



**MINISTERE DES
COMMUNICATIONS
ET DE
L'INFRASTRUCTURE**

**MINISTERIE VAN
VERKEER EN
INFRASTRUCTUUR**

**RAPPORT OPGESTELD NAAR AANLEIDING
VAN HET ONGEVAL MET HET VLIEGTUIG
FAIRCHILD FH 227 B MET
INSCHRIJVINGSKENMERKEN OO-DTA TE
KORTENBERG OP 9 JULI 1981**

**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 TE KORTENBERG OP 9 JULI 1981
MET HET VLIEGTUIG FAIRCHILD FH 227 B - OO-DTA

Brussel, december 1981.

RAPPORT
OPGESTELD NAAR AANLEIDING VAN
HET ONGEVAL TE KORTENBERG OP 9 JULI 1981
MET HET VLIEGTUIG FAIRCHILD FH 227 B - OO-DTA

1. ALGEMEENHEDEN

Plaats : Kortenberg.
Datum en uur : 9 juli 1981, 11.08 GMT.
Luchtvaartuig : Vliegtuig Fairchild FH 227-B
Kenmerken OO-DTA.
Eigenaar : Delta Air Transport, Antwerpen.
Uitbater : Sabena, Brussel.
Inzittenden : 2.
Aard van de vlucht : Opleiding.
Vluchtfase : Kruisvlucht.
Aard van het ongeval : Noodlanding.

KORTE BESCHRIJVING VAN HET ONGEVAL

Tijdens een trainingsvlucht op vliegniveau 70, voert de bestuurder het manoeuver "nadering bij draagkrachtverlies in landingsconfiguratie" uit. Op het ogenblik dat hij terug gas bijgeeft gaat de schroef van de linker motor automatisch in vaanstand en ontstaat er een brandalarm voor de rechter motor. Beide motoren vallen stil. De linker motor wordt herstart en moet, wegens oververhitting, terug stilgelegd worden. De bemanning poogt de luchthaven van Brussel-Nationaal te bereiken, doch moet \pm 2.000 m voor de drempel van de baan 25L een noodlanding uitvoeren. Tijdens het rollen op grond breekt het neuslandingsgestel.

2. ONDERZOEK

2.1. Beschrijving van de vlucht

Op 9 juli 1981 werd met het vliegtuig OO-DTA een opleidingsvlucht ondernomen. was de bestuurder in opleiding en was de instructeur. De vlucht startte te Liège-Bierset en het was voorzien in Charleroi-Gosselies te landen om nadien naar Liège-Bierset terug te keren.

Om 10.45 GMT werd er vertrokken uit Liège-Bierset. Voor het vertrek werd een "rejected T/O" uitgevoerd op de baan 05L vanaf de snelheid 65 Kts. Er werd opgestegen vanaf de baan 23R naar GATTA terwijl er geklommen werd naar vliegniveau 70. Op deze hoogte werd beslist het maneuver "nadering bij draagkrachtverlies in landingsconfiguratie" uit te voeren. Het gewicht van het vliegtuig bedroeg toen ongeveer 16.500 kg en de "stall warning speed" 85 Kts. Nadat de "stall warning" in werking trad werd de normale besturing van het vliegtuig hersteld, d.w.z. vermogen verhogen tot maximum, neus lichtjes onder de horizon plaatsen, kleppen in de stand 16° en "fuel trim up". Op dit ogenblik ging de schroef van de linker motor automatisch in vaanstand. De bestuurder zette de "H.P. cock" handel in vaanstand. Onmiddellijk daarna kwam er een aanduiding in de stuurhut van brandalarm op de rechter motor samen met een schreeuwend geluid dat verdween wanneer de "HP cock" achteruit geplaatst werd.

Terwijl het landingsgestel en de kleppen opgetrokken worden en de snelheid ongeveer 115 Kts bedraagt, roept de instructeur Brussels-Airways op en vraagt toestemming om te Brussel-Nationaal te landen. herstartte intussen de linker motor met succes. Toen hij het vermogen wilde verhogen steeg de temperatuur onmiddellijk tot boven

de 1000° C zodat de motor moest stilgelegd worden. Tijdens de nadering van de baan 25L in glijvlucht, bemerkten de bestuurders dat ze de luchthaven niet meer zouden bereiken en beslisten een noodlanding uit te voeren in het veld op ongeveer 2.000 m van de drempel van baan 25L, in de as van de baan. Dit werd aan Brussels-Approach medege-deeld. Het vliegtuig raakte de grond 400 m vooraleer het tot stilstand kwam. De landing gebeurde normaal en na ongeveer 200 m gerold te hebben is het neuswiel, bij het overrijden van een veldweg, afgebroken. Het vliegtuig is dan met de neus op de grond nog een 200-tal meter blij-ven verder glijden tot het volledig tot stilstand kwam. De bestuurders konden het vliegtuig ongedeerd verlaten, doch bemerkten toen dat rook uit de linker motor ontsnapte. Mr. is dan terug in de stuurhut gegaan om deze motor te blussen.

Na enige minuten, toen alle brandgevaar geweken scheen is de instructeur terug in de stuurhut gegaan om Brussels-Approach in te lichten over hun positie en zich ervan te verzekeren dat alle bevoegde diensten ingelicht werden.

De door het vliegtuig afgelegde baan, volgens de ATC radarbeelden wedersamengesteld, wordt in bijlage 1 weer-gegeven.

2.2. Inzittenden

De bestuurder en zijn instructeur, de enige inzittenden, waren ongedeerd.

2.3. Schade aan het vliegtuig

Het vliegtuig liep aanzienlijke schade op aan de neus, het neuslandingsgestel en beide motoren.

2.4. Schade aan derden

Er werd schade aan de gewassen en teelten in de velden
aangebracht tijdens de landing en het wegslepen van het
vliegtuig.

2.5. Gegevens over de bemanning

2.5.1. Bestuurder

- Naam :
- Adres :

- Geboren te :
- Nationaliteit : Belg.
- Vergunning : Lijnbestuurder
afgeleverd op 3 september 1975
geldig tot 21 september 1981.
- Bevoegdverklaringen : Copiloot Boeing 737
nachtvluchten.
- Mr. had een grondkursus FH 227 gevolg tussen
9 en 26 juni 1981 met als instructeurs Mr. en
Mr. Zijn opleiding in vlucht startte op 1
juli 1981.
- Totale ervaring : 8.777 uur.
- Ervaring in training
op FH 227 B : 7 uur 13 min.

2.5.2. Instructeur

- Naam :
- Adres : Fruithoflaan 105, Bus 31
2600 Berchem.
- Geboren te : Merksem op 17 maart 1932.
- Nationaliteit : Belg.
- Vergunning : Lijnbestuurder
afgeleverd op 24 juni 1980
geldig tot 15 juli 1981.
- Bevoegdverklaringen : FH 227
landvliegtuigen van minder dan
5.700 kg
nachtvluchten
instructeur 3^e graad.
- heeft de bevoegdverklaring medebestuurder
FH 227 bekomen op 22 mei 1977 en gezagvoerder op 27
april 1978.
Zijn bevoegdverklaring instructeur 3^e graad heeft hij
bekomen op 26 september 1980 na proeven, afgenomen
door de examinatoren DEVISSCHER en MASUY op 23 en 24
september 1980.
- Total ervaring : 14.500 uur.
- Ervaring FH 227 B : 2.364 uur.

2.6. Gegevens over het vliegtuig

- Type : FAIRCHILD/HILLER 227-B.
- Serienummer : 551.
- Bouwjaar : 1967.
- Kenmerken : OO-DTA.
- Inschrijvingsbewijs nr. 2740, afgeleverd op 2 mei 1977.
- Bewijs van luchtwaardigheid nr. 2740 afgeleverd op 3 mei
1977 en geldig tot 14 oktober 1981.

- Totaal aantal vluchten : 23.935 uur.
- Motoren : Rolls Royce Dart MK 532-7
 - Nr.1 (links) : serienummer : 14459
 - totaal aantal uren : 4.734
 - uren sinds revisie : 1.398
 - Nr.2 (rechts) : serienummer : 13320
 - totaal aantal uren : 18.842
 - uren sinds revisie : 1.481
- Schroeven : Dowty-Rotol, type R 257/4-30-4/60
 - Nr.1 (links) : serienummer : DRG/284/66
 - uren sinds revisie : 1.526
 - Nr.2 (rechts) : serienummer : DRG/446/66
 - uren sinds revisie : 3.875

2.7. Weersgegevens

De meteorologische toestand op 9 juli was de volgende :

- Algemene toestand volgens de weerkaart van 09.00 uur :
 een gebied van bijna gelijke luchtdruk, met onweerachtig karakter, bepaalde het weer boven België. Vorming van cumulus, basis ongeveer 3300 voet, toppen 10.000 voet, plaatselijk omvormend tot cumulonimbus met toppen tot 34.000 voet (onweder).
 Isotherm van 0° op 11.000 voet.
 Op 5.000 voet : wind 160°/5-10 Kts, temperatuur + 16°C.
 Op 10.000 voet : wind 170°/10 Kts, temperatuur + 5°C
- Waarnemingen aan de grond in waarnemingspost te Kortenberg :

<u>uur GMT</u>	<u>zicht</u>	<u>Temp.</u>	<u>Wind</u>	<u>Wolken</u>
10.00	10 km	27.9°C	210°/04 Kts	2/8 Cu op 1500 m
11.00	10 km	28.6°C	210°/06 Kts	1/8 Cu op 1500 m
12.00	10 km	29.0°C	220°/07 Kts	2/8 Cu op 1500 m

Geen neerslag en geen onweer in zicht van het station.
 De meteorologische toestand heeft geen invloed gehad op het verloop van de vlucht.

2.8. Radiogesprekken

De bemanning van het vliegtuig is in gesprek geweest met Brussels Airways op 128.2 MHz en met Brussels Approach op 118.25 MHz.

Deze gegevens zijn weergegeven in bijlage 2.

2.9. Opnemer van de vliegtoestand en van de gesprekken

Het vliegtuig is uitgerust met een vliegtoestandsopnemer Fairchild P.N. 15600-501 en een registreertoestel voor het opnemen van mondelinge mededelingen van het type United Data Control V 557 P.N. 103600.

De weergave van de gegevens van deze opnemers zijn opgenomen in de bijlagen 2 en 3.

2.10. Brand

Er is geen brand uitgebroken.

2.11. Proeven en opzoekingen

2.11.1. Motoren en schroeven

Staat van de motoren en de schroeven na de landing :

- motor nr. 1 (links) : - verbrande turbine
 - schroef in vaanstand

- motor nr. 2 (rechts) : - verbrande turbine, motor is geblokkeerd
 - de schroef staat niet in de vaanstand maar lichtjes over de stand "flight fine pitch stop".

Stand van de handels en knoppen na de landing :

- power levers : naar achter, idle
- H.P. cocks : gesloten, niet in feather
- feather buttons : neutraal (beide)
- engine ignition switches : - links (~~#~~ 1) : OFF
 - rechts (~~#~~ 2) : ON
- windshield deicing power transfer switch : motor 2
- fuel shut-off levers : getrokken (beide)
- landing gear lever : omlaag
- booster pumps : OFF
- fuel tanks : gesloten
- crossfeed : OFF
- fine pitch lock lever : normaal
- cruise pitch lock lever : normaal
- fuel trim actuator positions : - links : 48 %
 - rechts : 100 %

Een proef in verband met de werking van de schroeven werd na het ongeval op de grond uitgevoerd, zoals voorzien in het hoofdstuk "Propeller Operational Checks" van het onderhoudshandboek FAIRCHILD-FH-227. Geen enkel gebrek in het bedieningssysteem van de schroeven werd aan het licht gebracht.

De motoren en de schroeven werden van het vliegtuig afgenomen en naar de firma "HANTS & SUSSEX AVIATION" gestuurd voor grondig onderzoek.

De motoren waren uitgerust met volgende toebehoren :

- propeller control unit
- feathering pump
- low torque switch
- fuel pump
- flow control unit

Het resultaat van het technisch onderzoek van deze onderdelen is bevat in het rapport "Engine Defect Report Q.C. N° 685" van "Hants and Sussex Aviation" waarvan afschrift in bijlage 4.

Uit dit onderzoek blijkt dat :

- beide motoren beschadigd werden door het afbranden van de turbinebladen, te wijten aan een sterke oververhitting;
- geen enkel defekt vastgesteld werd in de motoren, de schroeven en de toebehoren, dat aanleiding zou kunnen geweest zijn tot de oververhitting van de turbines.

2.11.2. Opnemers

Omstreeks 13 u 04 min. 15 sec. is er een onderbreking van de werking van de opnemers aan boord. Deze onderbreking duurt ongeveer 15 seconden.

Een proef op grond toont aan dat de opnemers stoppen indien de spanning daalt op een waarde onder 18 V.

Waarschijnlijk is de onderbreking in vlucht van de opnemers te wijten aan het herstarten van de linker motor, op een ogenblik dat de elektrische stroomkringen slechts door de boordbatterij gevoed werden.

3. ANALYSE

3.1. Bediening van de motoren en de schroeven

Het voortstuwingsstelsel van de FH-227 B bestaat uit :

- een turbinemotor ROLLS-ROYCE DART MK 532-7;
- een schroef DOWTY ROTOL R 257/4-30-4/60 met verstelbare spoed.

Het instellen van het vermogen gebeurt door middel van de vermogenshandel ("POWER LEVER") die tegelijkertijd mechanisch invloed uitoefent op :

- de "Fuel Control Unit" (F.C.U.) teneinde het brandstof-debiet in te stellen;
- de "Propeller Control Unit" (P.C.U.) teneinde de spoed van de schroef aan te passen aan het toerental en het vermogen van de motor;
- de "Water Methanol Control Unit" (W.M.C.U.) om het inspuiten van water tijdens het opstijgen te bevelen.

De "power lever" oefent tevens een reeks elektrische functies uit bij middel van "microswitches" die in verschillende standen van de handel bevolen worden.

Het bedieningsstelsel van de schroef is schematisch weergegeven in bijlage 5.

De werking van de schroef is gekarakteriseerd door de volgende waarden van de spoed :

<u>STOP</u>	<u>BLADE</u> <u>ANGLE</u>	<u>RANGE</u>
Ground Fine Pitch	0°	} Ground Pitch Range Flight Low Pitch Range Flight High Pitch Range
Flight Fine Pitch	16°	
Cruise Pitch	28°	
Feather	83°	

Een "High Pressure Fuel Valve Lever" beveelt de opening van een hoge druk brandstofkraan in de "Fuel Control Unit". Hij bevat een stand "Emergency Out" die mechanisch de "Cruise Pitch Stop" opheft.

3.2. Procedure "Approach to stall"

De procedure die moet gevolgd worden om het manoeuvre "Approach to stall" uit te voeren is beschreven in de OPERATING MANUAL van het vliegtuig.

Ze is weergegeven in bijlage 6.

Het manoeuvre werd ondernomen in de landingsconfiguratie ("Landing" : flaps 40°, gear down). De procedure voorziet dat de instructeur de handel "High Pressure Fuel Valve Lever" in de stand "Emergency Out" plaatst. Dit heeft tot doel het oververhitten van de motor, tijdens het vertragen van de vliegsnelheid, door een eventuele slechte werking van het automatisch systeem ter opheffing van de "Cruise Pitch Stop" te voorkomen.

3.3. Vaanstand van de schroef

De schroef kan manueel of automatisch in vaanstand gebracht worden.

De vaanstand wordt automatisch bekomen wanneer een "power lever" geplaatst wordt voorbij de stand overeenstemmend met een motortoerental van 13.000 t/min. en het koppel overgebracht op de schroef overeenstemt met een druk die lager is dan 50 psi op de "torquemeter".

Van zodra de pomp voor het in vaanstand zetten van een schroef in werking treedt, is de werking voor het automatisch in vaanstand brengen van de andere schroef uitgeschakeld.

3.4. Uitvoering van het maneuver "Approach to stall"

Teneinde de oefening "approach to stall in landingsconfiguratie" uit te voeren vermindert de gezagvoerder, het vermogen van de motoren door de "power levers" achteruit te bewegen. De "H.P. cock" handels worden niet in de stand "E-out" geplaatst. Wanneer het vliegtuig vertraagt wordt het landingsgestel neergelaten en de kleppen geleidelijk in de landingspositie (40°) neergelaten. De vermindering van het vermogen der motoren heeft hun draaisnelheid tussen 8000 en 9000 toeren/min. teruggebracht. Dit regime is het regime bij traagloop bekomen voor een vliegtuig dat vliegt bij een snelheid van 80 tot 90 Kts met de schroefbladen in een vaste stand op 16° (stop van de kleine spoed in vlucht).

Na de werking van de "stick shaker" herneemt de bestuurder de normale vlucht en beveelt : "maximum power, flaps 16° ". Hij vermeerdert zelf het vermogen van de motoren door de "power levers" vooruit te bewegen. Dit maneuver is snel uitgevoerd, de handels over de stand 13.000 t/min. bewogen zijnde, terwijl het motorkoppel nog niet vermeerdert is. Dit veroorzaakt het automatisch in vaanstand stellen van de linker schroef. Het automatisch in vaanstand stellen van de rechter schroef wordt opgeheven, hetgeen oververhitting van de rechter motor met werking van het brandalarm voor gevolg heeft. De twee aanwijzers van de uitlaatgassen ("T.G.T. indicators) overschrijden hun maximum limiet terwijl de aanwijzers van het motorkoppel hun normale waarde niet bereiken en schommelen.

Om het maximum motorvermogen te bekomen, moet men geleidelijk de "power levers" vooruit bewegen en de "fuel trim" bijregelen terwijl de werkingsparameters van de motoren, en zeer speciaal de aanwijzers van de uitlaatgassen ("T.G.T. indicators") in het oog moeten gehouden worden.

Wanneer de "power levers" vooruit bewogen worden, vermeerdert het brandstofdebiet om een hoger vermogen te bekomen. De regeling van de motor en zijn schroef is zodanig dat de vermeerdering van het vermogen een verhoging van het toeren-tal van het geheel teweeg brengt.

De motor moet, naarmate de "power lever" vooruit bewogen wordt, zodanig kunnen versnellen dat het geleverde vermogen overeenstemt met het brandstofdebiet. Alle teveel aan brandstof veroorzaakt een oververhitting van de motor.

De "propeller control unit" regelt het regime van de motor en de schroef tussen 11.000 en 15.000 t/min. Wanneer men het vermogen in vlucht vermindert is het aanbevolen een regime van 11.000 t/min. ("minimum selectable RPM") en een motorkoppel overeenstemmend met 60 psi op de "torquemeter" te behouden.

4. BESLUITEN

4.1. Vastgestelde feiten

1. De bemanning was bevoegd om de vlucht uit te voeren.
2. Het vliegtuig was in goede staat van luchtwaardigheid.
3. De bestuurder in opleiding, gezeten in de linker zetel, deed de besturing van het vliegtuig, onder toezicht van een bestuurder-instructeur, die rechts zat.
4. Het manoeuvre "approach to stall" werd uitgevoerd zonder dat de aanbevolen procedure gevolgd werd.

5. Het terug bijgeven van gas tijdens het herstellen van de normale vlucht is snel gebeurd zonder een aangepast toezicht van de controle-instrumenten van de motoren, in het bijzonder de temperatuuraanwijzers.
6. De plaats en de hoogte waar het stilvallen van beide motoren is voorgevallen liet aan het vliegtuig niet toe de luchthaven van Brussel-Nationaal te bereiken in zweefvlucht.
7. Tijdens het technisch onderzoek werden geen defekten of gebreken aan het vliegtuig vastgesteld.

4.2. Oorzaak van het ongeval

De oorzaak van het ongeval is een noodlanding als gevolg van het stilvallen van beide motoren in vlucht. Dit stilvallen in vlucht is te wijten aan de beschadiging van de motoren door sterke oververhitting van de turbines als gevolg van een verkeerde behandeling van de motorbedieningen door de bestuurder na een manoeuver van draagkrachtverlies in landingsconfiguratie. De instructeur heeft geen voldoende toezicht op deze behandeling gehouden.

Dit rapport is goedgekeurd door de leden van de onderzoekscommissie :

J. VAN LAER, voorzitter
J. BRITTE
E. VERHOEVEN
M. HOMBLE
J. DETIENNE
R. FRANCOIS
I. DEVISSCHER

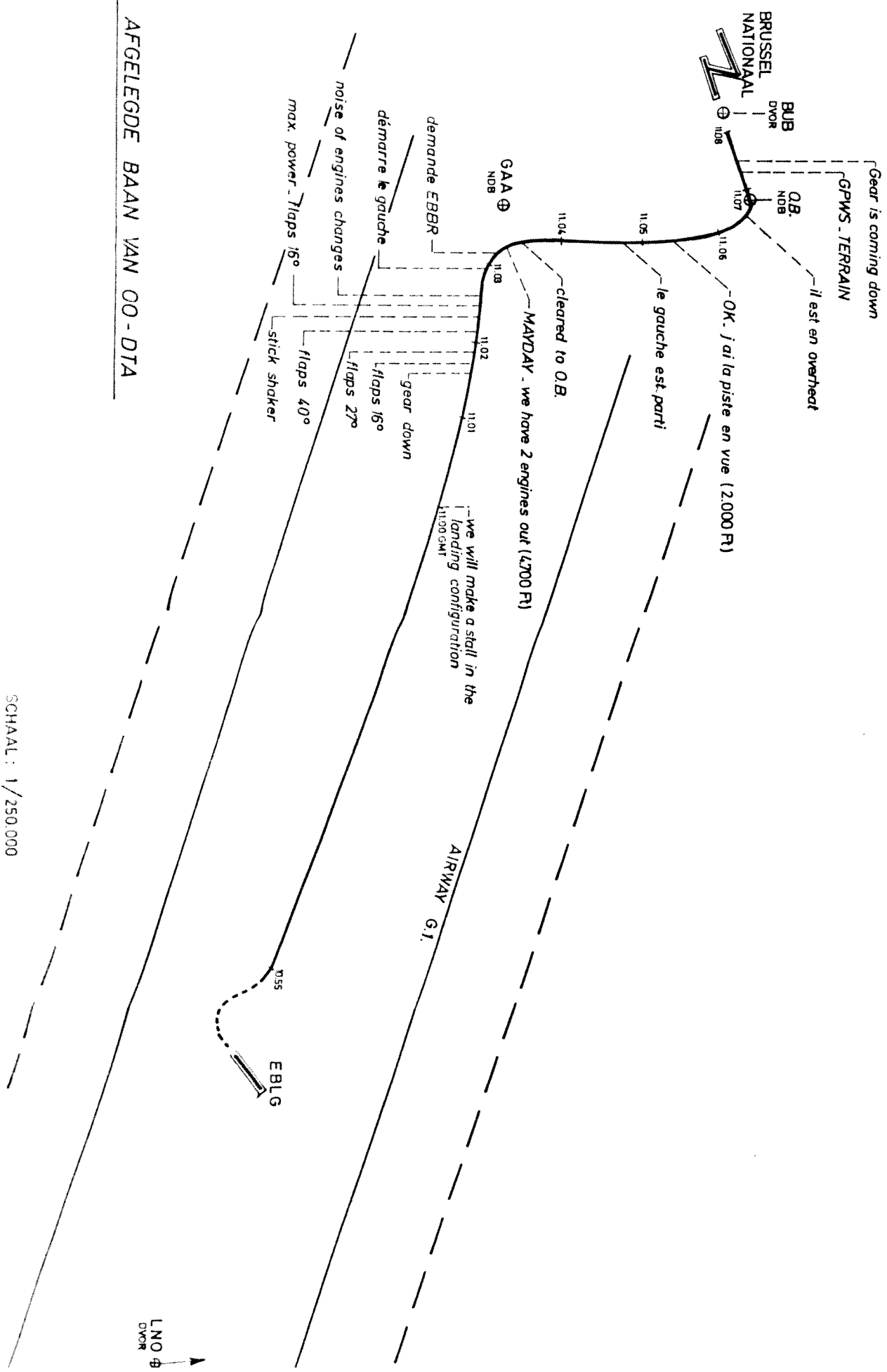
+

+

+

BIJLAGEN

1. Traject van het vliegtuig.
2. Opname van de gesprekken.
3. Gegevens van de "flight recorder".
4. "Engine Defect Reports".
5. Schema : bedieningssysteem van de schroef.
6. Procedure "Approach to stall".



AFGELEGDE BAAN VAN OO-DT

SCHAAL : 1/250.000

	STEMOPNAME BANDRECORDING PLM	COCKPIT VOICE RECORDER COCKPIT AREA MICROPHONE	ACTIONS AND COMMENTS
<u>LOCAL TIME</u>	<u>FROM</u>		
12.56'43"	OO-DTA OO-DTA	(I. = Mr. SELLENS François) (P. = Mr. ELAVIA Keki)	(According to the declarations from the flight instructor)
	AWY OO-DTA		
12.59'53"	OO-DTA OO-DTA		
	AWY OO-DTA		
13.00'01"	OO-DTA AWY		
13.00'22"		I. We will make a stall in the landing configuration. I. Inbound to G.A.A. We will keep practically the same altitude in that case. P. Right now ? I. Yes.	
13.00'49"	OO-DTA		
13.00'57"	AWY OO-DTA		
13.01'08"		P. Gear Down I. Down	I. Selects gear down
13.01'17"		I. Take heading 270. P. 270.	(gear coming down)
13.01'32"		P. Flaps 16. I. 16.	I. Selects fl. 16

13.01'43"

P. 27.

I. Selects fl. 27.

13.01'59"

I. 27.

I. Selects fl. 40.

13.02'01"

I. 27 is set.

I. Selects fl. 40.

13.02'17"

P. Flaps 40.

I. Flaps 40.

13.02'23"

I. Flaps 40.

I. Flaps 40.

13.02'27"

I. Oh you get it stick shaker.

I. Selects fl. 16 and increases fuel trim to 50 %.

13.02'29"

P. Max power - Flaps 06.

I. Noticed both TGT's going off scales.

13.02'30"

I. Flaps 16 - Trim coming up.

P. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'38"

I. Oh (noise of engines changes).

Left hand engine auto-feathers.

13.02'39"

P. Il n'y a pas de fuel ou quoi ?

I. Noticed both TGT's going off scales.

13.02'42"

P. OK. Gear up.

P. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. You got fire ?

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. Stand by.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

.....

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. What's that ? What happened ?

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Stand by.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. Tu n'as pas un fire ou un cross-feed ?

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. Ce n'est rien, ce n'est rien. Il n'y a pas de feu ici.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. Démarre le gauche.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

P. Put the gear up.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.02'42"

I. Goddammed.

I. Noticed torque meters well below normal and oscillating.

13.03'07"

OO-DTA

And OO-DTA.

I. Oh merde - Goddamned.
P. Où est-ce qu'on est ?

P. Ce n'est rien l'autre est bon he !

13.03'18"

AWY

We have a problem can you start us to EBBR ?
OO-DTA you want to come in to Brussels correct.

P. You can get the one going.

OO-DTA

Affirmative sir.

Roger sir turn right inbound Bruno RWY 25 left.

P. Tu as Bruxelles ?

Tu lui dis MAY DAY.

13.03'26"

13.03'29"

13.03'31"

OO-DTA

... Unreadable ... MAY DAY MAY DAY because we have 2 engines out.

AWY

Roger OO-DTA RWY 25L in use you'd like to descent now.

OO-DTA

Affirmative.

Roger sir you are cleared to turn inbound to the OB and make a visual, if you wish call approach 118.25.

13.03'45"

13.03'57"

13.03'59"

13.04'01"

13.04'08"

OO-DTA

118,25 good day.

I. Flaps coming up.

P. OK. Get the gear up.

P. Tu pourrais démarrer ça tu sais.

P. Tu coupes la pompe, sinon la pompe va être foutue he !

P. Fais le shot one hein sur l'autre.

I. Oui.

I. Selects gear up.

I. Selects fl. 0°.

P. Selects L.H. HP cock : feather

I. Tries shot #1 again and checks visually : no indication of smoke or fire, propeller stopped.

(Noise of engines changes)
INTERRUPTION OF VOICE RECORDER

(Starting of left engine)
(See note below)

13.04'15"

13.04'50"

P. Easy hein.

P. Et le gauche il est parti hein !

I. Ca va.

P. Bon je vais aller sur l'O.N.

P. Take it easy he !

I. Ja, ja, OK.

I. ... Oui, oui, d'accord mais ...
ouiP. Tu as de la fumée quand même
hein !P. Pais le shot two sur le deux he.
On prend l'APPROCHE. Mets-moi
le VOR de Bruxelles en même
temps ... vois la piste ?P. OK. J'ai la piste en vue he ! Tu
lui dis.

P. Mets the gear down.

P. Flaps 16.

I. Flaps 16 ?

P. Yes.

OK. Check list.

13.04'57"

(O.M. ?)

I. Wants to explain to P.
the 2 engines were
burned up during the
recovery.Smelling some smoke
(very little) coming
through the air condi-
tioning system.

I. Selects shot # 2.

13.05'15"

13.05'32"

OO-DTA

OO-DTA.

APP

Go ahead OO-DTA.

OO-DTA

Roger we have the field and euh - we're
coming in for a full stop.

APP

Report short final for 25L 240° 9 Kts.
QNH 1013.

13.05'42"

13.05'45"

13.05'52"

OO-DTA

Roger and we have one engine running
now.

APP

Roger.

I. Selects fl. 16.

13.06'06"

13.06'07"

13.06'10"

13.06'22"

13.06'30"

13.06'35"

13.06'42"

13.06'47"

13.06'54"

13.06'56"

APP
OO-DTMA is cleared to land on the 25L.
OO-DTMA
OTA roger.

P. Flaps 16 you have.

I. 16.

I. The gear down ?

I. Shall we keep it up ?

P. Keep it up we are low he !

OK.

... ce n'est rien ...

I. Try to give some more power, otherwise we are going to be short.

.....

P. Tu me rappelles un peu les vitesses.

P. Ah non he !

P. Comment cela se fait dit ?

I. Il est en overheat hein.

P. Comment il est en overheat ?

I. Il est en overheat hein.

P. Mais le fuel trim il est trop haut.

I. Oui, mais ce n'est pas ça. On avait les deux, les deux moteurs.

P. Bon le train il sort ou quoi ?

I. Non pas encore.

P. Bon, alors on va faire un flap 27 landing.

I. Ja, keep up your speed.

P. Applying power on left engine.

I. Sees T.G.F. rising over 1000°C, selects LH-HP cock to feather.

13.06'58"
13.07'05"

OO-DTA

And OTA we are unable to reach the field.

P. Il est en overheat et l'autre aussi.

I. Oui regarde he, tous les deux hein. Je vais essayer de ...

13.07'13"
13.07'16"

APP

Roger sir, now 240°, 10 Kts

G.P.W.S. "TERRAIN" (during 14 seconds).

P. On va staller ici dit.

13.07'22"
13.07'26"

OO-DTA

And OTA we are going to take it in the field.

I. Oui atterrissez he !

I. Gear is coming down.

(3 interruptions on voice recorder)

P. François.

I. Oui

P. On va faire une fois la check list.

I. Oui, oui.

P. Ca ne brûle pas ?

I. Non, ça ne brûle pas.

I. On a fini avec la check list je crois he.

I. On n'a pas oublié des tanks valves he.

P. Non, non.

I. Les tanks valves sont fermées ?

I. RH power lever closed.

HP cock E out (realized it was in "closed" and not in "feather" - Emergency fuel shut-off : open Feather button : pull - No increase in r.p.m., no light off. I. remembered engine blocked (noise). Both contin. ignition switches "OFF".

I. Landing gear "down".

I. Crash bar "down".

LANDING

I. Both emergency fuel shut off : "pull".

13.08'19"
13.11'31"

APP

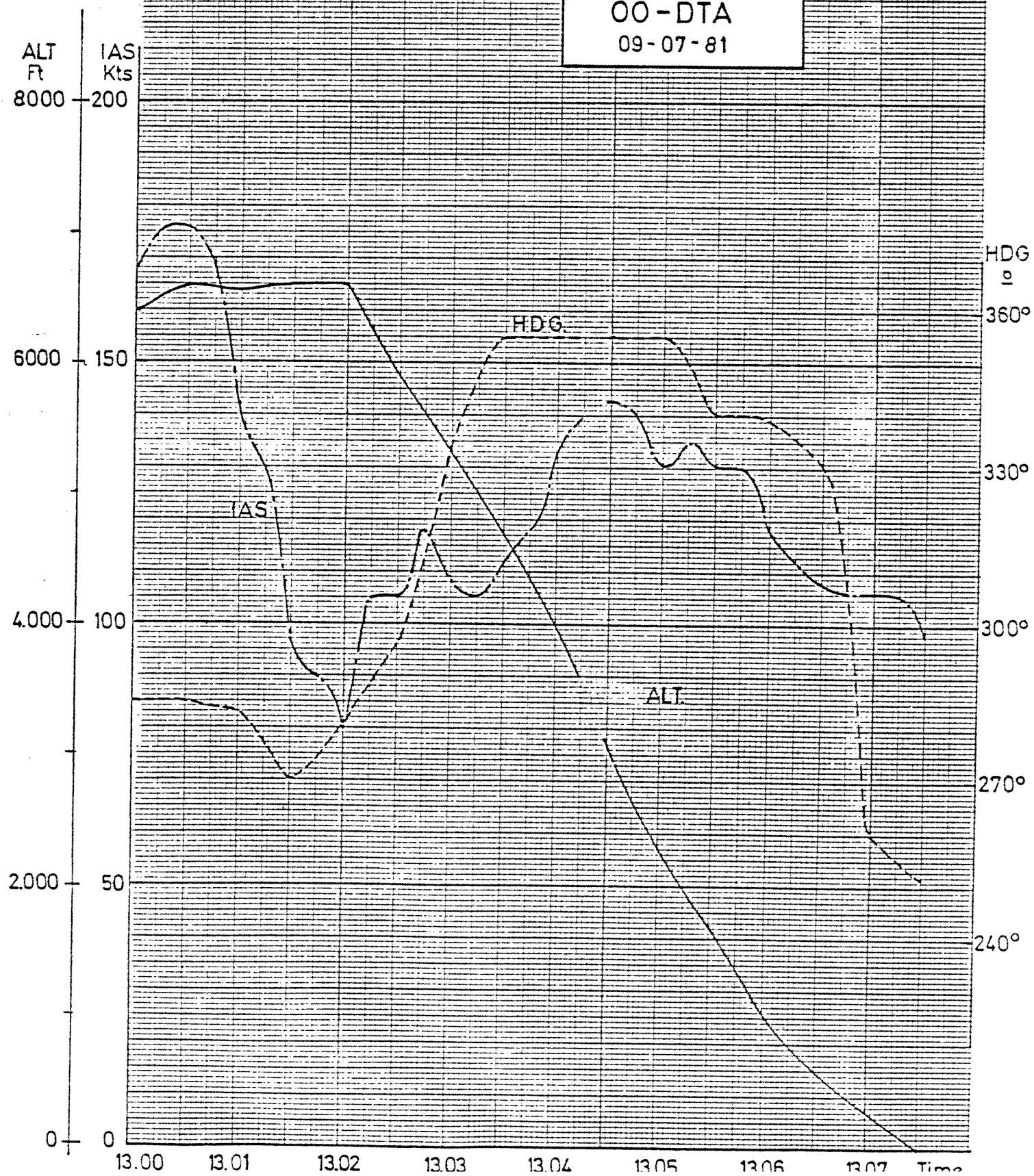
Roger
OO-DTA do
you read

[NOTE : this is not registered on the voice recorder.

13.12'19"	OO-DTA	Yes we are in the prolongeded of the RWY on the ground and will you better send somebody down here, nobody injured but the aircraft is of course total loss.	P. Il n'y a plus rien. I. Non, il n'y a plus rien. I. Tu as remarqué ça, j'avais mis les batteries off hein.
13.12'32"	APP	Yes DTA everybody is advised, the fire-brigade and the police will soon arrive.	INTERRUPTION
13.12'42"	OO-DTA	No everything is normal, nobody hurt.	
13.12'50"	APP	Nobody hurt.	
13.12'53"	OO-DTA	OK thanks.	
13.12'53"	APP	It was a training flight.	
13.12'53"	APP	Confirm it was a training.	
13.12'53"	OO-DTA	Yes OK switching off.	
13.12'53"	APP	Roger	

Note : Cockpit Voice Recorder
 stops when voltage
 falls below 18 V.

Flight Accident
00-DTA
09-07-81



Blindley Heath, Lingfield,
 Tel. Lingfield, Surrey (0342) 832646
 Telex 95260 (Hansus G)
 Cables Hansussex, Lingfield

ENGINE DEFECT REPORTQ.C. No. 685

Engine Serial No.	Engine Type	H & S Works Order No.
14459	Rolls Royce Dart MK 532-7	51491
Time Since Overhaul	Time Since New	Previous Overhauler
1398 hours	4734 hours	Hants & Sussex Aviation
Operator	Sabena	
Customer's Ref.	S 6474 DD 007	
Ex. Aircraft	Fairchild FH-227B CO-DTA No.1	
Reason for Removal	Turbine damage	

Port Engine Units and Accessories

<u>Description</u>	<u>Type</u>	<u>Serial Number</u>
Propeller	R257/4-30-4/60	DRG/284/66
Propeller Control Unit	CU 84	DRG/785/71
Feathering Pump	RFP 26	DRG/1119/66
Low Torque Switch	L944738R	S/ 16696
Fuel Pump	GB 222-3AU	B 6746
Flow Control Unit	CCU 509-110AY	B 4475

Circulation:

Mr. P. Van Der Jeught	Sabena	3
Mr. F. Torbeyns	Sabena	1
Mr. P. De Swert	Sabena	1
Mr. J.S. Somerville	Airclaims	1

ENGINE DEFECT REPORT

Q.C. No. 685

Engine Serial No.	Engine Type	H & S Works Order No.
13320	RollsRoyce Dart MK 532-7	51490
Time Since Overhaul	Time Since New	Previous Overhauler
1481 hours	18,842 hours	Hants & Sussex Aviation
Operator	Sabena	
Customer's Ref.	S 6474 DD 007	
Ex, Aircraft	Fairchild FH-227B OO-DTA No.2	
Reason for Removal	Turbine damage	

Starboard Engine Units and Accessories

<u>Description</u>	<u>Type</u>	<u>Serial Number</u>
Propeller	R257/4-30-4/60	DRG/446/66
Propeller Control Unit	CU 84	DRG/27/62
Feathering Pump	RFP 26	DRG/2817/66
Low Torque Switch	L944738	S/ 6256
Fuel Pump	GB 222-3AU	L834497 LR
Flow Control Unit	CCU 509-110AY	B 11940

Engine Defect Report Q.C. No. 685

Introduction:

The subject engines and associated propellers were removed from the aircraft following an emergency landing short of the runway. The circumstances leading up to the forced landing were described as follows:

1. During a training flight, a stall check was being carried out, and on application of power to both engines, the number one engine autofeathered.
2. The feathering drill was completed on the number one engine when number two engine firewarning sounded.
3. The number two engine was feathered, the fire drill completed and the firewarning ceased.
4. The number one engine was relit, but on application of power the T.G.T. was observed to rise to 1000°C. This engine was therefore immediately shut down again.
5. The aircraft landed in a field, short of Brussels Airport, without further incident.

On removal of both engines, severe turbine damage was noted, and the engines and propellers were routed to Hants & Sussex Aviation for defect investigation.

Defect Investigation:

On receipt of both engines, an initial external inspection was carried out. All filters were found to be satisfactory, the number one engine was free to rotate, whereas the number two engine was completely seized.

The combustion chambers were removed, stripped and inspected. No defect other than average in service deterioration was noted. The fuel burners were removed and subjected to an as-received flow check. In addition, the following engine accessories were also removed and subjected to as-received rig testing in accordance with the relevant overhaul test schedules, and the following comments noted.

1. Fuel Burners

Rig testing of both sets of burners showed that only very minor deviations to the overhaul schedule were present. The flow rates and cone angles were found to be acceptable and no evidence of leaking was detected. Minor streaking of the spray pattern was noted, but considered to be typical of part life burners.

2. Fuel Pump and Flow Control Unit

The above units were rig tested in tandem, so as to closely simulate installation on the engine. Both sets of units were found to be operating satisfactorily and correctly to the overhaul test schedule, with respect to throttle valve and barometric capsule performance. Both F.C.U.'s were found to have the idle fuel flow set at above the 36 gallon per hour figure, but this has been found to be a normal in-service practice to maintain an adequate engine idling speed to ensure the generators stay on line.

Defect Investigation (cont.)

3. Low Torque Switch

Both switches were tested while remaining assembled to the Water Methanol Control Unit. No electrical or mechanical defect was found and the switches were then removed and tested independantly.

Both switches were found to close at a pressure above the 40 p.s.i. minimum figure, but the Port engine switch was found to open at 58 p.s.i., 3 p.s.i. over the maximum limit of 55 p.s.i. This discrepancy is not considered to be significant in terms of the operating performance of the switch.

4. Feathering Pump

The feathering pumps were rig tested to the overhaul schedule. All parameters in terms of pump flow and delivery pressure were satisfactory, as was the motor performance.

5. Propeller Control Unit

Both units were function tested on the overhaul test rig. All operating parameters were found to be satisfactory when compared with the overhaul test schedule, and all solenoids and electrical switches were found to be operating correctly.

6. Propeller

The propeller blades were removed to enable the pitch lock and piston mechanisms to be function tested. During this operation the switch angle settings were checked out and found to be satisfactory.

The hub and pitch lock assemblies from both propellers were function tested in accordance with the overhaul test schedule and were found to be operating satisfactorily.

The turbine sections of the engines were removed and stripped. Very severe damage was noted and a considerable amount of debris had been released. All blades in all turbine stages had been burnt through the aerofoil, leaving only the lower $\frac{1}{3}$ of the blade remaining in the disc.

The three stages of nozzle guide vanes had suffered from a combination of burning and impact damage. No evidence of any prime failure was noted, with all the damage considered to be secondary to an engine overfuel condition.

Examination of the compressor and reduction gear assemblies revealed no defect and both areas were considered to have been operating satisfactorily at the time of the subject incident. The propeller shaft pitch oil transfer tubes were pressure tested and the leakage rates from each line measured. Both reduction gears were found to be satisfactory, with the leakage rates being within the overhaul manual limits.

Discussion:

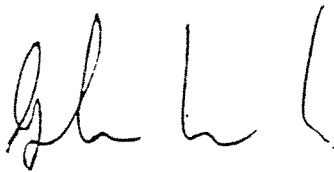
Turbine burnouts in the Dart engine take place when the air/fuel ratio is radically different to the design requirements, and occur when a high fuel flow is selected, when the engine speed is low, hence a low mass flow of air through the engine. This very high ratio of fuel to air can burn off the H.P. turbine blades in a very short period of time, estimated at less than 10 seconds.

Past experience has shown that the very low engine speeds can result from over coarse propeller blade angles due to hanging on the high stop, or by the propeller blades coarsening off due to an engine auto feather. In addition, rapid movement of the throttle to take off power when the propeller is against the flight fine stop can create a large increase in fuel flow and the P.C.U. is unable to fine off the propeller blades to allow the engine to accelerate.

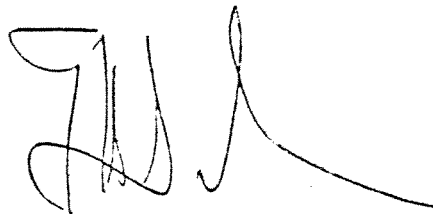
As it can be seen from the investigation on the engines and accessories, no defect was found which would have given rise to any of the above set of circumstances. It is concluded that the cause of the engine failures was the result of some defect not in the systems or units examined by Hants & Sussex Aviation, or by the mis-handling of the engines during flight.

Conclusions:

1. Failure of both the number one and number two engine is considered to have been caused by a severe short term turbine overheat.
2. No defect or failure was found in either engine, propeller or the associated accessories which would have caused a turbine burnout.
3. It is considered that the firewarning on the number two engine was secondary to a turbine overheat.
4. In view of the investigation and findings as carried out by Hants & Sussex Aviation it is concluded that the cause of the double engine burnout was a result of some defect in the aircraft systems or by mis-handling on the engine in flight.



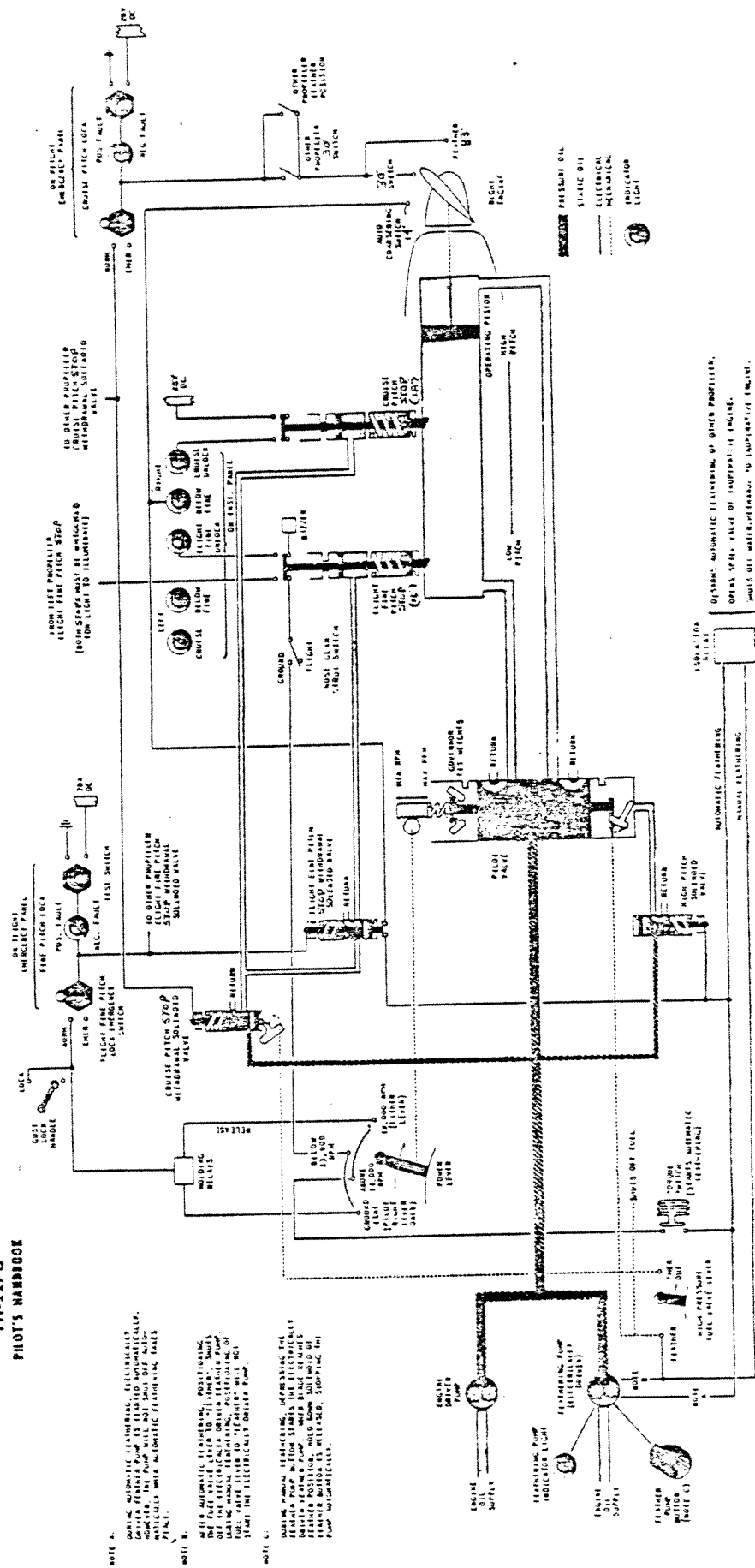
G. Truesdale
Technical Services Engineer



As approved by:
J.A. Dickens
Technical Director

7th. September, 1981.

**FAIRCHILD MILLER
FH-227B
PILOT'S HANDBOOK**



Propeller Schematic
Figure I-3-1



A. Approach to Stall, T. O. Configuration (16° flaps, gear down)

Recover as follows:

TRAINEE

1. Nose slightly forward, Trainee commands "MAX. POWER" - Instructor calls "TRIM COMING UP."
2. Rotation 5 knots below V_2 .
3. Trainee commands "GEAR UP" (when positive rate of climb established as evidenced by the downward movement the barometric altimeter stopping) - Instructor repeats, "GEAR UP."
4. Reduce power so as to remain at altitude and airspeed to begin next maneuver.

B. Approach to Stall, Clean Configuration

Recover as follows:

TRAINEE

1. Nose slightly forward, Trainee commands "MAX POWER," - Instructor calls "TRIM COMING UP."
2. Command "FLAPS 16°" (flaps are put down to aid the recovery) - Instructor repeats, "FLAPS 16°".
3. Rotation 5 knots below V_2 .
4. Reduce power so as to remain at altitude and airspeed to begin next maneuver.

Trainee may call commands "1" and "2" together. For example: "MAX. POWER - FLAPS 16." Trainee will apply maximum RPM, and Instructor will call out, "TRIM COMING UP, FLAPS 16°".

C. Approach to Stall, Landing Configuration (40° flaps, gear down)

Recover as follows:

TRAINEE

1. Nose slightly forward. Commands "MAX. POWER" - Instructor calls "TRIM COMING UP".
2. "FLAPS 16°" - Instructor repeats, "FLAPS 16°."
3. Rotation 5 knots below V_2 .
4. "GEAR UP" (positive rate of climb established as noted above) Instructor repeats "GEAR UP."

delta air transport n.v.

ANTWERP AIRPORT B-2100 DEURNE BELGIUM

FH-227 B OPERATING PERFORMANCE
MANUALSlow Flight - (cont'd)

- A.) Slow flight may also be given in an exercise involving maintaining a constant airspeed while executing climbing turns and descending turns. Example: maintain 145 knots, begin on heading 090 at a given altitude. Climb at 500 fpm while turning to a 270° heading (standard rate turn) Upon reaching 270° immediately turn back to 090 (standard rate) while descending to previous altitude at 500 fpm.

8. APPROACH TO STALLS

Only approaches to stalls should be conducted, never full stalls. They will not be conducted below 5,000' AGL. The stick shaker will normally be operative, however, during initial training the trainee will practice without the stick shaker until he has no difficulty in recognizing the approach to the stall. The instructor must place the H. P. cocks in "E-out" position and should switch to "bypass" for the spill valves.

This maneuver will be conducted in 3 configurations:

1. Takeoff (flaps 16°, gear down)
2. Clean
3. Landing (flaps 40°, gear down)

All three approaches will be conducted the same except one must be done in a 15° bank turn. The instructor will tell the trainee when to disregard the heading, otherwise all the approaches to stall will be entered holding a specified altitude, heading, and power setting (60 psi). Throughout the maneuver, the trainee will attempt to maintain heading and altitude, and will cause the airspeed to bleed off by smooth, steady back pressure on the yoke as necessary to maintain the altitude.

The approach to the stall will be recognized by the stick shaker or if inoperative, by either a buffet or sink rate. Recovery will be initiated on recognition of any of these signals. When the stick shaker is inoperative and the maneuver is performed smoothly, the rate of climb will usually warn of the approaching stall first. All recoveries will be with maximum power. Recoveries will always be accomplished by lowering the nose slightly, and at the same time calling for "MAX POWER". (Pilot flying will handle the power levers and the other pilot will respond by repeating any configuration command and by calling out "trim coming up" when maximum power is requested.) After back pressure is released, allowing the nose to lower slightly, and power has been applied, a rotation should commence approximately 5 knots below V_2 . Avoid secondary stall buffet.