



MINISTERE DES
COMMUNICATIONS
ET DE
L'INFRASTRUCTURE

MINISTERIE VAN
VERKEER EN
INFRASTRUCTUUR

RAPPORT OPGESTELD NAAR AANLEIDING
VAN HET ONGEVAL MET
HET VLIEGTUIG CESSNA 310-B MET
INSCHRIJVINGSKENMERKEN OO-SEE
TE BEIGEM OP 9 SEPTEMBER 1976

CELLULE D'ENQUETES
D'ACCIDENTS
ET D'INCIDENT D'AVIATION

CEL VOOR ONDERZOEK VAN
LUCHTVAART
ONGEVALLLEN-EN INCIDENTEN

RAPPORT OPGESTELD NAAR AANLEIDING VAN
HET ONGEVAL MET HET VLIEGTUIG CESSNA 310-B, OO-SEE
TE BEIGEM OP 9 SEPTEMBER 1976

1. Algemeenheden

Datum en uur : 9 september 1976 om 14.25.
Plaats : Grote Heirbaan 45, 1852 Beigem.
Vliegtuig : Cessna 310-B
Kenmerken 00-SEE.
Inzittenden : 2 piloten.
Aard van de vlucht : trainingsvlucht.
Vluchtfase : opstijgen.
Aard van het ongeval : Botsing met hindernis (huis).

Nota: alle tijden zijn in lokale tijd vermeld.

Korte beschrijving van de vlucht

Juist bij het opstijgen van het vliegtuig valt het vermogen van de rechtse motor uit. De bestuurder poogt snelheid te winnen alvorens te stijgen doch slaagt hier niet in.

Teneinde een huis te vermijden trekt hij uiteindelijk toch het vliegtuig op doch knakt eerst een elektriciteitspaal af en botst vervolgens tegen het huis. Na de botsing breekt er brand uit welke het vliegtuig en het huis beschadigen.

Beide piloten kunnen het wrak verlaten.

2. Onderzoek

2.1. Beschrijving van de vlucht:

Op donderdag 9 september 1976 kregen de leerling-piloten Dhr. T.C. en Dhr. V.H. van hun monitor Dhr. T.W. de opdracht een trainingsvlucht uit te voeren naar Antwerpen.

Na bijgetankt te hebben en de verschillende checklists uitgevoerd te hebben kregen zij de toelating van de controletoren te Grimbergen om op te stijgen. Op dit ogenblik was Dhr. T.C. bestuurder en Dhr. V.H. medebestuurder.

De start rol gebeurde normaal en aan een snelheid van 80 Kts trok Dhr. T.C. het vliegtuig van de grond. Pas van de grond gekomen helde het vliegtuig ineens naar rechts. Vaststellend dat de rechtse motor uitgevallen was trachtte de bestuurder het vliegtuig terug horizontaal te krijgen terwijl hij het bevel gaf "feather right", hetgeen de medebestuurder uitvoerde. Terzelfdertijd werd het landingsgestel ingetrokken.

Omdat het vliegtuig intussen snelheid verloren had trachtte de bestuurder terug snelheid te winnen door laag over de grond verder te vliegen. Na enkele ogenblikken verwittigde de medebestuurder dat ze recht in het dak van een huis zouden vliegen indien niet uitgeklimmen werd.

Teneinde het huis in laatste instantie te vermijden werd opgetrokken ten koste van snelheidsverlies. Het vliegtuig heeft toen eerst een houten elektriciteitspaal afgeknakt en is vervolgens in overtrokken toestand op een huis neergestort. Het botste met zijn rechter vleugel tegen het huis, kantelde en kwam op zijn rug tot stilstand.

Terstond vatte het vliegtuig evenals het huis vuur. De piloten verlieten het vliegtuig langs de nooduitgang.

Figuur 1 duidt de afgelegde baan van het vliegtuig aan.

2.2. Inzittenden:

	bemanning	Passagiers	Derden
Gedood	-	-	-
Gekwetst	1	-	-
Ongedeerd	1	-	-

De bestuurder liep brandwonden op aan de rechterhand.

2.3. Schade aan het vliegtuig:

Het vliegtuig werd vernield door de val en de brand.

2.4. Schade aan derden:

De zware brand na het ongeval vernielde gedeeltelijk het huis gelegen aan de Grote Heirbaan 45. Een witloofveld werd gedeeltelijk verschroeid. De elektrische laagspanningsleiding werd doorgebroken en een elektriciteitspaal werd afgeknakt.

Een voertuig en een antenne op een ander huis werden eveneens beschadigd.

2 5. Gegevens over de bestuurders:

2.5.1. Bestuurder

Naam: T.C.

Adres: OOSTENDE.

Geboren: te Oostende 1951.

Vergunning: privaat vliegtuigbestuurder

afgeleverd op 25 april 1973

wedergeldig gemaakt tot 8 december 1977.

Ervaring:

Totaal aantal vluchten: 297 u

Totaal aantal vluchten op Cessna 310: 49u30.

Aantal vluchten als bestuurder op Cessna 310: 16u30.

2.5.1. Medebestuurder

Naam: V.H.

Adres: Leuven.

Geboren: te Aalst 1950.

Vergunning: privaat vliegtuigbestuurder
afgeleverd op 16 oktober 1975
geldig tot 15 december 1976.

Ervaring:

Totaal aantal vluchten: 187u45.

Totaal aantal vluchten op Cessna 310: 48u45.

Aantal vluchten als bestuurder op Cessna 310: 17u20.

2.6. Gegevens over het vliegtuig:

2.6.1. Cel : Merk : Cessna.
 : Model : 310-B.
 : Serienummer : 35.616.
 : Bouwjaar : 1957.

2.6.2. Motoren : Merk : Continental.
 : Model : 0-470 M
 : Serienummers : links : 52074
 rechts: 51814.

2.6.3. Schroeven : Merk : Hartzell.
 : Model : HC-82XF-2.
 : Serienummers : links : 561P-20
 rechts: 561 P-501.

2.6.4. Eigenaar: Sabena
 Kardinaal Mercierstraat 35
 1000 - BRUSSEL.

2.6.5. Luchtwaardigheidsbewijs

Het luchtwaardigheidsbewijs nr 1171 werd afgeleverd op
13 februari 1958 en regelmatig wedergeldig gemaakt tot
11 september 1976.

2.6.6. Staat der vluchten

Het totaal aantal vluchten van het vliegtuig bedraagt 5.584u. 10 min. Het aantal vluchten sinds de laatste revisie bedraagt 954u. 50 min. Het laatste 50-uren onderhoud werd uitgevoerd op 7 september 1976.

Het laatste "300 uren" onderhoud werd uitgevoerd op 3 december 1975.

De linkermotor heeft 954 u 50 min bedrijfsuren sinds revisie en de rechtermotor heeft 484u. 20 min. bedrijfsuren sinds revisie.

2.7. Weersomstandigheden:

Weergegevens opgenomen te Melsbroek om 14.20:

- Wind: 250°/16 Kts.
- Zichtbaarheid: + 10 km.
- Wolkendek: 2/8 Cu op 900 m.
5/8 Str. Cu op 1500 m.
- Temperatuur: 15°C.
- Dauwpunt: 7°C.
- Vochtigheidsgraad: 50 %.
- QNH: 1001 mb.

2.8. Navigatiehulpmiddelen:

De navigatiehulpmiddelen zijn niet gebruikt geweest en waren van geen belang voor dit ongeval.

2.9. Telecommunicatie

Het vliegtuig was uitgerust met twee VHF zend-ontvangst-radiotoestellen.

Uitgezonderd de gewone gesprekken die plaats hebben voor de toelating te bekomen tot het starten, werden er geen gesprekken gevoerd tijdens de vlucht en het ongeval.

2.10. Vliegveld

Het vliegtuig is opgestegen op baan 25 van het vliegveld Grimbergen.

2.11. Registreertoestellen

Noch voor het opnemen van de vluchtgegevens, noch voor het opnemen van de gesprekken zijn registreertoestellen geëist of geplaatst op het vliegtuig.

2.12. Wrak:

2.12.1: Ligging:

Het vliegtuig is neergevallen op ongeveer 1500 m van de drempel van de baan 25, ten westen van het vliegveld. Het ligt op zijn rug, links van het huis gelegen Grote Heirbaan 45, te 1852 Beigem (Fig.2 en 3).

2.12.2: Romp

De neus van het vliegtuig is zwaar beschadigd door de val. De romp is weinig vervormd, doch het dak is ingedrukt zodat de ingang deur, or de rechterkant, niet kon geopend worden.

2.12.3: Vleugels:

Beide vleugels zijn zwaar beschadigd De rolroeren werken normaal. De landingskleppen en het landingsgestel zijn ingetrokken. Beide benzinetanks zijn van de vleugeluiteinden afgerukt.

2.12.4: Staartvlakken:

De staartvlakken zijn door de val en de brand beschadigd. Er is anders niets abnormaal te melden aan deze besturingsorganen.

2.12.5: Stuurhut:

In de stuurhut die niet erg beschadigd is worden volgende vaststellingen gemaakt:

De motoren worden gevoed met brandstof vanuit hun overeenstemmende hoofdtank.

De hefbomen van de beide schroeven staan in de stand kleine stap.

2.13. Brand:

Het vliegtuig vat bij het neerstorten onmiddellijk vuur. De brandweer van de Regie der Luchtwegen op het vliegveld van Grimbergen komt zeer snel ter plaatse en slaagt erin het vuur aan het vliegtuig vlug en grondig te blussen. Ze kregen versterking van het brandweerkorps van Vilvoorde dat de brand van het huis heeft geblust.

2.14. Overlevingskansen:

Geen der beide inzittenden werd gekwetst tijdens de inslag. Doordat het vliegtuig op zijn rug lag heeft de medebestuurder vooral moeilijkheden ondervonden om zich los te maken uit zijn veiligheidsgordel. Gezien de ligging van het vliegtuig en de vervorming van de romp was het onmogelijk de deur van het vliegtuig te openen.

Beide piloten slaagden erin de cabine te verlaten langs de nooduitgang en zich van het wrak te verwijderen doorheen de vlammen. De bestuurder Dhr. T.C. werd tijdens de evacuatie aan de rechterhand verbrand.

2.15. Onderzoekingen:

2.15.1. Gewicht en zwaartepuntligging:

Het gewicht van het vliegtuig op het ogenblik van het opstijgen bedroeg 2064 kg en het zwaartepunt lag op 35,7 duim van het referentiestation.

De limieten zijn:

- Maximum gewicht: 2132 kg (4700 Lbs).
- Zwaartepuntligging tussen 35,7 en 42 duim van het referentiestation.

2.15.2. Performaties:

De performaties van het vliegtuig, met een gewicht van 2064 kg (4550 Lbs), overgenomen uit het vlieghandboek "Cessna 310 B" van Sabena zijn:

"Stalling speed": Vsl 67,6 KIAS (Kts IAS).

"Minimum control speed": Vmc 69,7 KIAS.

"Take-off safety speed": V2 = 82 KIAS.

"Minimum normal take-off distance to 50 ft: 427(1400 ft)

Single engine climb data:

"Best rate of climb speed": 94 KIAS.

"Best angle speed": 80,3 KIAS.

2.15.3. Nazicht van de motoren en de schroeven:

- Rechtermotor:

De schroef staat in de vaanstand, de centrifugale pinnen staan op de kammen "high pitch stop". Beide schroefbladen zijn recht (fig 4). De motor draait vrij. Men kan besluiten uit het onderzoek van de motor en zijn bijhorigheden (magnetos, vergasser, oliepomp en oliefilter) dat het vermogenverlies niet te wijten is aan een mechanisch defect van de motor.

- Linkermotor:

Een schroefblad heeft zich in vaanstand verplaatst waarschijnlijk op het ogenblik van de inslag. Beide schroefbladen zijn geplooid (fig.5). De gashandel staat op 4 mm. van de stop "vol gas". De bedieningsstang van de handel is gebroken ter hoogte van de tegenmoer van de beugel. De motor draait vrij rond.

2.15.4. Brandstofbevoorradingssysteem:

Het vliegtuig 00-SEE bevat een brandstofsysteem met hulptanks (fig.6). Iedere motor wordt met brandstof gevoed door een brandstofkraan met 4 standen:

- 1) gesloten
- 2) motor gevoed door de overeenstemmende hoofdtank
- 3) motor gevoed door de overeenstemmende hulptank
- 4) motor gevoed door de tegenoverliggende hoofdtank (voeding door "cross feed").

De brandstofkranen bevinden zich in de voorrand van de vleugels, op het uiteinde van de gondels. Ze worden vanuit de stuurhut bediend door een draaiend handvat dat zich in de cabinevloer tussen de twee piloten bevindt. De bediening wordt overgebracht door conische tandwielen en torsiestangen.

De normale stand van de kranen tijdens het opstijgen is zo dat iedere motor gevoed wordt door brandstof vanuit zijn overeenstemmende hoofdtank (tank op het uiteinde van de vleugel).

Uit het onderzoek van het wrak blijkt dat de brandstofsckakelaars in de cabine in hun normale stand stonden (fig,7):

- linker motor: linker hoofdtank.
- rechter motor: rechter hoofdtank.

De brandstofkranen werden in de volgende standen gevonden:

- links: de kraan staat in de juiste positie (fig.8).
- rechts: de kraan staat in een positie tussen "gesloten" en "motor gevoed door de overeenstemmende hoofdtank" (fig.9).

2.15.5. Brandstofkraan van de rechter motor:

2.15.5.1. Proeven in de werkplaats:

De brandstofkraan is een kraan met vier kanalen geïdentificeerd door het "part number constructeur" 0855020-4 en door het Sabena number 516T-2. De periode tussen twee revisies is 3000 vluchten.

De brandstofkraan werd op 3 maart 1976 op het vliegtuig geplaatst en totaliseerde, op 7 september 1976, 2448 uren.

Een test om zijn werking na te zien is voorzien tijdens de onderhoudsbeurten "300 uren". Bovendien moet bij elke vlucht de bemanning de goede werking nagaan.

Geen enkele fout of gebrekkige werking van de brandstofkranen op het verongelukte vliegtuig werd ooit gemeld.

De "Service Letter" nr. 63-50 van Cessna, gedagtekend 30 oktober 1963 bevat de informatie voor het nazicht op het vliegtuig van de brandstofkranen (bijlage 1).

Het koppel nodig om de kraan te verdraaien werd gemeten in de werkplaats:

STAND	Hoek	Koppel
"OFF"	0° 0 -- 90°	7 in. Lbs 7 in. Lbs
"MAIN RIGHT"	90° 90°-- 180	9 in. Lbs 4 in. Lbs
"AUXILIARY"	180° 180°--270°	8 à 10 in Lbs 6 in. Lbs
"MAIN LEFT"	270° 270°--360°	6 in. Lbs 2 in. Lbs
"OFF"	360°	7 in. Lbs

Voor ieder van de vier standen van de kraan moet het ontspannen van de vergrendelingskogel goed bepaald en wel gevoeld worden door de gebruiker. (Service Letter nr 6350).

Tussen de standen "OFF" (0°) en "MAIN RIGHT" kan men een weerstand voelen tijdens de beweging. Om dit hard punt te overwinnen is het koppel gelijk aan het koppel dat moet uitgeoefend worden om de stand "OFF" te verlaten. Het is tussen de stand "OFF" en "MAIN RIGHT" dat de brandstofkraan teruggevonden werd na het ongeval. In deze stand is er een vernauwing van de doorsnede van de brandstofaanvoer.

2 15.5.2. Proeven op het vliegtuig:

Teneinde het gedrag van de motor uitgerust met brandstofkraan van het vliegtuig OO-SEE te bepalen werd deze kraan op het vliegtuig OO-SED gemonteerd. Dit laatste vliegtuig is van het zelfde type en heeft hetzelfde brandstofsysteem als het verongelukte vliegtuig. Verscheidene testen op grond werden met de rechter motor van het aldus uitgeruste vliegtuig OO-SED uitgevoerd.

Tijdens deze testen werd de brandstofsakelaar van de stand "OFF" naar de stand "MAIN RIGHT" bewogen tot dat een verharding in het manoeuvre werd waargenomen.

Gezien het spel op de overbrenging kon deze tussenstand verward worden met de normale positie "MAIN RIGHT".

Met een aldus bekomen gedeeltelijke opening van de brandstofkraan was het mogelijk alle motortesten, die vereist worden vóór het opstijgen, uit te voeren zonder enige onregelmatigheid vast te stellen, te weten:

- starten van de motor
- opwarmen van de motor, aan 1500 t/min.
- testen van volgende bijhorigheden:
 - verwarming van de vergasser
 - werking van telecommunicatietoestellen
 - nazicht generatoren
 - nazicht van onderdruk der instrumenten
 - nazicht van de benzinepompen ("booster pumps")
 - nazicht vaanstand
- Magneto-test, aan 1700 t/min
- Test van de regelaar van de schroef, aan 2100 t/min.

Al deze testen worden uitgevoerd met een gedeeltelijke opening van de gashandel en het brandstofdebiet doorheen de brandstofkraan is voldoende om een normale werking van de motor te verzekeren, welke ook de tijdsduur van deze testen wezen.

Na alle nazichten op grond wordt de gashandel volledig geopend om de motor op zijn regime voor het opstijgen te brengen (2600 t/min) (Mixture : RICH, Propeller : FULL INCREASED). De motor herneemt normaal bij het openen van de gashandel doch verliest na enkele seconden werking zeer brutaal zijn vermogen.

Tijdens de verschillende testen die uitgevoerd worden met licht verschillende standen van de brandstofkraan, doch altijd rond de stand waarop deze kraan gevonden werd op het verongelukte vliegtuig, werd een vermogenverlies bereikt na een periode variërend tussen 10 en 20 seconden. Dit verschijnsel is te wijten aan een onvoldoende brandstofdebiet dat door de brandstofkraan loopt, t.t.z. minder dan het debiet dat vereist is voor het regime bij opstijgen.

2.15.5.3. Uit elkaar nemen van de brandstofkraan.

Na het uitvoeren van de hierboven beschreven proeven werd overgegaan tot het uit elkaar nemen van de brandstofkraan (fig. 10). Het enige abnormale dat gevonden werd was een onregelmatigheid van de toestand op het binnenoppervlak van de ring (fig. 11) (p.n. 0855024-1: ring-cam).

Twee indeukingen van 0,01 mm diepte hebben een onregelmatige sleet van de ring bij het voorbijgaan van de draaiende kam veroorzaakt, overeenstemmend met de stand waar een verharding werd vastgesteld bij het overschakelen van de brandstofschaakelaar (fig. 12).

De oorsprong van dit gebrek is onbekend.

3. Analyse en besluiten.

3.1. ANALYSE:

3.1.1. Handelingen van de bemanning vóór het opstijgen:

Alle handelingen en nazichten, na de vluchtvoorbereiding, die vereist zijn in het vlieghandboek werden door de bemanning normaal uitgevoerd. De bestuurder Dhr T.C. heeft de brandstofkranen geopend in de stand normaal voor het starten van de motoren. Gedurende het rollen, op aanvraag van de bestuurder, heeft de medebestuurder Dhr V.H. de "during taxi check-list" gelezen en de erin voorziene handelingen uitgevoerd, onder andere de test van de brandstofaanvoer in "cross-feed".

Daarom plaatst hij de brandstofschaakelaars als volgt: linker motor op rechter tank en rechter motor op linker tank. Alle testen gaven voldoening. Aangekomen aan het wachtpunt voor de baan 25 stopt Dhr. T.C. het vliegtuig, zet de handrem op en plaatst de brandstofschaakelaars opnieuw in de stand die iedere motor uit zijn overeenkomstige hoofdtank voedt met brandstof. Daarna begint hij aan de motortesten vóór het opstijgen. Er wordt niets abnormaals vastgesteld. Na de toelating van de controletoren ontvangen te hebben lijnt Dhr. T.C. het vliegtuig op in de as van de startbaan om op te stijgen.

3.1.2. Opstijgen:

De bestuurder opent de gashandels en beide motoren draaien op het regime voor het opstijgen 2600 t/min. Alle aanwijzers van de parameters van de motoren zijn normaal. De bestuurder meldt de snelheden 55 Kts en 80 Kts, bevestigt door de medebestuurder. Aan een snelheid van 80 Kts trekt de bestuurder het vliegtuig op van de grond. Hij is op dit ogenblik volledig in lijn met de as van de startbaan. Pas van de grond helt het vliegtuig ineens een dertigtal graden naar rechts, zodat de rechter tiptank op slechts ongeveer een halve meter van de grond komt. Wanneer de bestuurder zich realiseert dat de rechter motor hapert, geeft hij volledig links voetenstuur en het bevel aan de medebestuurder de schroef van de rechter motor in vaanstand te zetten. Hij trekt ook onmiddellijk het landingsgestel in. De kleppen waren reeds ingetrokken van bij de start. De medebestuurder Dhr. V.H. stelt vast dat het toerental van de rechtse motor daalt tot 1200 t/min terwijl de linkse motor nog steeds op 2600 t/min draait. Hij zet onmiddellijk de rechtse schroef in vaanstand.

Bij een identiek vliegtuig Cessna 310 was de tijd nodig om hij het opstijgen een snelheid van 80 Kts te bereiken 15 seconden na het lossen van de remmen.

3.1.3. Handelingen van de bestuurders na het opstijgen:

Nadat de bestuurder terug de controle van het vliegtuig had herwonnen, vliegend op een motor was de snelheid gedaald tot 75 Kts. De hoogte boven de grond is geschat op 3 m. Alvorens het vliegtuig hoogte te laten nemen is het nodig eerst de snelheid te verhogen in horizontale vlucht. Maar het vliegtuig heeft de as van de startbaan verlaten en de bemanning bemerkt een huis voor zich op 150 m afstand. Deze afstand is onvoldoende om een snelheid te bereiken die toelaat het vliegtuig hoogte te laten nemen.

Teneinde het huis te vermijden, blijft de bestuurder geen andere mogelijkheid dan lichtjes te stijgen, zeer goed wetende dat hij in snelheidsverlies kan komen. Bij het overvliegen van het huis treedt het alarm "stall warning" in werking, en het vliegtuig valt neer zonder het tweede huis te kunnen vermijden.

De laatste snelheidsaanwijzing die de piloot aflas was 60 Kts.

3.2. Besluiten:

3.2.1. Vaststellingen:

1. Het vliegtuig had een geldig bewijs van luchtwaardigheid. Het werd normaal onderhouden.
2. De bemanning was gekwalificeerd om de voorziene trainingsvlucht uit te voeren.
3. Het gewicht en de zwaartepuntligging van het vliegtuig lagen binnen de toegelaten grenzen
4. De weersomstandigheden hadden geen invloed op het ongeval.
5. Beide handvatten voor de bediening van de brandstofkranen werden door de bestuurder in hun normale stand geplaatst voor het vertrek.
6. De brandstofkraan van de rechtse motor werd in een stand tussen "gesloten" en "open" gevonden. De vernauwing die aldus in de brandstoftoevoerleiding veroorzaakt werd, liet niet toe de motor langer dan 10 tot 20 seconden op het regime voor opstijgen te laten draaien.
Het ontwerp van het bedieningssysteem van de schakelaar maakte het de bemanning moeilijk de correcte stand van de kraan te bepalen.
7. Geen enkele gebrekkige werking van de brandstofkraan van de rechtse motor werd ooit medegedeeld.
8. Het stilvallen van de rechtse motor is gebeurd tijdens de meest kritieke fase van de vlucht, op het ogenblik dat het vliegtuig de grond verlaat. De aanwezigheid van hindernissen in de onmiddellijke omgeving van het vliegveld hebben niet toegelaten aan de bestuurder de nodige handelingen, na het vermogenverlies van de rechtse motor, in alle veiligheid uit te voeren.

3.2.2. Waarschijnlijke oorzaak van het ongeval.

De waarschijnlijke oorzaak van het ongeval is het brutale vermogenverlies van de rechtse motor op het ogenblik dat het vliegtuig de grond verliet.

Dit vermogenverlies is te wijten aan een gedeeltelijke opening van de brandstofkraan, het brandstofdebiet aldus onvoldoende zijnde om een voortdurende werking van de motor aan het regime voor het opstijgen te verzekeren.

Nadat de bestuurder de controle over zijn vliegtuig had hernomen, heeft de aanwezigheid van hindernissen in de onmiddellijke omgeving van de luchthaven een belemmering gevormd voor de bewegingen van het vliegtuig, verplichtend aan de bestuurder zodanige manoeuvres uit te voeren dat snelheidsverlies onvermijdelijk werd.



$$\frac{i^f T^7}{rtr}$$

C...3te A
CESSCO.V

DE IT IT IE OR

CC

W-CHETA K

COMPANY

October 30, 1963

63-50

TO: CESSUA SYUS A:D SERVICE ORCANIZATION

SUBJECT: AUXILLARY FUEL SELECTOR VALVE INSPECTION

MODELS AFFECTED: MON`LS 310 - SKYKNIGHT

A few scattered reports have been received of shaft failure on the auxiliary fuel - selector valve used on the Models 310 and Skyknight. These failures have been a result of binding in the valve due to either foreign particlea getting lodged in the valve, or under cold weather operation - water freezing in the valve.

To provide a selector valve with a greater margin of strength, effective at Serials 3101-0022 and 320B-0029 and on, the diameter of the selector valve shaft was increased from 1/4 inch to 3/8 inch.

Because the fuel selector valve and its associated linkage is subject to noiwal wear, it is recoded that on high time 310's and Skyknights (500 hours or more), selector valve operation be checked periodically as outlined belon -

- 1) Check linkage and excessive looseness

An in service tolerance of 24 degrees (Reference:- Position A of attached sketch) of rotary motion of the selector handle **either side of "off"** position detent without selector valve - movement out of "off" position detent is the maximum allowed. Looseness in e-,cess of this angular tolerance should be corrected by adjustment/replacement of worn parts.

- 2) Check system for signs of binding or high operating forces

Normal operation of selector handle requires 10 to 20 inch/pounds of torque to rotate. Binding which is isolated to the selector valve outboard of the engine nacelle should be corrected by replacement of the valve.

- 3) Check port opening and detent indication of selector valve

Port opening

With right engine throttle closed (idle cut off) and mixture cracked (approximately 1 knob), turn right auxiliary pump on and rotate selector valve handle from "off" position towards **right mai'n** tank position. A fuel flow indic.2t:Ion should be

(Continued)

obtained somewhere between 10° to 45° before detent for right main tank position is reached (Reference: Position B through C of attached sketch). Repet above procedure on left selector valve.

Detent indication

Rotate valve 360°. Valve should have a positive feel for detent position - some will be more pronounced than others, but detent should be definite enough so that it can be unmistakably felt by operator.

Selector valves should be replaced if -

- 1) They do not pass the above two checks.
- 2) In past operation, binding has ever occurred,

Only selector valves on airplanes incorporating an auxiliary fuel system are involved in this inspection - airplanes with standard fuel system are not included.

New fuel selector valves, Part Number 0355020-4, are available from the Cessna Parts Department and the suggested list price is \$75.30 (A) each.

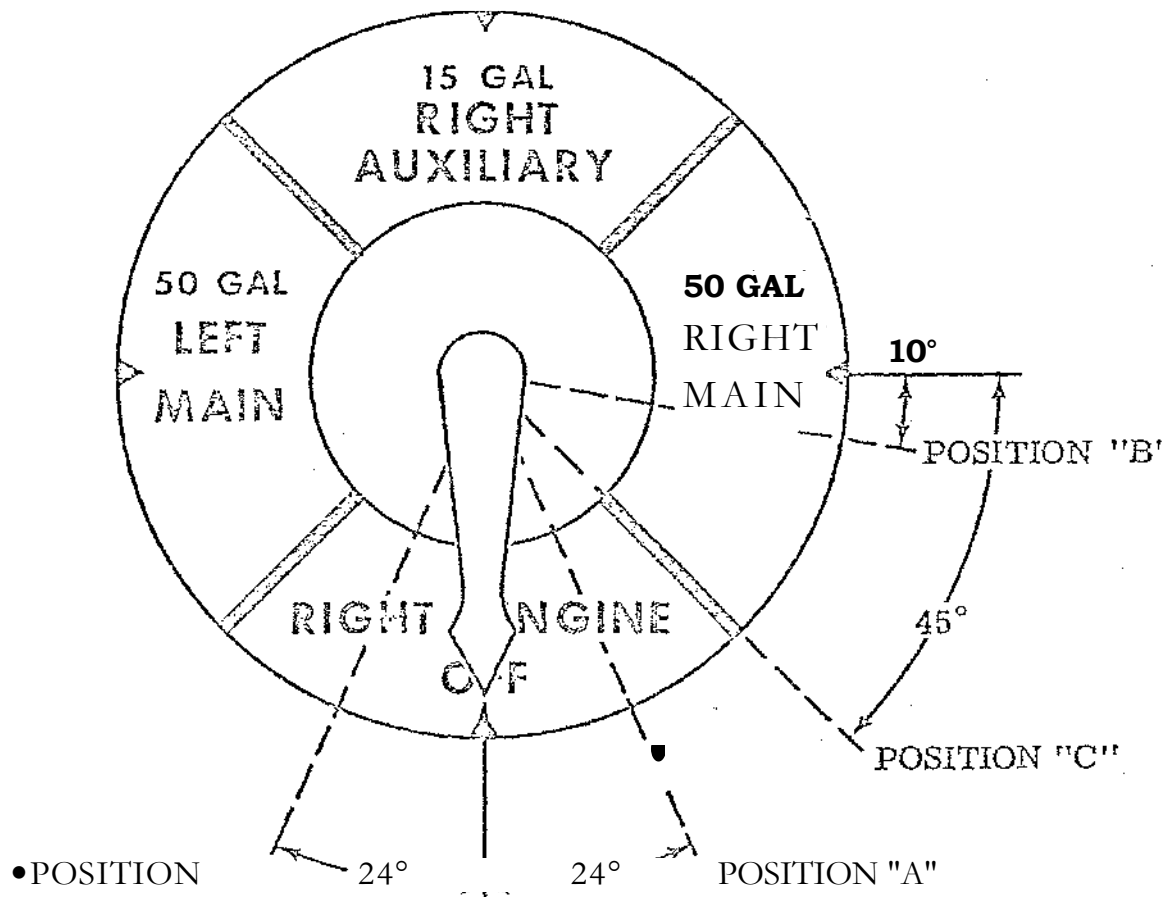
It is suggested that this information be called to the attention of all 310 and Skyknight operators.

(Owner Notification System - None Required)

*-,%-k:,e*****

ALL PRICES SUBJECT TO CHANGE WITHOUT NOTICE

CESSNA AIRCRAFT COMPANY



RIGHT FUEL SELECTOR CONTROL



FIG.2



FIG.3



FIG.4 Rechter schroef

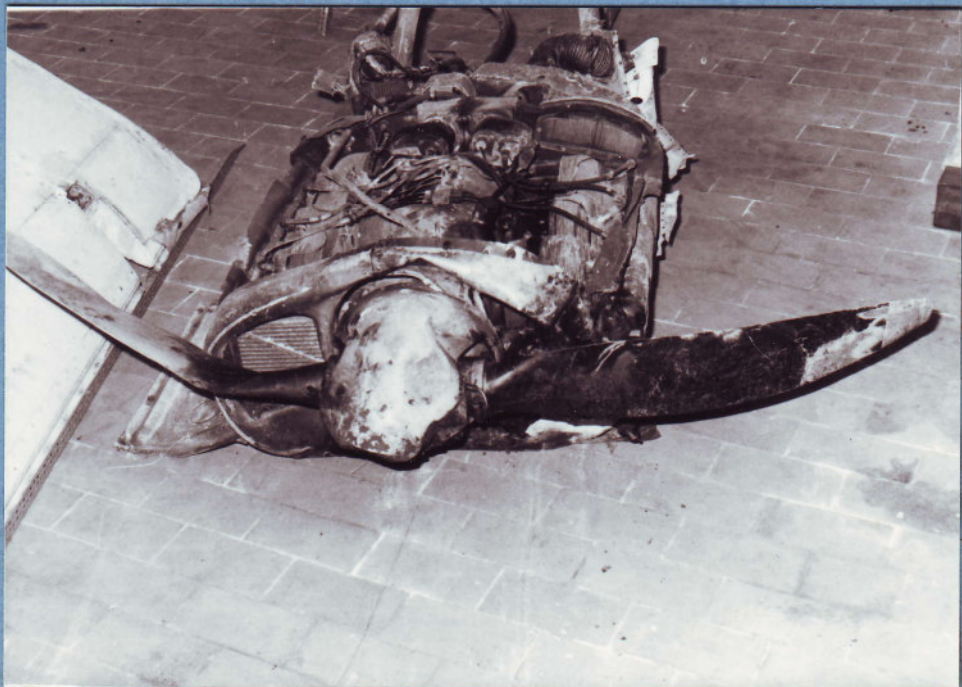


FIG.5 Linker schroef

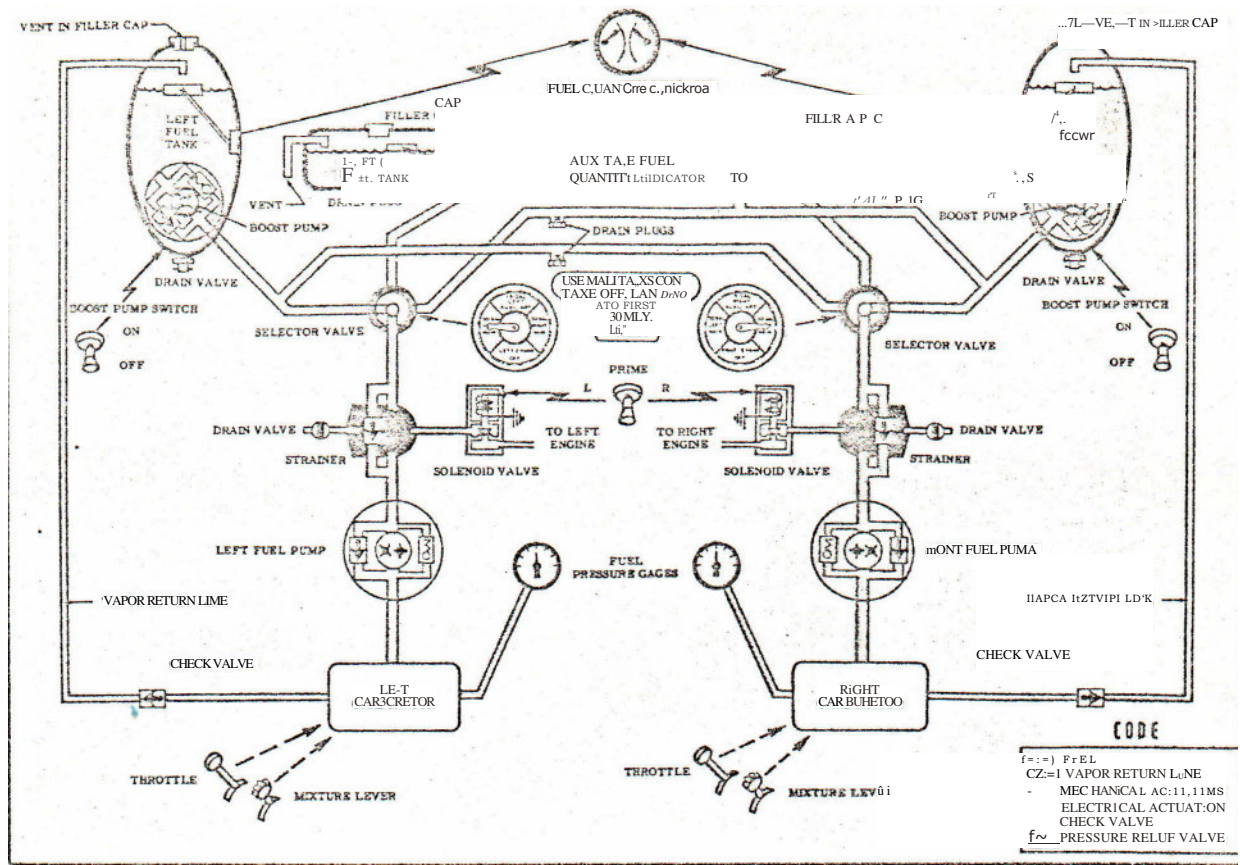


Figure 6. Fuel System - With Auxiliary Fuel Tanks



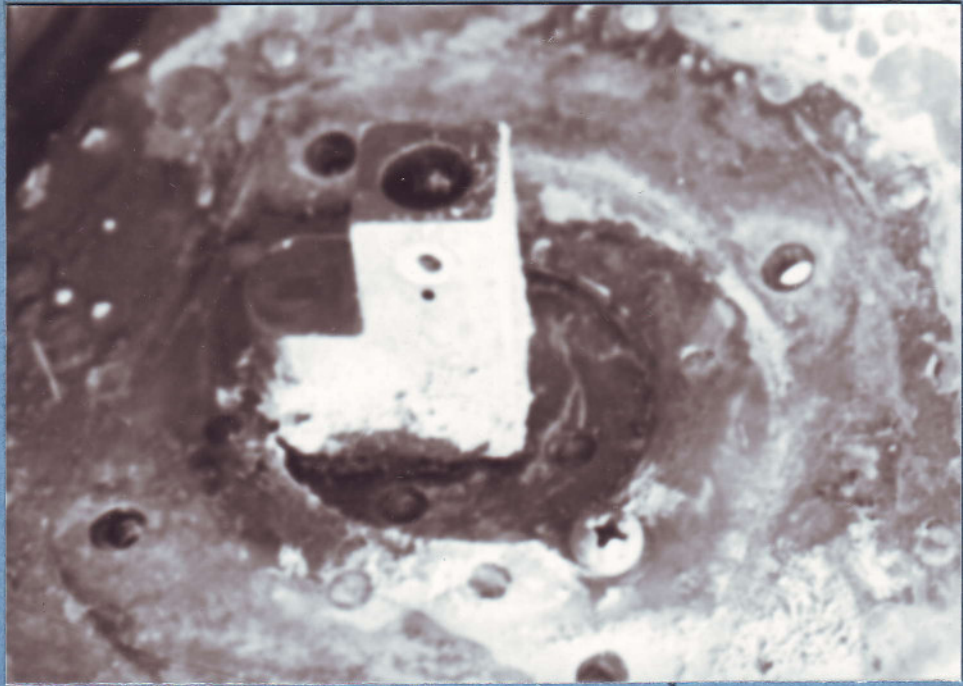


FIG. 8
LINKSE BRANDSTOFKRAAN



FIG. 9
RECHTSE BRANDSTOFKRAAN

Fuel System

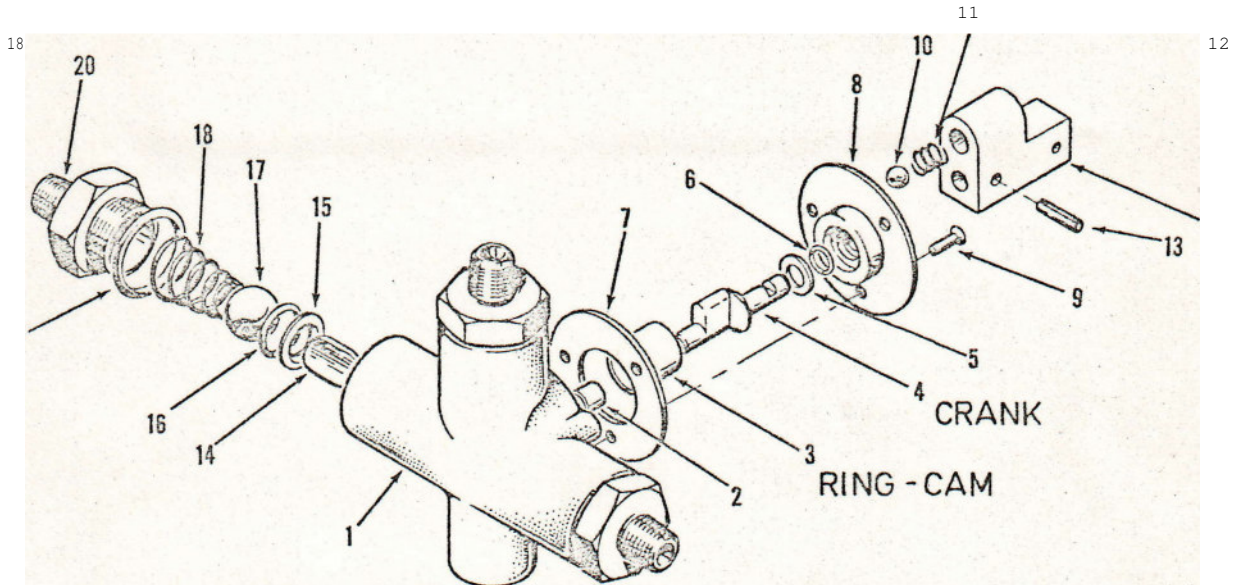


Figure 10. Fuel Selector Valve Assembly (Aux Fuel)



FIG.11
RING-CAM

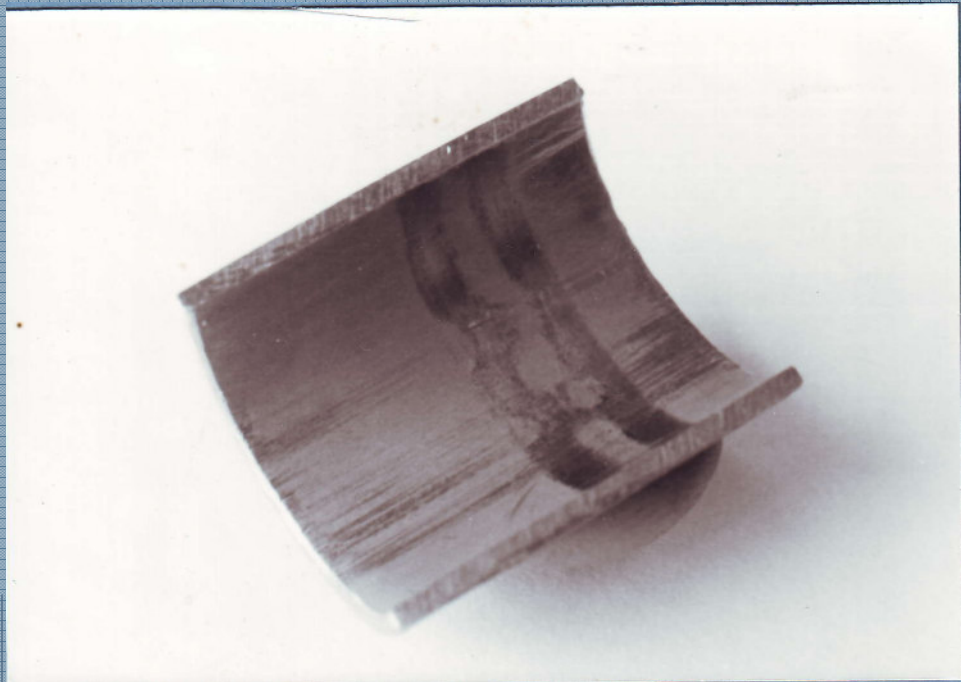


FIG.12
RING-CAM