldoende is wordt het systeem A gebruikt om druk van systeem B te vergroten voor autoslat operatie.

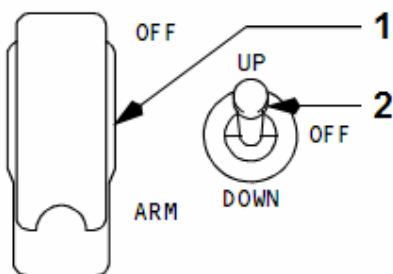
Als de flap lever ingesteld is op vijf beginnen de flaps en slats met uitrekken, de LE flaps transit licht en LE devices transit licht branden. Wanneer de flap positie één (1) nadert zijn de LE flaps en slats zijn uitgerekt en de LE flaps extended licht brandt. Als de flap positie van flap vijf (2) naar flap tien (3) verandert, de slats worden vol uitgerekt en de lichten van Leading edge devices annunciator verandert van transit naar full extended. De LE flaps en slats veranderen na positie tien niet meer.



Figuur 2.2: weergave

De autoslat fail licht brandt als de autoslat systeem niet werkt, de bemanning mogen geen actie ondernemen.

ALTERNATE FLAPS



Figuur 2.3: Alternate flap control

2.1.2.c Weergave Slats

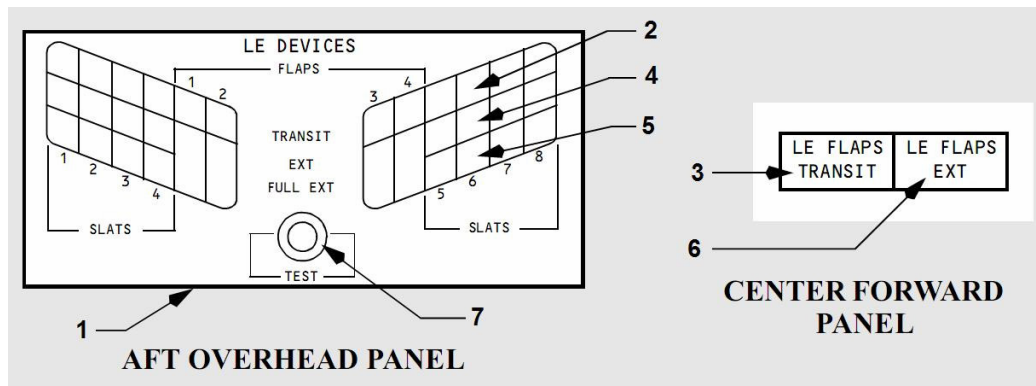
De indicatoren voor flaps en slats zijn te vinden op de centre instrument panel en de overhead panel (figuur 2.4). De Leading Edge devices annunciator (1) laat positie van elke slat en flap zien. Als er geen





lichten branden betekent dat alle flaps en slats zijn ingeklapt. De oranje licht bij LE devices transit licht (2) en LE flaps transit licht (6) laat zien dat de flaps en slats bezig zijn met uitrekken of ze zijn niet in juiste positie. De groene licht bij LE devices extended (3) of full extended licht (4) laat zien dat flaps en slats in juiste positie zijn.

De LE flaps Transit and extended licht (7) laat de toestand van flaps en slats zien. De LE flaps extended licht brandt als de LE flaps zijn uitgerekt en de slats zijn (vol) uitgerekt. Als de test knop (5) wordt ingedrukt dan alle lampjes branden en kan gebruikt worden om te controleren of alle lampjes werken.



Figuur 2.4: Overhead Panel

1. Leading edge devices annunciator
2. Transit
3. LE Flaps Transit
4. Extended
5. Full extended
6. LE Flaps Extended
7. Test

2.2 Airbus fly-by-wire

In tegenstelling tot het conventionele systeem gebruikt het fly-by-wire elektrisch draden om het signaal te transporteren naar de onderdelen die in beweging worden gezet. Dit gebeurt bij primaire Flight Controls zoals de ailerons, rudder en de elevator (2.2.1). Bij secundaire Flight Controls zoals de slats, flaps, stabiliser en spoilers gebeurt in principe hetzelfde (2.2.2)

2.2.1 Airbus Ailerons

Het fly-by-wire systeem is een nieuw systeem dat ontworpen is zodat het besturen makkelijker wordt gemaakt voor de piloot. Dit systeem is uitgerust met computers en elektrische draden om de Flight Controls aan te sturen. Hierdoor zal de computer berekeningen maken om de zelfde beweging krijgen bij verschillende snelheden met de zelfde uitslag van de sidestick. De ailerons van de A320 zijn op de vleugeluiteinden geplaatst. Bij een A320 zijn er twee ailerons aanwezig zijn, één voor elke vleugel. Dit fly-by-wire systeem gaat via elektrische draden naar het hydraulische systeem (2.2.1.a). De uitslag zal worden weergegeven in de cockpit (2.2.1.b). Ook zijn er back-ups aanwezig voor de Flight Controls (2.2.1.c).

2.2.1.a Werking Ailerons

Het aileron besturingssysteem kan worden onderverdeeld in bepaald functies die in het functie onderzoek zijn beschreven. Deze functies zijn:

1. Invoer
2. Omzetten
3. Corrigeren
4. Versterken
5. Transport





6. Uitvoer

ad 1. Invoer

Om beweging te krijgen in de ailerons zal een signaal van de stuurknuppel naar de ailerons moeten worden doorgegeven (figuur 2.5). De stuurknuppel of de automatische piloot (1) stuurt een signaal naar de hydraulica van de ailerons. Om dit te veroorzaken zal het fly-by-wire systeem de input van de stuurknuppel of automatisch piloot moeten registreren. De stuurknuppel in de A320 is een sidestick. De gewone stuurknuppel en de sidestick verschillen in het feit dat de sidestick geen artificiële gevoel heeft. Hierdoor zal de piloot niet de druk voelen die er op de ailerons worden uitgeoefend.

ad 2. Omzetten

De sidestick zal als die wordt bewogen een bepaalde elektrische spanning afgeven. In de A320 zijn twee verschillende onafhankelijke sidesticks aanwezig. Deze kunnen apart bewogen worden. Deze beweging wordt opgevangen door de *sidestick transducer unit** (SSTU) (2). Hier zal de mechanische beweging van de sidestick worden omgezet naar een elektrische spanning. Ook de kracht en mate van beweging wordt hier bepaald. Dit signaal moet om verdere berekeningen te kunnen maken omgezet worden van een analoog signaal naar een digitaal signaal. Dit moet gebeuren omdat het fly-by-wire systeem digitale computers gebruikt voor alle berekeningen. Hiervoor wordt een analoog / digitaal (A/D) converter gebruikt.

ad 3. Corrigeren

Nadat het signaal is omgezet wordt het getransporteerd naar de Elevator and Aileron Computer 1 (ELAC) (3). In de A320 zijn er in totaal twee ELAC's aanwezig, waarbij ELAC 2 de back-up is. Deze ELAC zal berekenen op basis van de snelheid van het vliegtuig hoeveel de ailerons moeten worden uitgeslagen. De ELAC's zijn zo afgesteld dat met elke snelheid deze zelfde uitslag van de sidestick dezelfde bocht beweging betekend.

ad 4. Versterken

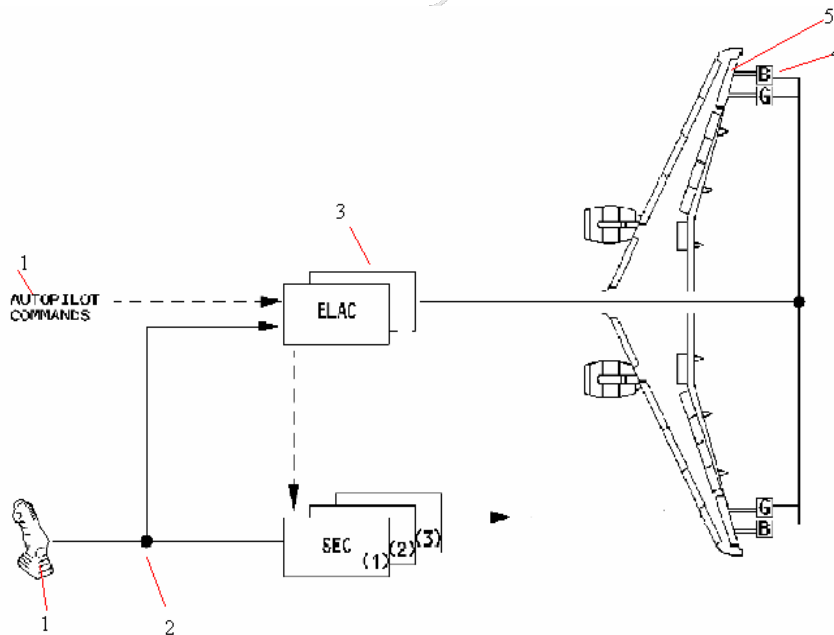
Het versterken van het signaal gebeurt bij het fly-by-wire systeem op een verschillende punten. Ten eerste wordt het signaal van die de piloot door geeft via de sidestick versterkt door de SSTU. Verder wordt het signaal versterkt bij de ELAC, om een zo goed mogelijk signaal te krijgen bij de actuator. Op deze plek zal ook het elektrische signaal naar een veel sterker hydraulische kracht worden omgezet.

ad 5. Transport

Voor het transport wordt de ARINC 429 gebruikt. De ELAC berekend vervolgens hoeveel de ailerons worden bewogen. Deze berekeningen worden vervolgens gestuurd naar een hydraulische motor.

ad 6. Uitvoer

De ailerons maken gebruik van twee verschillende hydraulische systemen, die het Blauwe systeem en het Groen systeem (4) genoemd worden. Het Blauwe systeem zal de de rechter aileron van druk voorzien bij aansturingen en wordt ook gebruikt om de linker actuator in damping mode te zetten. Het Groene systeem zal de het rechtrolroer van druk voorzien bij aansturingen en wordt ook gebruikt om de linker actuator in damping mode te zetten. De hydraulische motor zet via zijn actuator de aileron (5) in beweging zetten. Als er geen signaal wordt gestuurd, zal de actuator in damping mode zitten. Dit houdt in dat deze niet zullen bewegen.

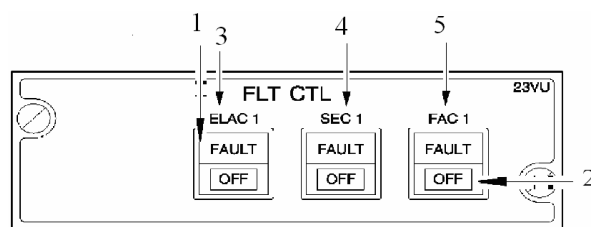


Figuur 2.5: Werking Ailerons A320

- 1 Autopilot en sidestick
- 2 SSTU
- 3 ELAC
- 4 Hydraulisch systeem
- 5 Aileron

2.2.1.b Weergave Ailerons

Om weer te geven of de aileron naar beneden of naar boven gericht staan is er een indicatie in de cockpit aanwezig. Deze is bevestigd aan de Electronic Centralized Aircraft Monitor (ECAM). Deze displays geven een beeld over de beweging van de ailerons aan de beide zijanten van het vliegtuig. Deze displays bevinden zich tussen de captain en co-captain. Verder bevindt zich nog op de overheadpanel (figuur 2.6) een indicatie over de flight computers. Deze kunnen goed werken, waarbij er niets wordt aangegeven. Als er een fout in zit zal de Fault knop (1) in de kleur amber oplichten. Indien het systeem uit staat zal de OFF (2) oplichten. Deze knoppen zijn aanwezig voor de ELAC (3), SEC (4) en de Flight augmentation computer(FAC) (5).



- 1. Fault indicator
- 2. OFF indicator
- 3. ELAC systeem
- 4. SEC systeem
- 5. FAC systeem

Figuur 2.6: weergave Ailerons

2.2.1.c Back-up Ailerons

De ailerons worden door twee hydraulische systemen aangestuurd. Deze systemen zitten via leidingen aan elkaar verbonden. Hierdoor kunnen beide systemen als back-up voor elkaar functioneren. De ELAC's zal dit omzetten. Mocht de ELAC's uitvallen zijn er nog de Spoiler Elevator Computer (SEC). Deze zullen dan zowel de spoilers als de ailerons kunnen besturen.

2.2.2 Airbus Slats

De slats van een Airbus verschillen met de slats van de Boeing, o.a. in locatie (2.2.2.a), werking (2.2.2.b) en weergave (2.2.2.c).





2.2.2.a Locatie Slats

De slats van een Airbus A320 bevinden zich aan de voorkant van de vleugels. Verspreid over de hele spanwijdte van beide vleugels. In totaal heeft een A320 tien slats, dus vijf per vleugel.

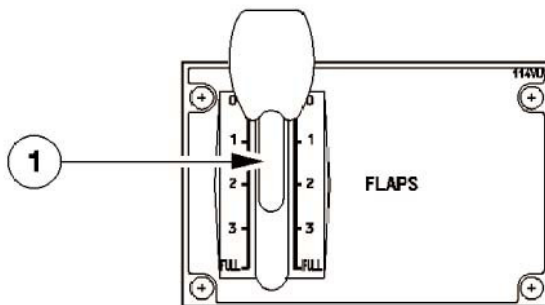
2.2.2.b Werking Slats

De werking van de slats zijn onder te verdelen in de volgende functies.

1. Invoer
2. Omzetten
3. Corrigeren
4. Versterken
5. Transporten
6. Uitvoer

Ad 1. Invoer

De slats worden elektrisch bestuurd en hydraulisch aangedreven. Dit gebeurt vanuit de cockpit met behulp van de flap lever (figuur 2.7). Dit besturingspaneel bestuurd tevens de flaps.



Figuur 2.7: Flap lever

De slats zijn in vijf posities te zetten. 0,1,2,3,full. Bij elke positie hoort een hoek waarin de slats en flaps dan worden gezet ten opzichte van de vleugel. In de onderstaande tabel staan die waarden. Bij elke positie hoort een configuratie.

Position	SLATS	FLAPS	Indications on ECAM		
0	0	0		TAKEOFF	CRUISE
1	18	0	1		HOLD
2	22	15	2	LDG	APPR
3	22	20	3		
FULL	27	35	FULL		

ad 2. Omzetten

De data die invoert is bij de flap lever wordt omgezet naar een elektrisch signaal. Dit gebeurt met behulp van een a/d converter.

ad 3. Corrigeren

Een assymetry position pick-off unit (APPU) meet de asymmetrie tussen beide vleugels. Wanneer deze een asymmetrie meet word dit doorgegeven aan de Wingtip Brakes (WTBs). Deze worden ook geactiveerd wanneer de slats bewegen zonder dat er een signaal is gestuurd. En word hierna gecorrigeerd. Om te voorkomen dat de slats bij grote invalshoeken en lage snelheden intrekken is er de Alpha/speed lock fuction voorkomt dat de slats intrekken bij grote invalshoeken en lage snelheden. De SFCC's gebruiken gecorrigeerde invalshoeken of snelheidsinformatie van de Airdata Inertial Reference Units (ADIRUs) om de intrek van de slats te activeren.



Als de invalshoek 8.6° is of wanneer de snelheid onder de 148 knots is, wordt de verandering van positie 1 naar 0 ingehouden. Dit slot op de slats wordt weg gehaald wanneer de invalshoek groter wordt dan 7.6° of de snelheid boven de 154 knots komt.

ad 4. Versterken

Het signaal wordt versterkt bij de ELAC, om een zo goed mogelijk signaal te krijgen bij de actuator. Op deze plek zal ook het elektrische signaal naar een veel sterker hydraulische kracht worden omgezet.

ad 5. Transporteren

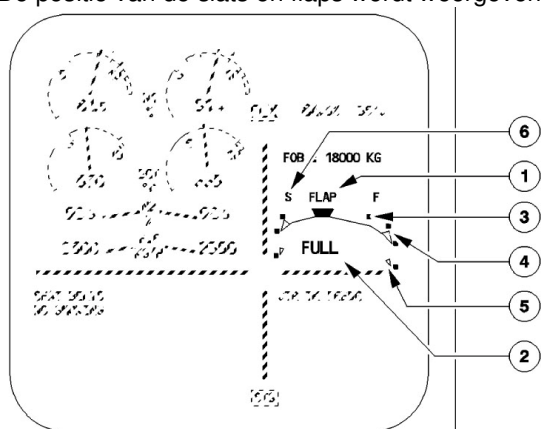
Voor het transporteren van de data binnen een fly-by-wire systeem wordt de ARINC 429 gebruikt. De data wordt naar de slat flap control computers (SFCCs) gestuurd.

ad 6. Uitvoer

De SFCCs worden elke wordt gestuurd door een apart component. Deze worden gevoed door een power control unit (PCU). De PCU is op te splitsen in twee aparte hydraulische motoren. De motors van de slats en flaps maken gebruik van vier kracht voorzieningen. Voor de slats zijn dit de groene en de blauwe. Deze wordt gekoppeld door een differential gearbox (Bijlage VI). Feed back position pick-off units (FPPUs) geven informatie door aan de SFCCs over de positie van de slats. Pressure-off brakes (POBs) zorgen ervoor dat als de slats de aangegeven positie hebben bereikt dat het signaal wordt geblokkeerd. En zo in de geselecteerde positie blijven.

2.2.2.c Weergave Slats

De positie van de slats en flaps wordt weergegeven op een ECAM upper display (Figuur 2.8).



Figuur 2.8: ECAM display

ad 1. Flap indicatie

Deze verschijnt wanneer de flaps of slats niet volledig zijn ingetrokken. Het lampje is wit wanneer de slats en flaps in de geselecteerde positie zijn. Het lampje is blauw wanneer de slats en flaps in beweging zijn. Het lampje is rood wanneer het hydraulische systeem vervalst (behalve als het vliegtuig op de grond is met de motoren uit). Dit lampje gaat ook aan wanneer de wingtip remmen aan zijn. En als er een fout is in de slats of flaps.

ad 2. Flap lever positie

De lampjes "0", "1+F", "1", "2", "3", "FULL" verschijnen. De lampjes zijn groen als de flaps in de juiste positie zitten. En is niet zichtbaar wanneer het vliegtuig in "clean" configuratie zit.

ad 3. Positie index

De lampjes zijn wit als de flaps in de juiste positie zitten. En is niet zichtbaar wanneer het vliegtuig in "clean" configuratie zit.

ad 4. Slat en flap positie

Deze groene driehoekjes geven de werkelijke positie van de slats en de flaps weer. Dit driehoekige lampjes worden rood wanneer beide hydraulische systemen. Of als de wingtip remmen aan zijn.





ad 5. Geselecteerde positie

Deze blauwe driehoekjes geven de positie aan die de piloot heeft geselecteerd.

ad 6. S en F indicatoren

De S en F zijn normaal gesproken groen. Ze worden rood wanneer het hydraulische systeem vervalst (behalve als het vliegtuig op de grond is met de motoren uit). Dit lampje gaat ook aan wanneer de wingtip remmen aan zijn. En als er een fout is in de slats of flaps.

2.3 Voor- en nadelen onderzoek

Voordat er een keuze gemaakt kan worden over het modificeren van een conventioneel systeem (2.1) naar een fly-by-wire systeem (2.2) moet er worden gekeken naar de voor- en nadelen van zowel het conventionele systeem (2.1) en het fly-by-wire systeem (2.2)

2.3.1 Voordelen conventioneel systeem

Met de besturing met behulp van het conventionele systeem ondervindt de piloot gevoelsmatig de krachten van het vliegtuig op zijn stuurkolom, dit geeft de piloot een gevoel verbonden te zijn met het vliegtuig. Het grootste voordeel van het conventionele systeem is dat het een eenvoudig systeem is wat niet erg duur is. Een ander voordeel is dat wanneer alle back-up systemen uitvallen dat er dan kan worden gevlogen door de krachten die de piloot zelf levert. Daarbij ontstaan weliswaar erg grote krachten voor de piloot en is het dus niet erg wenselijk om op die manier te vliegen (doordat er erg grote werkdruk/-stres ontstaat) maar het belangrijkste is dat het vliegtuig niet onbestuurbaar is.

2.3.2 Nadelen conventioneel systeem

Het nadeel van de mechanische overbrengingen is dat dit een groot gewicht met zich meebrengt. De onderdelen zijn over het algemeen zwaar. Dit zorgt ervoor dat er minder payload aan boord kan worden meegenomen. Ook het onderhoud is niet zijn sterkte punt, het systeem bevat veel kabels en bewegende mechanisme wat veel onderhoud vergt door het grote slijtage niveau.

2.3.3 Voordelen fly-by-wire

In tegenstelling tot het conventionele systeem gebruikt het fly-by-wire elektrisch draden om het signaal te transporteren naar de onderdelen die in beweging worden gezet. Dit scheelt al aanzienlijk in het gewicht van het systeem. Het systeem is dus vele malen lichter dan het conventionele systeem. Hierdoor kan er meer *payload** aan boord gaan wat weer geld oplevert. Door de elektrische overbrenging ontstaat er erg weinig slijtage wat ervoor zorgt dat de onderhoud geminimaliseerd wordt wat weer erg rendabel is. Bij het besturen van het vliegtuig ontstaat er geen mechanische terugkoppeling op de side-stick waardoor het dit maakt het makkelijker stuurbewegingen te maken met het vliegtuig. Een erg groot voordeel is dat de aanwezige computers de belastingen van het vliegtuig calculeert hierdoor kunnen de capaciteiten van het vliegtuig niet worden overschreden. De piloot hoeft dat nu niet zelf in de gaten te houden.

2.3.4 Nadelen fly-by-wire

Door het fly-by-wire systeem ondervindt de piloot niet meer gevoelsmatig de krachten van het vliegtuig op zijn stuurkolom. Dit maakt het niet goed mogelijk om op gevoel te vliegen, het is dan ook noodzakelijk dat de piloot extra veel gebruik maakt van zijn instrumenten om de juiste koers aan te houden. De aanwezige computers en de gedigitaliseerde systemen maakt het fly-by-wire duur. Dit in tegenstelling tot het conventionele systeem.



3. Ontwerpfase

Met de conclusie van de het voor- en nadelen onderzoek kan worden begonnen aan de modificatie. De modificatie zal bestaan uit het vervangen van het conventionele systeem van de vijf Boeing 737. De toestellen komen uit het bouwjaar 1980. Het modificeer gedeelte is opgedeeld in drie delen. Allereerst het vervangen van het conventionele systeem. Dit kan niet in een keer gebeuren. Bijna alle componenten moeten worden vervangen. De in- en uitbouw van de ailerons en de slats worden uitvoerig beschreven (3.1). Aan de modificatie zijn ook nog ontwerpaspecten gebonden. Waar moet deze modificatie uit bestaan. Het onderhoud, de duurzaamheid en de betrouwbaarheid worden behandeld (3.2). Kosten zijn altijd een vervelend onderwerp. De kosten zijn meestal ook erg hoog. Gelukkig zijn er ook baten die de kosten soms weer recht trekken (3.3). Nu alle aanpassingen, ontwerpaspecten en kosten en baten zijn bekeken komen we tot een conclusie voor het aanpassen van het conventionele systeem (3.4).

3.1 Aanpassingen

Het boeing 737 en Airbus A320 systeem verschillen veel van elkaar. Hierdoor is het niet mogelijk om meteen het fly-by-wire systeem in de Boeing te zetten. Ten eerste zal het hele oude systeem moeten worden uitgebouwd (3.1.1). Vervolgens moet er het nieuwe systeem worden in gebouwd (3.1.2).

3.1.1 Uitbouw

Bij de Boeing zal het grootste gedeelte van de mechanische overdracht moeten worden uitgebouwd. Om te beginnen is het niet meer nodig om de Boeing stuurknuppel te gebruiken. Verder moet de gehele mechanische bekabeling, die van de stuurknuppel tot Flight Control loopt, worden verwijderd. Het hydraulische systeem van de Flight Controls zelf kan blijven, omdat deze ongeveer overeen komt met het systeem van de A320. Als voorbeeld wordt bij één primary Flight Control en Secondary Flight Control kort uitgelegd wat er moet gebeuren. Aan de primary Flight Control ailerons moeten alle kabels die tussen de stuurknuppel en stuurvlak zit worden uitgebouwd. Deze zijn nu overbodig. Verder moet de Aileron Feel en Centering Unit verwijderd worden. De PCU's zijn ook niet meer nodig. Aan de Secondary Flight Control slats hoeft qua interface weinig te veranderen. Wel worden alle mechanische overdracht onderdelen verwijderd.

3.1.2 Inbouw

Voor de inbouw van het fly-by-wire systeem moeten verschillende dingen veranderd worden. Dit komt omdat de Boeing verschilt van de A320. zo moet er ten eerste een aanpassing worden gemaakt in het hydraulische systeem. Dit komt omdat er een back-up aanwezig moet zijn. Hierom zullen de hydraulische systemen aan elkaar moeten worden gekoppeld zodat deze in geval van nood het werk van elkaar kunnen overnemen. Verder moeten er minste drie systemen zijn die de besturing kunnen overnemen. Er zal dus een derde hydraulische systeem geïnstalleerd moeten worden. Ook heeft dit als gevolg dat er in de cockpit een extra scherm moet komen met informatie over het inschakelen van dit systeem. Verder dient er in de cockpit nu ook een sidestick te komen, één per piloot. Dit betekent dat er een hele nieuwe lay-out dient gemaakt te worden. Verder dient er ook ruimte te moeten worden gemaakt voor de computers. Deze zijn de ELAC's, SEC's, FAC's en SFCC's. Deze worden onder de cockpit geplaatst. Aangezien de Boeing een andere vleugel lay-out heeft dan Airbus, heeft dit ook gevolg voor de computer berekeningen. Dit komt omdat de bewegingen bij een Boeing dus een net iets andere uitslag bij de stuurvlakken moet hebben dan bij de Airbus. Hierom zal er een geheel nieuw stuurprogramma moeten worden geschreven voor de Boeing. Als voorbeeld wordt bij één primary Flight Control en secondary Flight Control kort uitgelegd wat er moet gebeuren om het systeem in te bouwen. Bij de ailerons wordt de besturing nu via elektrische kabels naar de ELAC's gestuurd. Verder moet er bekabeling worden gelegd tussen de ELAC's en de ailerons. Deze moeten aan de actuators worden koppelt. Dit moet goed worden afgesteld zodat er hier tussen geen fouten optreden. Verder moet er ook nog een koppeling worden gemaakt tussen de ELAC's en de SEC's, die in het geval nood de functie van de ELAC's moeten kunnen overnemen. Dit moet ook goed afgesteld worden. Bij de slats moet er een speciale sensor worden in gebouwd, die een signaal door stuurt naar de SFCC's. Dit is nodig zodat de SFCC's weten wanneer de slats de goede positie hebben bereikt. Verder is het niet nodig om de actuators te vervangen, maar deze moeten wel goed gekalibreerd worden op het nieuwe fly-by-wire systeem.





3.2 Ontwerpaspecten

Het systeem moet natuurlijk getoetst worden aan de ontwerpaspecten. Deze ontwerpaspecten zijn belangrijk voor de uiteindelijke keuze van het systeem en of het wel geschikt is voor de luchtvaart. De ontwerpaspecten die we gaan behandelen zijn:

1. Onderhoud
2. Duurzaamheid
3. Betrouwbaarheid

ad 1. Onderhoud

Onderhoud is heel belangrijk voor de veiligheid van een vliegtuig, maar aan de grond houden van vliegtuig brengt veel kosten met zich mee, daarom is het van belang dat een vliegtuig zo weinig mogelijk onderhoud nodig heeft maar het moet niet ten kosten gaan van de veiligheid. Het fly-by-wire systeem bestaat voornamelijk uit bedradingen, in tegenstelling tot het hydraulische systeem dat voornamelijk uit kabels bestaat, die erg slijtage en corrosie gevoelig zijn. Het fly-by-wire systeem heeft hierdoor weinig onderhoud nodig. De bedrading is goed geïsoleerd en gaat heel lang mee.

ad 2. Duurzaamheid

Doordat het fly-by-wire systeem voornamelijk via bedradingen elektrisch wordt geregeld is het systeem erg duurzaam. De levensduur is aanzienlijk langer dan dat van het conventionele systeem. Dit doordat het conventionele systeem erg slijtage gevoelig is en veel vaker moet worden vervangen. Daarnaast bestaat het fly-by-wire systeem van het A320 bestaat uit verschillende losse componenten, waardoor niet het hele systeem eruit moet tijdens onderhoud. Defecten en vernieuwingen kunnen dan vervangen worden zonder overbodig werk. Dit is natuurlijk gunstig voor de kostenbesparing. Denk hierbij maar aan besparing op tijd, manuren en onderdelen. Dit alles leidt ook nog eens tot besparing op AOG-kosten.

ad 3. Betrouwbaarheid

Het fly-by-wire systeem is op gebied van gevoelsmatigheid anders dan het conventionele systeem. Bij een Boeing is namelijk de kracht nog te voelen wanneer je aan het stuur trekt, duwt of draait. Doordat de piloot kracht moet zetten, kan die bepalen of er ook daadwerkelijk veel kracht op de Flight Control staat. Zo kan er worden voorkomen dat er teveel kracht op een Flight Control. Dit is bij een Airbus niet het geval. Bij een fly-by-wire systeem voelt de piloot namelijk niet de kracht van de Flight Control. Dit zou voor de piloot een nadeel kunnen zijn.

Bij de sidestick is het mogelijk om de stuurrichting tegen elkaar te compenseren. Als de captain naar links stuurt en de First officer naar rechts, zal er niets met het vliegtuig gebeuren. Als de captain en de First officer beiden naar rechts sturen, wordt die bocht twee keer zo sterk dan wanneer één van hen stuurt. Het is niet veilig, omdat het mogelijk is dat de stuurrichting niet wordt gehaald. Dit kan misverstanden veroorzaken in de cockpit, die kunnen leiden tot fatale gevolgen.

3.3 Kosten en baten onderzoek

Kosten en baten zijn een belangrijk onderdeel voor een modificatie. Een modificatie staat meestal voor hoge directe en indirecte kosten (3.3.1). Maar uiteraard zijn er ook baten die ook de doorslag geven om de modificatie te starten (3.3.2). Een goede vergelijking zet alles op een rijtje.

3.3.1. Kosten

Eén van de belangrijke onderdelen van een modificatie zijn de kosten. Directe kosten (3.3.1.a) hebben te maken met materiaal en personeel welke direct met de modificatie te maken hebben. Indirecte kosten (3.3.1.b) zijn kosten die niet direct met de modificatie te maken hebben maar wel mee genomen moeten worden in de berekening. Kwalitatieve kosten (3.3.1.c) zijn ook belangrijk om al het huidige personeel te behouden. Alle bedragen die worden genoemd in dit onderzoek zijn een schatting.





3.3.1.a Directe Kosten

Voordat een toestel in onderhoud kan en gemodificeerd kan worden tot het gewenste resultaat moet het in een hangar geplaatst worden. De hangar moet gehuurd worden want ALA heeft deze niet zelf tot de beschikking. Het gereedschap dat gebruikt wordt om resultaat te kunnen volbrengen is al in de hangaar aanwezig. Hier hoeven dus geen extra kosten voor gemaakt worden.

Zonder personeel kan een modificatie niet slagen. Het begint bij het onderzoek naar het nieuwe systeem en vervolgens het ontwerp daarvan. Dit valt ook nog onder de personeelskosten. Als laatste stap moet het ingebouwd worden in de toestellen waar ongeveer vijf weken voor nodig is. Door de vele arbeiduren in deze vijf weken, lopen de personeelkosten flink op. Deze vijf weken bestaan uit tien dagen strippen, zeven dagen gereedmaken en achttien dagen inbouw van het nieuwe systeem.

Nu het personeel aanwezig is, is het ook belangrijk dat alle onderdelen die ingebouwd moeten worden, aanwezig zijn. Het is bijzonder vervelend als onderdelen niet op tijd. Zo kan het planningschema flink vertraagd worden wat uit eindelijk de AOG tijd verhoogd. De onderdelen zelf zijn goed getest en erg precies. Een grote afwijking kan echt grote fouten veroorzaken. Daardoor zijn de aanschafprijzen van de onderdelen erg hoog.

3.3.1.b Indirecte Kosten

Omdat het toestel een modificatie ondergaat staat het toestel vijf weken aan de grond in een hangaar. Een toestel aan de grond kost heel veel geld. Zodra het toestel vliegt kan er geld worden verdiend door de ALA.

Een toestel één uur aan de grond houden kost ongeveer € 2500. Dit betekent € 60.000,- voor één dag. Maal de vijf weken komt het ongeveer uit op 2,1 miljoen euro om het toestel aan de grond te houden.

Certificering is ook een belangrijke indirecte kost. Bij een modificatie of verandering aan een toestel dienen alle stappen bekend te zijn bij de luchtvaartdiensten. Zij volgen stap tot stap wat er gebeurt en wat er veranderd gaat worden. De luchtvaartdiensten geven uiteindelijk ook toestemming om van het nieuwe systeem gebruikt te mogen maken. Een volledige certificering duurt ruim een half jaar.

Nadat de modificatie is uitgevoerd krijgt het vliegtuig nog niet luchtvrigheid. Onder het toezien van de luchtvaartdiensten dienen alle systemen te worden getest op de grond. Dit is een tijdrovend karwei. Ieder systeem wordt volledig gecontroleerd op correcte werking. Van hydraulische pomp tot de computers. Vervolgens wordt alles nog een keer getest maar dan tijdens een vlucht.

Om deze testen te kunnen voltooien is er personeel nodig en iemand van de luchtvaartdienst. Deze testen nemen ongeveer een week in beslag. Alles kan grondig worden doorgelopen. Een bijkomende kostenpost is de brandstof. Het toestel maakt die week veel starts en landingen wat veel brandstof kost.

Nu de modificatie is uitgevoerd en alle testen zijn gedaan dient het personeel nog geschoold te worden. Alle piloten worden geschoold op wat er is veranderd, nieuwe situaties en andere procedures. De piloot krijgt vervolgens nog een examen hierover waarna hij nog een aantal uur zal moeten oefenen in de simulator. Het huren van een simulator kost ongeveer € 150 euro per uur.

De dienstregeling van ALA wil ook niet in de knoei komen waardoor er ingehuurd moet worden. Andere maatschappijen dienen de vluchten op te vangen. Dit kan uiteraard worden voorkomen door het tijdschema in te roosteren in het vluchtschema.

De piloten kunnen het niet eens zijn met de huidige modificatie. Vliegers vinden het te modern, te slecht getest, te onduidelijk of hebben geen zin in nieuwe scholing. Ze kunnen daardoor ALA verlaten en keus maken voor een andere maatschappij wat vervolgens weer tot kosten leidt voor het aantrekken van nieuw personeel.

Met grond personeel is het in principe hetzelfde. Het personeel kan bijvoorbeeld melden dat het nieuwe systeem slecht bereikbaar is bij complicaties.



3.3.2 Baten

Bij een modificeren van het vliegtuig zijn ook baten aanwezig. Zo zijn er kwantitatieve baten (3.3.2.a) die te maken hebben met het onderhoud en materiaal, en kwalitatieve baten (3.3.2.b) die met minder tijdrovende bezigheden te maken heeft.

3.3.2.a Kwantitatieve baten

Het fly-by-wire systeem is makkelijker te onderhouden. Dit komt doordat dit systeem met elektrische kabels werkt, die een stuk duurzamer zijn dan de mechanische versie. Hierdoor zal het vliegtuig sneller kunnen worden gerepareerd indien nodig. Ook zullen de fouten sneller en eenvoudiger opgespoord kunnen worden. Door deze tijdreductie kan het bedrijf veel geld besparen, want een vliegtuig dat in een hangar staat kost geld. Ook doordat er minder onderhoud nodig is, is het mogelijk om met minder personeel al het werk te doen.

Verder zal het vliegtuig gewichtverlies krijgen doordat de zware mechanische kabels niet meer aanwezig zullen zijn. Hierdoor is het mogelijk dat het vliegtuig zuiniger kan vliegen, of meer payload mee kan nemen.

3.3.2.b Kwalitatieve baten

Voor de piloten zal het vliegen met het fly-by-wire systeem ook voordelen mee brengen. De piloot hoeft minder kracht uit te oefenen op de stuurknuppel. Verder zal dezelfde beweging van de sidestick bij elke snelheid dezelfde uitslag geven, wat niet het geval is bij het mechanische systeem. Verder zal het voor de piloten ook makkelijker zijn om tussen de twee type vliegtuigen te wisselen, aangezien deze dan een zelfde soort besturingssysteem gebruiken.

Een andere kwalitatieve baat is dat door de gewichtsbesparing de passagiers meer bagage kunnen meenemen, of dat het mogelijk is om langere vluchten te boeken doordat het benzine gebruik is afgenomen.

Verder zal het voor het onderhoudspersoneel ook makkelijker werken zijn. Dit komt doordat deze dan minder vaak naar de moeilijk bereikbare plekken van het vliegtuig moeten te gaan. Dit komt doordat het fly-by-wire systeem minder snel slijt, dus ook minder onderhoud nodig heeft aan de kabels.

3.4 Conclusie

De Airbus A320 en de Boeing 737-300 verschillen erg veel met elkaar. Zo vliegt een 737 met een conventioneel systeem en maakt een A320 gebruik van fly-by-wire systeem. Voordat het toestel kan vliegen moet het fly-by-wire systeem worden ingebouwd. Oude mechanische componenten moeten worden verwijderd en het nieuwe systeem moet worden ingebouwd. Dit gaat heel veel tijd kosten. Er wordt gerekend op ongeveer vijf weken AOG.

Nadat het systeem ingebouwd moet het vliegtuig nog gecertificeerd worden. Hier zijn veel kosten aan gebonden. Er moeten nieuwe manuals worden geschreven en eenmalig moet het toestel grondig gecheckt worden door de Nederlandse Luchtvaart Dienst. Dit hoeft maar voor één. De andere gebruiken dezelfde certificering. Deze toestellen hoeven alleen gecheckt te worden.

Hiertegenover staan de voordelen van het fly-by-wire systeem.

Een van de grootste voordelen van het fly-by-wire systeem is de duurzaamheid, een ander groot voordeel is het onderhoud. Omdat het geen mechanische componenten bevat valt er veel makkelijker te repareren dan bij een conventioneel systeem. Het gewicht van het fly by wire systeem ligt ook aanzienlijk lager dan die van het conventionele systeem. Desondanks is het niet rendabel om te modificeren. De kosten van het fly-by-wire systeem liggen te hoog. Ook naderen de Boeing hun einde, ze zijn namelijk al 28 jaar oud en zouden dus niet erg lang met het nieuwe systeem vliegen.



Literatuurlijst

Anderson, John D., jr.
Introduction to Flight
5^e druk
New York, 2005

Dekeling, F.
Vliegtuigaerodynamica constructies en systemen
1^e druk
Uitgeverij Jeweka B.V.

Kermode, A.C.
Mechanics of Flight
8^e druk
London, 1979

Langedijk, C.J.A.
Vliegtuigen voor B1 en B3, deel A
Amsterdam, 1995
Hogeschool van Amsterdam

Langedijk, C.J.A.
Vliegtuigsystemen 2
Amsterdam, 1991
Hogeschool van Amsterdam

Mosbach, B.
Theorie voor privevliegers
10^e druk
Wassenaar, 1996

Underdown, R.B.
Ground Studies for pilots
Navigations General and Instruments (Vol.3)
5th edition
Oxford, 1993

Wentzel, Tilly
Het projectgroepsverslag
Amsterdam, 2007
Hogeschool van Amsterdam

ROC van Amsterdam Airport
Dictaat Flight Performance
2003

Privet Pilot Licence
CD-rom

Manuals en handleidingen:

- *Aircraft Operations Manual Boeing 737, Volume 1*
- *Technical Training Manual Boeing 737*
- Basic Operations Manual
- CBT 737





Internet sites

http://www.faa.gov/library/manuals/aviation/pilot_handbook/

Laatste update: juli 2005

Geraadpleegd: week 5 tot en met 12

<http://www.asfyon.nl/theorie.htm>

Laatste update: onbekend

Geraadpleegd: week 6

http://www.roderluchtvaartclub.nl/Clubkrant/clubblad_sept05.pdf

Laatste update: 2005

Geraadpleegd: week 6

<http://www.geocities.com/mgd3/flying/flutter>

Laatste update: niet bekend

Geraadpleegd: week 6

<http://www.auf.asn.au/groundschool/flutter.html>

Laatste update: 2007

Geraadpleegd: week 6

http://home.planet.nl/~brink494/frm_nl.htm

Laatste update: februari 2008

Geraadpleegd: week 8

<http://www.zweefvliegopleiding.nl/download/Evo.pdf>

Laatste update: onbekend

Geraadpleegd: week 6

<http://www.howardaircraft.com/N1439Y-elevator.jpg>

Laatste update: onbekend

Geraadpleegd: week 7

http://mediatheek.thinkquest.nl/~l125/nl/atmos_nl.htm

Laatste update:

Geraadpleegd: week 9

<http://www.boeing.com>

laatste update: 2008

Geraadpleegd: week 8



Termenlijst

Term	Description	Translation
Ailerons	Makes the plane roll	Rolroer
Aileron drum	Changes Vertical movement to horizontal movement	
Ailerons Transfer Mechanism	Ailerons stay operational with a blokade	
Autopilots	A omputer which controls the aircraft	Automatische piloot
Autoslats	Slats that extent automatically	
Brakes	Reduce speed	Remmen
Bleed air	Taps air of the motors	
Differential ailerons	A part of an aileron wich in-creases drag	
Dutch roll	The wings move in cirkels around the diagonal axis	
Elevator	Makes a plain pitch	Hoogteroer
First Officer	Planes captain	Eerste officier
Flight Controls	steering mechanism of a air-plane	Vliegtuig besturing
Flightlevel	Flying hight of a aircraft	Vlucht niveau
Flightspoilers	Part of a wing who reduce the lift	
Flutter	A side-effect that makes the wing vibrate	Trillende vibratie
Frisse ailerons	Part of a wing who increases lift	
Groundspoilers	Part of a wing who reduce the lift	Grondspoilers
Landing gear	Makes the plane able to land	Landingsstelsel
Nose wheel	Wheel of the nose	Neuswiel
Payload	Items that are payed to be transported with the aircraft	Betaalde lading
Power transfer unit	An unit who transfers power	
Poweroff stall	Stall which incures on both wings on the same time	
Primary flight controls	Main steering of a aircraft	Hoofd besturing
Rudder	Makes the plane yaw	Richtingsroer
Rudder pedals	Controls of the rudder	Roerpendalen
Secondary flight controls	Controls the secondary steering mechanism	Extra besturing
Sidestick transducer unit	Unit which converts the me- chanical side stick input signal into a electrical signal.	Stuurknuppel signaalomzetter
Speedbreak	Reducing speed brakes	
Spoilers	Part of a wing who increases the drag	
Thrust reversers	Reduce the speed of the air- craft during landing.	
Yaw damper	Gyroscope that finds under the rudder	Gyroscoop die zich in de rudder bevindt.

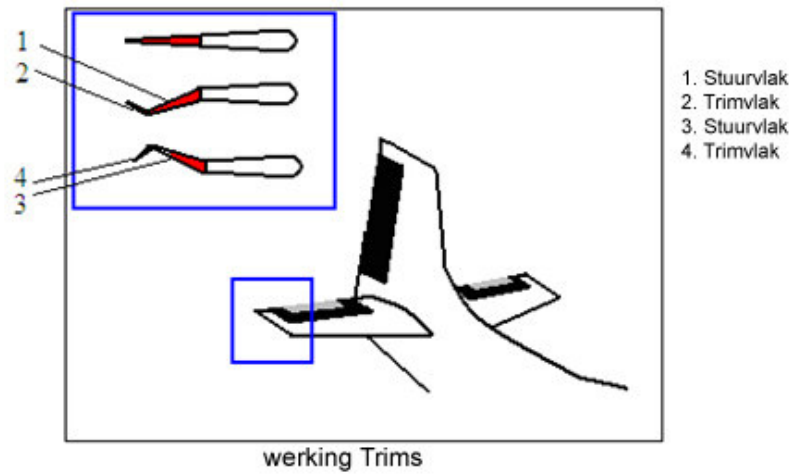


Bijlagen

Bijlage I Werking Elevator en Trims.....	Blz. 1
Bijlage II Neveneffecten.....	Blz. 2
Bijlage III Werking Hydraulisch systeem.....	Blz. 3
Bijlage IV Werking Stuurknuppel.....	Blz. 4
Bijlage V Werking Ailerons en Flightspoilers.....	Blz. 5
Bijlage VI Werking Slats en Flaps.....	Blz. 6
Bijlage VII Procesverslag.....	Blz. 7
Bijlage VIII Project opdracht.....	Blz. 9
Bijlage IX Afkortingen.....	Blz. 11
Bijlage X Contactgegevens.....	Blz. 12
Bijlage XI Werkschema.....	Blz. 13
Bijlage XII Piramide model.....	Blz. 14



Bijlage I Werking Elevator en Trims



Neutrale stand



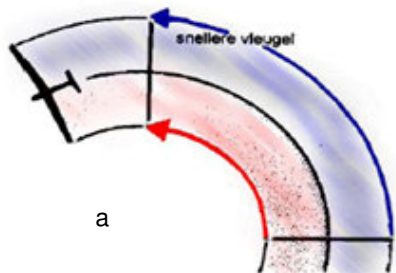
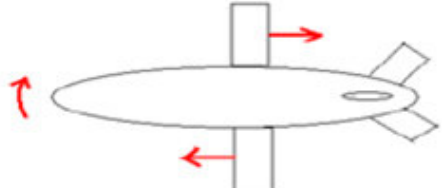

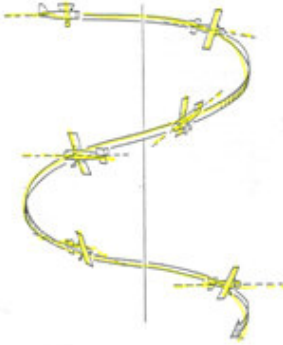

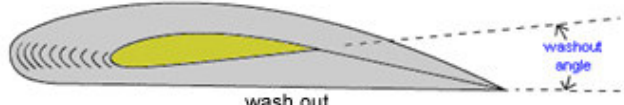
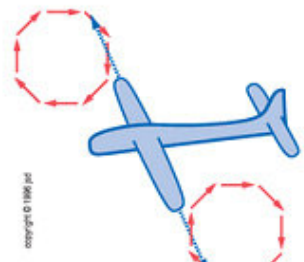
Verlagen van de lift, neus stijgt



Verhogen van de lift, neus daalt
werking Elevator

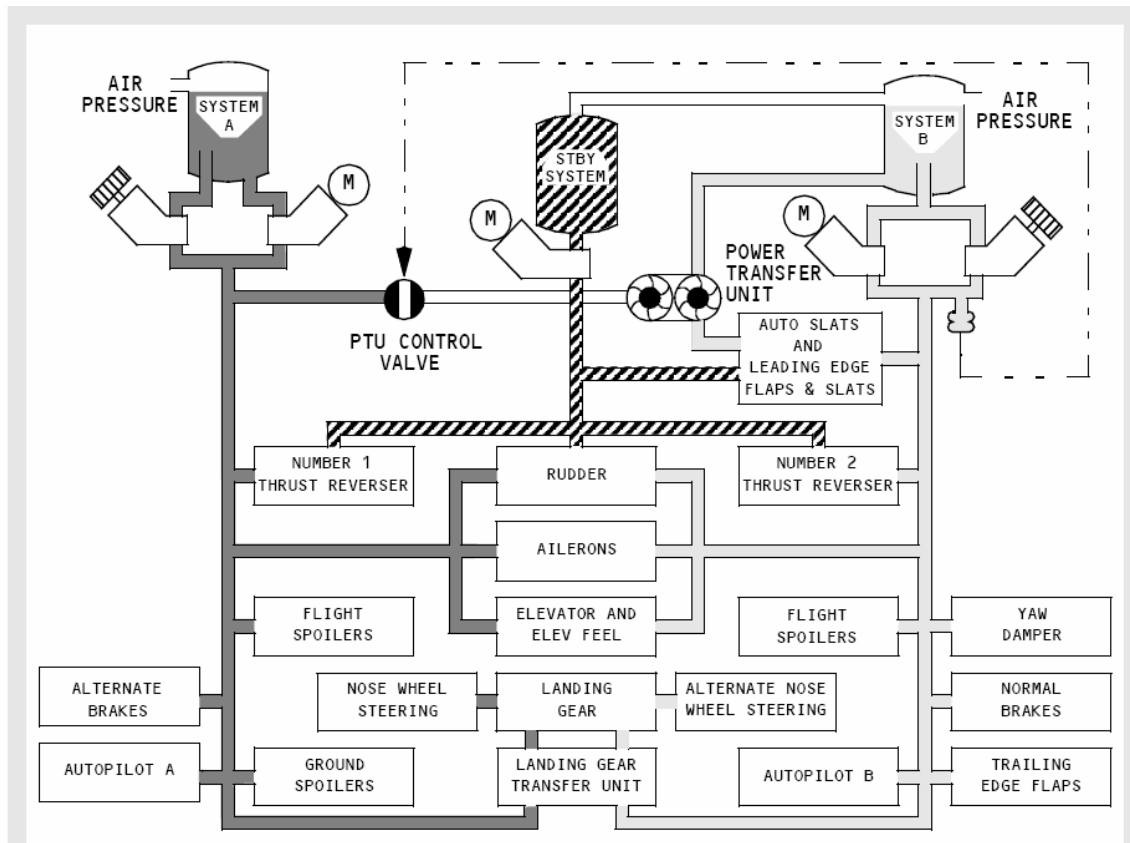


Bijlage II Neveneffecten

 <p>a</p> <p>snellere vleugel</p> <p>snellere vleugel</p>	 <p>b</p> <p>haak effect</p>
 <p>c</p> <p>duikvlucht</p>	
 <p>d</p> <p>spiraal duik</p>	 <p>e</p> <p>tolvlucht</p>  <p>f</p> <p>wash out</p> <p>washout angle</p>  <p>g</p> <p>dutch roll</p>



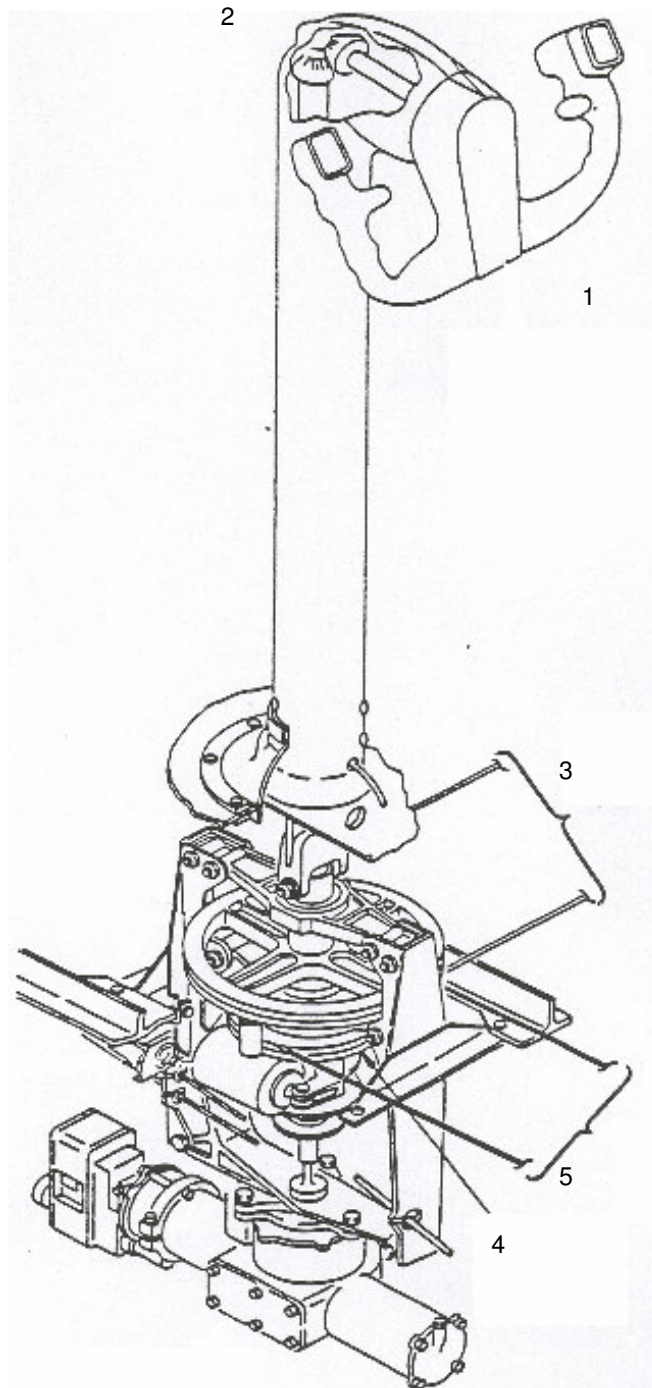
Bijlage III Werking hydraulisch systeem





Bijlage IV Werking

Stuurknuppel

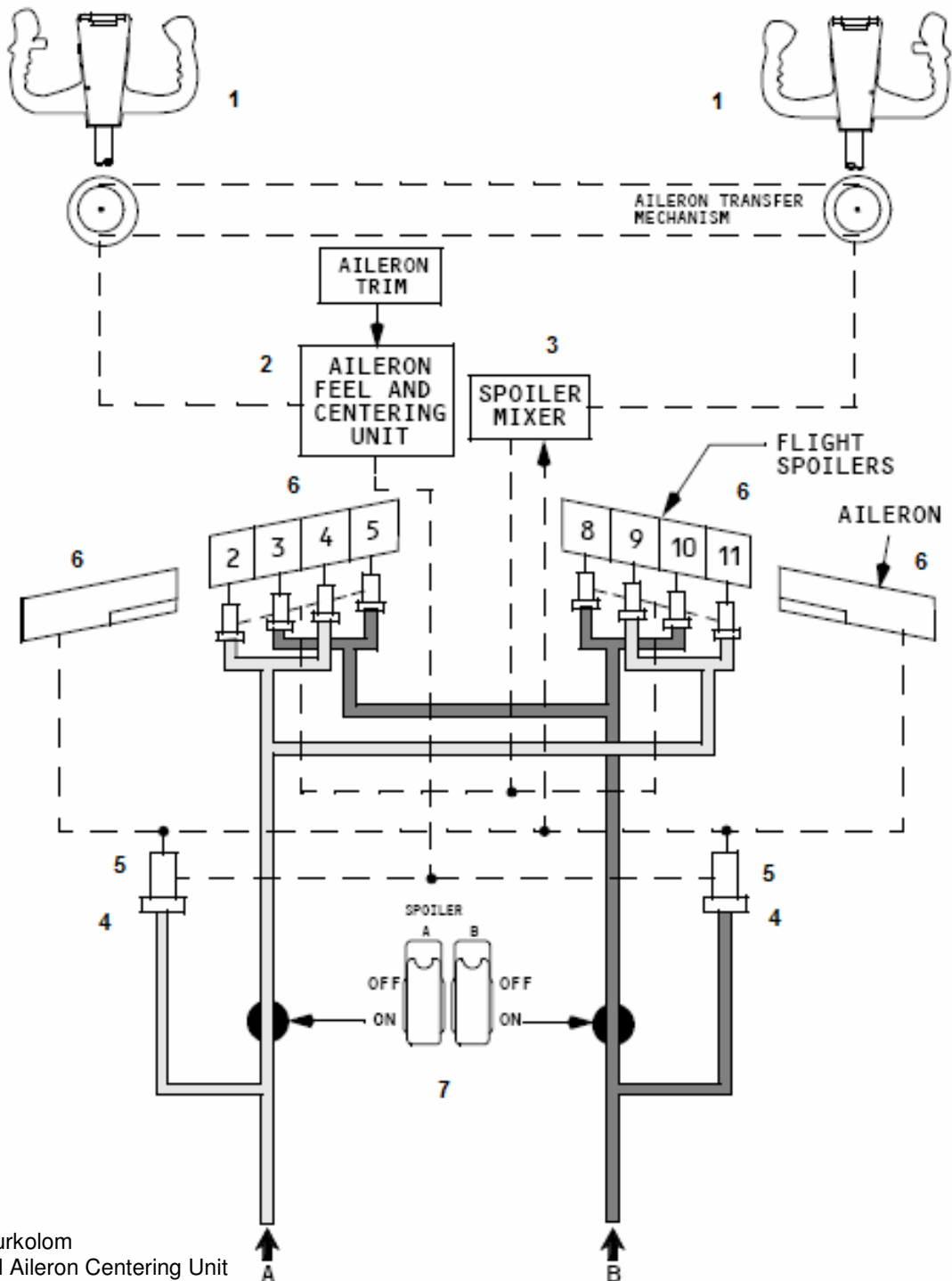


1. Stuurknuppel
2. Tandwiel
3. Kabel voor verbintenis FO
4. Aileron Drum
5. Kabels naar PCU





Bijlage V Werking Ailerons en Flightspoilers



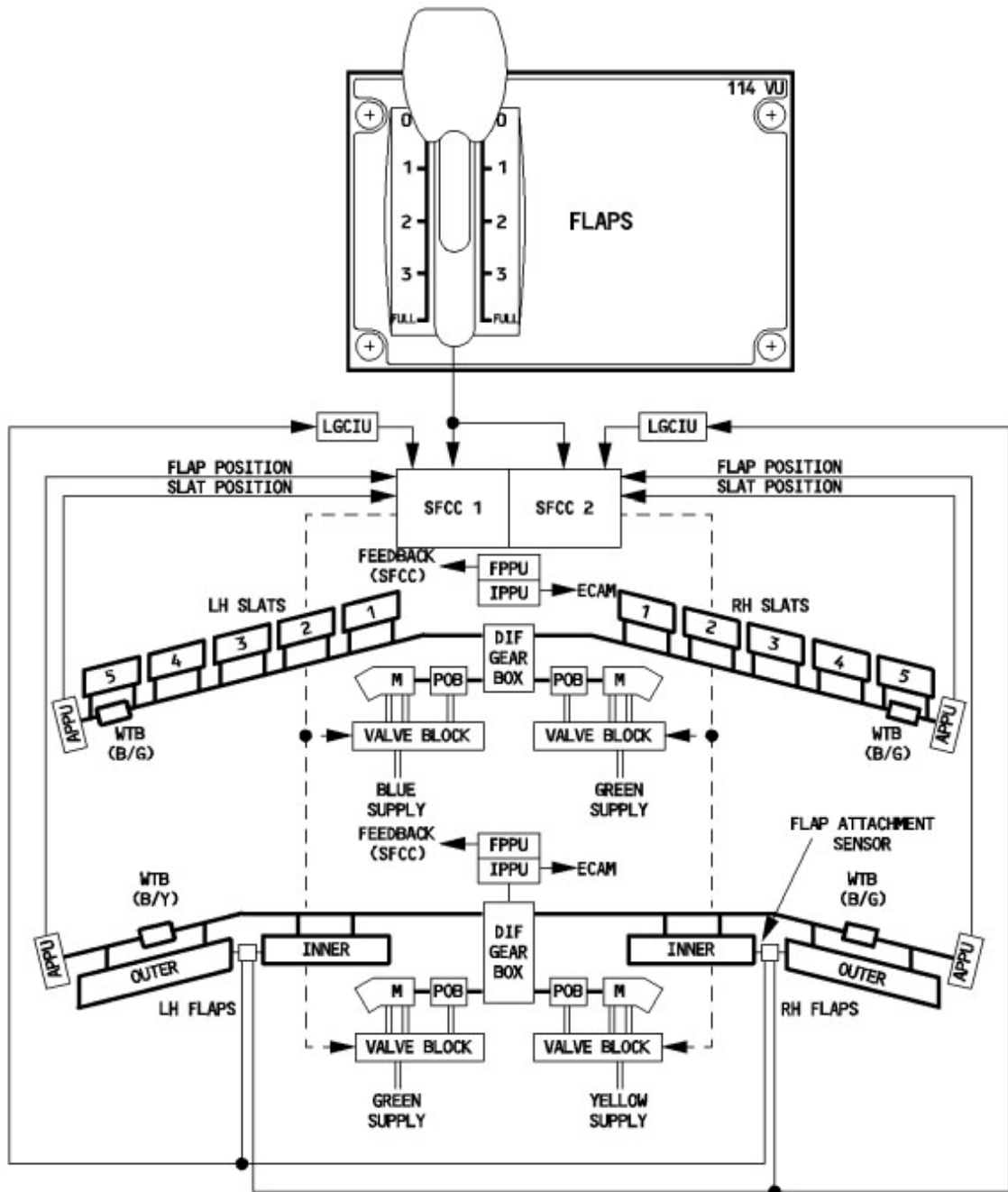
1. Stuurkolom
2. Feel Aileron Centering Unit
3. Spoiler Mixer
4. Hydraulische pompen
5. Power Control Unit
6. Uitslag Ailerons/Spoiler
7. Schakelaar voor hydraulische systemen





Bijlage VI Werking Slats en

Flaps





Bijlage VII Procesverslag

Het groepswork is misschien wel het belangrijkste aspect bij het maken van een projectgroepverslag. Dit procesverslag geeft een duidelijk overzicht van hoe het groepswork is verlopen in groep A1W tijdens de derde periode. De punten die aan bod komen zijn:

1. Samenwerking en vergaderen
2. Taakverdeling
3. Vertrek groepsleden
4. Inzet groepsleden
5. Positieve hulp
6. Aandachtspunten
7. Reflectie pijnpuntjes periode 1-2

ad 1. Samenwerken en vergaderen

De projectgroep heeft zeven weken de tijd gekregen voor het maken van het projectgroepverslag. Daarvan werden er ook nog twee weken besteed aan het plan van aanpak. Er was dus een aanzienlijke tijdsdruk. Om aan de deadline te voldoen en ook nog goed verslag te maken moest de samenwerking binnen de groep optimaal verlopen. Bovendien moesten de vergaderingen zinvol zijn zodat er geen onnodige tijd werd verspild. De vergadering werd elke dinsdag om 12.00 uur gehouden. Deze waren in alle gevallen zinvol, dit kwam vooral doordat elk groepslid bijna bij elke vergadering aanwezig was, waardoor de afwezigheid minimaal was. De voorzitter van de week had de vergadering steeds goed voorbereid, zodat er steeds een goed overzicht was van de nog te maken taken. Deze werden steeds eerlijk verdeeld over de groepsleden. Tijdens elke vergadering moest elk groepslid zijn gemaakte taken uitgeprint meenemen, zodat er een groepscorrectie kon worden uitgevoerd. Op deze manier kon ook snel gecontroleerd worden wie zijn taken niet af had.

ad 2. Taakverdeling

De taakverdeling is handig samengevoegd in een tabel (bijlage XI).

ad 3. Vertrek groepsleden

Projectgroep A1W begon aan het tweede project met acht groepsleden. Tot ieder groepslid zijn vreugde bestaat de groep nog steeds uit acht groepsleden.

ad 4. Inzet groepsleden

Er zijn geen meelifters gesignaleerd binnen de groep. De inzet van alle groepsleden was ongeveer gelijk. Er zal natuurlijk altijd wel iemand zijn die meer werk heeft verricht als een ander, maar deze verschillen waren niet duidelijk merkbaar. De taken werden eerlijk verdeeld over alle groepsleden. Sommigen hadden hun taken eerder af dan de ander, maar er werden geen taken van elkaar overgenomen. Dit was ook niet nodig, omdat geen van de groepsleden lang op zich liet wachten met inleveren van zijn taak.

ad 5. Positieve hulp

Geen van de groepsleden heeft last van een taalprobleem die terug te vinden in de stukken die geschreven werden. Daardoor waren de groepscorrecties geen vervelende ergernis van onsamenhangende stukken en spelfouten. Daardoor verliepen deze correcties goed en werden de fouten snel uit de geschreven stukken gehaald. Sommige groepsleden hebben meer kennis van een bepaald onderwerp dan een ander. Als iemand moeite had met het maken van zijn taak werd er vaak hulp geboden door een groepslid die meer informatie had over het desbetreffende onderwerp.

ad 6. Aandachtspunten

Tijdens het maken van dit project hebben veel geleerd Flight Controls. Maar het belangrijkste dat we geleerd hebben is om als groep geordend samen te werken om het gewenste eindresultaat te krijgen. Naast dat er veel goed ging deze periode is er altijd iets dat beter kan tijdens de volgende periode. Er werd ruim de tijd gegeven voor het maken van het plan van aanpak. Er werd ruim een week de tijd gegeven om je in te lezen in de stof om zoveel mogelijk kennis te vergaren over het desbetreffende onderwerp. Hierdoor wordt het schrijven van het plan van aanpak en later het project een stuk eenvoudiger. Maar niet elk groepslid had zich goed genoeg ingelezen in de materie. Het gevolg hiervan was dat het niet altijd duidelijk was, wat er moest geschreven worden bij bepaalde stukken. Dit was





vooral het geval bij hoofdstuk twee en drie.
maar kan zeker beter tijdens de volgende periode.

Dit heeft niet voor serieuze problemen gezorgd

ad 7. Reflectie pijnpuntjes periode 1-2

De pijnpunten van de vorige periode waar de meeste groepsleden zich mee konden identificeren waren:

- Afspraken werden niet nagekomen.
- Vergaderingen waren zinloos.
- Aanwezigheid was minimaal tijdens de vergaderingen.
- Taken werden niet eerlijk verdeeld.
- Slecht begin.
- Er werd te weinig van elkaars werk gepresenteerd.
- Groepscorrecties werden niet goed uitgevoerd.
- Er werd slecht genotuleerd

Om de deadline te halen en om een goed verlag te maken moesten deze pijnpunten niet meer voor komen tijdens de derde periode en dat is aardig gelukt. De vergaderingen waren in alle gevallen zinvol en de aanwezigheid was maximaal. Tijdens deze vergaderingen werden de taken eerlijk verdeeld en waren vaak binnen de afgesproken tijd af. Het plan van aanpak werd na twee weken direct bekrond met een go dus de start van het project verliep goed. Tijdens elke vergadering werd elkaars werk gepresenteerd en werden er tegelijk correcties uitgevoerd. Alle taken die tijdens de vergadering werden gemaakt stonden diezelfde dag nog op BSCW en werden naar ieder groepslid gemaild. Het notuleren van de afspraken verliep dus uitstekend. Alle pijnpuntjes uit de vorige periode zijn goed weggewerkt, waardoor het werken in groepsverband beter is verlopen.



Bijlage VIII De projectopdracht

Via de projectopdracht wordt jullie gevraagd onderzoek te verrichten naar de werking van flight controls van (moderne) vliegtuigen. (2.1) Voor dit onderzoek zijn randvoorwaarden gegeven, waaraan moet worden voldaan. (2.2) Het uiteindelijke resultaat is een projectverslag, dat binnen de duur van het project moet worden geschreven. (2.3) De Zelfsturende Opdracht bij dit project laat jullie krachten berekenen, die op de besturingsvlakken van een klein vliegtuig werken. (2.4)

• Uitgangssituatie

De projectgroep is werkzaam bij de Technische Dienst, afdeling Engineering, van de luchtvaartmaatschappij Amstel Leeuwenburg Airlines [ALA]. Deze maatschappij heeft twee typen vliegtuigen operationeel: vijf Boeing 737's en zeven Airbus A320's. Binnen ALA is een vereniging actief, die bestaat uit liefhebbers van de kleine luchtvaart. Deze maakt gebruik van de eenmotorige ALA Cessna C-172.

• Opdrachtformulering

De projectgroep krijgt van de directie van ALA, aan de hand van een aantal specifiek gegeven richtlijnen (zie p. 5), opdracht uit te zoeken wat precies het doel van de Flight Controls is en hoe de werking ervan tot stand komt. Omdat deze per type vliegtuig verschilt, wil men inzicht krijgen in de voor- en nadelen van een conventioneel systeem (737) ten opzichte van het modernere "fly-by-wire" (A320).

Bovendien wil de directie weten wat de consequenties zijn van een eventuele modificatie van het conventionele systeem naar een "all fly-by-wire" vloot. Hierbij denkt zij naast het aan de grond houden van een vliegtuig voor het uitvoeren van zo'n modificatie tevens aan omscholing van het onderhouds- en vliegend personeel en wil zij een idee krijgen van alle kosten, die daarmee gemoeid zijn.

De directie van ALA geeft het projectteam hiervoor in totaal een kleine zeven weken de tijd, waarna met een eindrapport het resultaat van het onderzoek wordt gepresenteerd. Opleiding Aviation Studies - Periode 3 - Studiejaar 2007-2008 5

• Richtlijnen

- Wat is het doel van Flight Controls, en hoe werken deze in het algemeen (zoek dit uit aan de hand van een klein vliegtuig als de C-172); welke hulpmiddelen staan de vlieger ter beschikking om de stuurkrachten, die hij op de bedieningsorganen voelt, te verminderen? - Aan welke eisen moet een compleet systeem voldoen en hoe is dit opgebouwd? - Waarin en waarom verschilt de technische installatie van een klein vliegtuig met die van een modern verkeersvliegtuig? Werk deze verschillen in detail uit. - Wat zijn de voor- en nadelen van een conventioneel systeem (van een 737) ten opzichte van het systeem volgens "fly-by-wire" van de A320? Welke aspecten liggen aan het ontwerp van een dergelijk systeem ten grondslag (onderhoud en duurzaamheid, veiligheid, kosten, wettelijke eisen)?
- Wat zijn de kosten en eventuele baten van de *switch* naar "fly-by-wire".

2.2 Randvoorwaarden

Wat randvoorwaarden zijn, hebben jullie geleerd in Periode 1-2. Daarom wordt hier volstaan met slechts een opsomming van de belangrijkste "buitenste randen" van dit project:

De tijdsduur van het project is zeven weken (week 5-8 en week 10-12);

Aan het eind van de tweede week wordt een Startdocument (4.1 p. 9) ingeleverd waarin de projectplanning en de taakverdeling binnen de groep is opgenomen;

Het project wordt aangepakt volgens de algemene projectindeling (Siers 2004), maar een morfologisch overzicht is bij dit onderzoek niet echt nodig;

Het onderzoek wordt aan de directie van ALA gepresenteerd in de vorm van een verslag, dat voldoet aan het dictaat Wentzel (2007);

Het verslag bestaat, exclusief Bijlagen, uit minimaal 25 en maximaal 40 (!) pagina's;

Het verslag moet worden ingeleverd op woensdag 19 maart, om uiterlijk 17.00u. Lever naast de twee papieren versies ook één digitale versie op CD aan.





2.3 Het projectverslag

In periode 3 is de taalkeuze nog ons zelf: in het Nederlands óf in het Engels. Maar vanaf periode 4 zullen alle verslagen in het Engels moeten worden geschreven. Mochten jullie echter besluiten om het verslag in deze periode nog in het Nederlands te schrijven, neem hier dan weer de "Termenlijst" en "Summary" in op. De voorwaarden, waaronder deze gemaakt (kunnen) worden, staan vermeld in Bijlage II.2 van Projectboek 1-2, *Ontwerpanalyse van een Cockpit* (IJspeert, 2007). De algemene projectindeling, die jullie in de eerste twee perioden hebben geleerd, kan opnieuw worden gevolgd. Het verslag moet een gedegen analyse bevatten van de door jullie onderzochte (conventionele en moderne) systemen. Daar horen nu ook berekeningen bij van op de flight controls werkende krachten, waarop jullie in dit verband al enigszins zijn voorbereid door de theoriecolleges Mechanica. Op overzichtelijke, verslagtechnische wijze wordt advies uitgebracht aan de directie van ALA over de kostenaspecten. In de derde periode zijn geen COM-uren meer geroosterd. Het verslag moet vanaf nu zelfstandig worden geschreven. Daarom is het *erg belangrijk* om de eindcorrecties te bekijken die in jullie eerste projectverslag zijn aangebracht, of deze zelfs met de eigen juf persoonlijk te bespreken. Als je die snapt en het dictaat "Het Projectgroepsverslag" (Wentzel 2007) er nog eens bij openstaat, ben je volledig toegerust om in alle volgende perioden opnieuw werkstukken met een hoog verslagtechnisch niveau af te leveren. Opleiding Aviation Studies - Periode 3 - Studiejaar 2007-2008 6

2.4 Zelfsturende Opdracht

Ter inhoudelijke ondersteuning van het project wordt jullie een zelfsturende opdracht verstrekt. Hiermee wordt een rechtstreeks verband gelegd tussen het project en de theorie van het vak Mechanica. In de opdracht vinden jullie actuele gegevens over de afmetingen van het horizontaal stabilo en de elevator van een kleine Cessna. Gevraagd wordt te berekenen welke krachten op de stuurvlakken werken dan wel door de vlieger moeten worden uitgeoefend op het stuurwiel om het vliegtuig in een horizontale vlucht te houden. De opdracht wordt, net als dit projectboek, apart op intranet geplaatst. Het resultaat wordt een kort op zichzelf staand verslag, waarin op overzichtelijke wijze de gevraagde berekeningen en schetsen zijn opgenomen.

De inleverdatum van deze zelfsturende opdracht is vastgesteld op woensdag 5 maart, precies twee weken vóór de inleverdatum van het verslag.



Bijlage IX Afkortingenlijst

A/D	Analoog / digitaal
ADIRUs	Airdata inertial reference units
AOG	Aircraft on ground
ALA	Amstel Leeuwenburg Airlines
APPU:	Assymetry position pick-off unit
CL	Liftcoëfficiënt
CW	Continuïteitswet
EASA	European Aviation Safety Agency
ECAM:	Electronic Centralized Aircraft Monitor
ELAC	Elevator and Aileron Computer
FAC	Flight augmentation computer
FPPUs	Feed back position pick-off units
IPPU	Indicated position pick-off unit
IVW/DL	Inspectie van Verkeer en Waterstaat Divisie Luchtvaart
LE	Leading Edge
PCU	Power control unit
POBs	Pressure-off brakes
PTU	Power transfer unit
SEC	Spoiler Elevator Computer
SFCCs	Slat flap control computers
SSTU	Sidestick transducer unit
TE	Trailing Edge
WTBs	Wingtip brakes



Bijlage X Contact gegevens

Naam	E-mail	Woonplaats	Mobiel nummer
Eric Zaal	Eric.zaal@hva.nl ericzaal2@hotmail.com	Noorden	0621957514
Nardo Kling	Nardo.kling@hva.nl Ice_cream_cold@hotmail.com	Alphen a /d rijn	0655325869
Wisam al Kailani	Wisam.al.kailani@hva.nl Walking_wisam@hotmail.com	Amersfoort	0651550373
Henry Tol	Henry.tol@hva.nl Hendry.tol@hotmail.com	Volendam	0653415098
Ruud Koeman	Ruud.koeman@hva.nl ruud_114@hotmail.com	Spaarndam	0622221045
Yinor Cheung	Yinor.Cheung@hva.nl p0ngkid@hotmail.com	Arnhem	0614905029
Maarten Kamsma	Maarten.Kamsma@hva.nl Maarten100Kamsma@hotmail.com	Oudkarspel	0623519587
Rouhullah Djawadi	Rouhullah.Djawadi@hva.nl Alid88@hotmail.com	Dordrecht	0629413944



Bijlage XI

UITGEBREID WERKSHEMA PROJECTVERSLAG GROEP W

Verslagonderdeel		Taak van:
Titelpagina		Ruud
Inhoudsopgave		Ruud
Samenvatting verslag	Hoofdstuk 1	Eric
	Hoofdstuk 2	Eric
	Hoofdstuk 3	Eric
Inleiding verslag		Henry
1 Definitie Basic-Sixsysteem		
Inleiding Hoofdstuk 1		Henry
1.1 Aërodynamica		Henry/Maarten
1.1.1 Theorie		Henry/Maarten
1.1.2 Vleugelprofielen		Henry/Maarten
1.2 Primary Flight Controls		Eric
1.2.1 Ailerons		Eric
1.2.2 Elevator		Eric
1.2.3 Rudder		Nardo
1.3 Secondary flight controls		Wisam
1.3.1 Trims		Maarten
1.3.2 Flaps		Wisam
1.3.3 Slats		Wisam
1.3.4 Spoilers		Nardo
1.3.5 Stabilizer		Wisam
1.4 Neveneffecten		Maarten
1.5 SFC Groot V Klein		Henry
1.6 Eisen		Ali & Yinor
1.7 Functie onderzoek		Ruud
2 Modificatie Flight Controls		
Inleiding hoofdstuk 2		Henry
2.1 Boeing Conventioneel		Eric
2.1.1 Boeing Ailerons		Eric
2.1.2 Boeing Slats		Ali
2.2 Airbus fly-by-wire		Nardo
2.2.1 Airbus Ailerons		Nardo
2.2.2 Airbus Slats		Ruud
2.3 Voor- en nadelen onderzoek		Wisam
3 Ontwerpfase		
Inleiding hoofdstuk 3		Henry
3.1 Aanpassing		Ruud/Nardo
3.3 Ontwerpaspecten		Yinor & Maarten
3.3 Kosten en baten onderzoek		Nardo & Eric
3.4 Conclusie		Wisam/Eric
Literatuurlijst		Eric
Termenlijst		Nardo & Wisam
Bijlagenlijst		Ruud
Piramidemodel		Nardo
Planning		Ali
Zelfsturende opdracht		Henry/Maarten
Procesverslag		Henry/Ali



Modificatie flight controls

