



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Pilatus "Turbo-Trainer" PC-7 HB-HON

vom 9. September 1970

bei Unterehrendingen/AG

Zirkularbeschluss

U N T E R S U C H U N G S B E R I C H T

über den Unfall

des Flugzeuges Pilatus "Turbo-Trainer" PC-7 HB-HON

vom 9. September 1970

bei Unterehrendingen/AG

0. ZUSAMMENFASSUNG

Anlässlich eines VFR-Fluges zur Erprobung eines Feuerleitgerätes stellte das Triebwerk in geringer Höhe ab. Dem Piloten gelang es nicht, die Gasturbine wieder anzulassen und er setzte das Flugzeug mit eingefahrenem Fahrwerk auf einem Feld auf.

Das Flugzeug wurde bei der Landung erheblich beschädigt. Die beiden Insassen, der Pilot und ein Passagier, erlitten keine Verletzungen.

Der Ausfall des Triebwerkes ist auf einen Unterbruch in der Treibstoffzufuhr, mit hoher Wahrscheinlichkeit infolge Fehlbedienung der Treibstoffversorgungsanlage, zurückzuführen.

1. UNTERSUCHUNG

Der Unfall ereignete sich am 9. September 1970 um 1447 Uhr Lokalzeit und wurde kurz nach 1500 Uhr dem Chef des Büros für Flugunfalluntersuchungen, der sich zufälligerweise auf dem Flughafen Zürich aufhielt, durch einen Beamten des Amtes für Luftverkehr mündlich mitgeteilt.

Die Untersuchung wurde am gleichen Tag um 1800 Uhr auf der Unfallstelle durch den Unterzeichneten Beamten eröffnet.

Die kantonalen Behörden nahmen an der Untersuchung nicht teil.

2. ELEMENTE

21. Flugzeuginsassen

211. Pilot: Jahrgang 1925

Gültiger Führerausweis für Linienpilot, ausgestellt am 4.

November 1954 mit Erweiterungen für die Ausbildung von Berufspiloten vom 19. Juli 1961 und für Instrumentenfluglehrer vom 24. März 1964.

Gesamte Flugerfahrung: 10'391:20 Stunden, davon 155:16 Stunden in den letzten 3 Monaten; Flugerfahrung auf PC-7 (HB-HON): 8:41 Stunden, bestehend aus:

- 1 Überflug Paris-Zürich am 5. Juni 1967;
- 4 Lokalflüge ab Zürich, ausgeführt in der Zeitspanne vom 25. August bis 20. November 1968;
- 1 Lokalflug ab Zürich am 20. September 1969;
- 1 Lokalflug ab Zürich am 16. April 1970.

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für irgendwelche gesundheitliche Störungen zur Zeit des Unfalles.

In den Akten des Eidg. Luftamtes sind keine Unfälle oder Verstösse gegen die Vorschriften verzeichnet.

212. Fluggast: Jahrgang 1935

Gültiger Führerausweis für Privatpiloten, ausgestellt am 2. Dezember 1969 mit Erweiterung für Radiotelefonie vom 15. Juli 1970.

Flugerfahrung rund 50 Stunden.

Der Fluggast sass auf dem hinteren Sitz und nahm an der Führung des Flugzeuges nicht teil.

22. Flugzeug

221.

| | |
|------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Eigentümer und Halter: | Firma Contraves AG, Zürich |
| Muster: | Pilatus "Turbo-Trainer" PC-7 mit Turbine Pratt-Whitney PT6A-20 und Dreiblattpropeller Hamilton Standard 23LF-363 (Prototyp eines P-3 Umbau) |
| Konstrukteur und Hersteller: | Pilatus Flugzeugwerke AG, Stans |

Stundenkontrolle 27:11 Stunden.

224. Das Fluggewicht und der Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.

23. Gelände

(s. Landeskarte der Schweiz 1:50'000, Baden, Blatt 215)

Die Notlandung erfolgte auf einem Feld, nördlich der Lägern, bei Unterehrendingen, 4,5 km nordöstlich Baden.

Koordinaten: 668'925/261'425 in 460 m/M.

24. Wetter

Bewölkung: 1/8 Cu auf 1800 m/M

Wind: 250° / 10 kt

Sicht: 20 km

Lufttemperatur: + 25° C

Luftdruck: 1220 mb QNH

25. Organisation

Der Unfall ereignete sich anlässlich eines Werkfluges (Radarflug) der Contraves AG zur Erprobung eines Feuerleitgerätes.

Diese Gesellschaft war im Besitz einer befristeten Bewilligung, ausgestellt durch das Eidg. Luftamt, für die Durchführung von Messflügen mit Unterschreitung der vorgeschriebenen Mindestsicherheitsflughöhen. Diese Bewilligung war mit Auflagen verbunden, die beim Unfallflug berücksichtigt wurden.

3. FLUGABLAUF UND UNFALLHERGANG

31. Mittwoch, den 9. September 1971 um 1348 Uhr LMT, startete der Pilot auf dem Flughafen Zürich am Steuer des Flugzeuges HB-HON zu einem Radarflug über dem Wehntal, nördlich der Lägern. Der Pilot hatte den Auftrag, nach Sichtflugregeln und nach Anweisungen einer bei Sunikon aufgestellten Bodenstation Volten von rund 7 km Längsdehnungen in Höhen zwischen 650 und

750 MSL zu fliegen. Das Flugzeug hatte er voll aufgetankt und mit Treibstoffdurchflusszähler auf 0 gestellt übernommen. Während des ersten Teils des Fluges erfolgte die Treibstoffversorgung aus dem inneren Flügeltank rechts (cruise). Nachdem rund 2/3 des Inhaltes verbraucht waren, schaltete der Pilot den Haupthahn auf AEROBATIC (innerer Flügeltank links) um. Bevor der Vorrat des zweiten inneren Tanks erschöpft war, wechselte er auf die Flügelenktanks über. Rund 8 Minuten nach der letzten Manipulation ging in rund 80 m AGL die Triebwerkleistung plötzlich zurück. Als erste Reaktion schaltete der Pilot die zweite Förderpumpe und die Zündung ein. Als keine Zündung erfolgte, riss er den Reise-Gruppenwählhebel nach oben auf Stellung CENTER zurück, jedoch ohne Erfolg. Der Pilot beschloss daher notzulanden und steuerte seinen Tiefdecker auf eine rechts vor ihm liegende hindernisfreie Fläche zu. Das Flugzeug setzte im direkten Anflug mit eingefahrenem Fahrwerk auf Grasboden auf und kam nach einer Ausrutschstrecke von 85 m in einem Acker zum Stillstand, Feuer brach keines aus und die beiden Insassen vermochten das Flugzeug ohne fremde Hilfe zu verlassen.

4. SCHÄDEN

41. Der Pilot und sein Passagier erlitten keine Verletzungen.
42. Das Flugzeug wurde bei der Landung erheblich beschädigt.
43. Am Boden entstand nur geringfügiger Flurschaden.

5. WEITERE FESTSTELLUNGEN

51. Technische Untersuchung

511. Auf der Unfallstelle

Schleifspuren am Boden liessen erkennen, dass das Flugzeug zuerst mit dem Heck, dann mit dem Rumpfmittelteil und dem linken Flügelenktank in Richtung 300° GEO aufsetzte und kurz vor dem Anhalten eine Linksdrehung um die Hochachse von rund 60° ausführte, bevor es im leicht abfallenden Gelände, in Bauchlage und nach rechts geneigt, zu liegen kam.

Äusserlich zeigte die Struktur des Flugzeuges keine grossen sichtbaren Deformationen. Der Dreiblattpropeller war vom Turboaggregat getrennt und lag eingeklemmt unter dem Wrack zwischen Rumpf und Vorderkante des rechten Flügels. Beide Flügelendtanks trugen Spuren von Bodenberührung. Während der rechte dicht geblieben war, wies der linke Tank ein faustgrosses Loch auf, aus welchem der Inhalt, von der Ortsfeuerwehr mit Hilfe eines Plastikbeutels zum grösseren Teil aufgefangen, herausgeflossen war. Als der Unterzeichnete auf der Unfallstelle eintraf, lag der Plastikbehälter unter dem rechten Flügel, um Treibstoff aufzufangen, der aus dem Einfüllloch des rechten Flügelendtanks sickerte. Der Verschlussdeckel des rechten Flügelendtanks, sowie eine Stabantenne und der Glaskolben des Antikollision-Drehfeuers, lagen zerstreut am Boden, entlang der vom Flugzeug hinterlassenen Rutschspuren. Die Flügel tanks (aerobatic und cruise) wiesen keinerlei Beschädigungen oder Deformationen auf. Beide Einfülldeckel waren normal geschlossen.

Im Cockpit liess sich folgendes feststellen:

- Der Treibstoff-Haupthahn befand sich auf Stellung "CLOSED";
- der Reise-Gruppenwählhahn stand auf Stellung "CENTER";
- der Brandhahn war offen und in dieser Stellung gesichert;
- der Durchflusszähler zeigte einen Treibstoffverbrauch von 124 l an.

Beim Einschalten des elektrischen Bordnetzes zeigten die vier Treibstoffuhren folgende Mengen an:

- Flügelendtank links: leer
- Flügelendtank rechts: voll
- Flügel tank links (aerobatic): leer
- Flügel tank rechts (cruise): ca. 60 l

Am folgenden Tag wurde das Flugzeug demontiert und zur weiteren Untersuchung ins Herstellerwerk nach Stans überführt. Beim Entleeren der einzelnen Tanks konnte festgestellt werden, dass die Vorgefundenen Mengen mit den von den Treibstoffuhren angezeigten Werten übereinstimmten.

512. Im Herstellerwerk

Die visuelle Inspektion des Triebwerkes ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Die Detailuntersuchung der Treibstoffversorgungsanlage ergab folgendes:

- Die Zerlegung des Treibstoffmessreglers, der Hochdruckpumpe, des Hauptfilters und der Treibstoffhahnen erbrachte keine Hinweise dafür, dass sich diese Bauteile nicht in flugtüchtigem Zustand befunden hätten. Die Lagerung des Reise-Gruppenwählhahns war bei der Landung in einer Weise deformiert worden, die zu einer Verstellung des Hahns auf eine Zwischenstellung hätte führen können.
- Die elektrischen Förderpumpen und die Durchfluss-Messanlage wurden einer Funktionskontrolle unterzogen. Die Förderpumpen und der Durchflussmesser wurden in Ordnung befunden. Der Totalisator zeigte 2,5 - 3 % zu wenig an.
- Eine Durchlassprüfung des Rückschlagventils rechts in der Verbindungsleitung der Flügelendtanks ergab bei einer Druckhöhe von 200 mm Kerosinsäule, entsprechend der Endlage des Flugzeuges nach der Landung, einen Durchlass in Sperrrichtung von 2,4 l/Std.
- Die Durchsuchung der gesamten Anlage nach Leckstellen zeigte keine andere als die auf der Unfallstelle festgestellte Undichtigkeit (Loch im linken Flügelendtank). Insbesondere wurde der linke Flügeltank (aerobatic) mit Treibstoff gefüllt und während 15 Minuten beobachtet, ohne dass irgend ein Verlust festgestellt werden konnte.
- Der Zustand der auf beiden Flügelendtanks aufgeschraubten Belüftungsventile gab zu keinen Beanstandungen Anlass. Ein Absaugversuch aus dem beschädigten, aber dicht gebliebenen rechten Flügelendtank, dessen Belüftungsstutzen mit einem Absolutmanometer verschlossen wurde, führte zu nachstehenden Ergebnissen:

Nach einem Druckabfall von 13,9 in.Hg war der Luft- bzw. Gasblasenanteil spärlich. Nach einem solchen von 15,9 in.Hg nahm er etwas zu und die auf der Tankunterseite vorhandene Beule vergrösserte sich. Bei 17,4 in.Hg bildete sich beim Wasserzapfen eine neue kräftige Unterdruckbeule, bei 17,9 in.Hg vergrösserte sich der Luftblasenanteil auf ca. 40 %

und bei 18,7 in.Hg hörte die Förderung - nachdem 11 Liter Treibstoff abgesaugt worden waren - infolge Abreissens der Flüssigkeitssäule ganz auf.

52. Sonstiges

Die an Bord des Flugzeuges mitgeführte Checkliste (Ausgabe 1966) war nicht mehr gültig. Sie entsprach der ersten Stufe des Umbaus mit Original P-3 Treibstoff-Tankanlage und war daher für den Betrieb der später zusätzlich mit zwei Flügelenktanks ausgerüsteten definitiven Ausführung nicht mehr brauchbar. Die vom Herstellerwerk im April 1967 herausgegebene und am Unfalltag gültige Ausgabe enthält betreffend Tankschaltung bzw. Umschaltungen folgende Weisungen:

Starting Engine

Select CRUISE fuel tank and turn to WING TIP TANKS Cruise

- Monitor fuel quantity. Use first fuel from WING TIP TANKS then from CENTER TANK (with fuel selector in CRUISE position), at last select AEROBATIC tank
- For aerobatic manoeuvres, select AEROBATIC fuel tank only.

6. DISKUSSION

61. Der Pilot war im Besitz eines gültigen Führerausweises. Er war formell berechtigt das Unfallflugzeug zu fliegen, aber seine Erfahrung auf diesem Muster war gering.

62. Der vom Eidg. Luftamt ausgestellte beschränkte Lufttüchtigkeitsausweis war am Unfalltag nicht mehr gültig.

63. Die Untersuchung hat keine Anhaltspunkte für eine technische Störung am Triebwerk, an der Treibstoffversorgungsanlage oder für eine mangelhafte Treibstoffqualität geliefert. Vielmehr muss angenommen werden, dass der Triebwerkausfall auf ein Erlöschen der Turbine infolge Leerfliegens des linken Flügeltanks zurückzuführen ist. Der Pilot flog nach seinen eigenen Angaben zuerst auf dem rechten Flügeltank, dann auf dem linken, bis er nach ca. 50 Minuten Gesamtflugzeit den Reise-Gruppenwählhahn auf den Flügelenktank umschaltete. Bedingt durch die Anordnung der

Tankanlage kann aber eine Versorgung aus den Flügelendtanks nur dann stattfinden, wenn der Haupthahn vorgängig auf Stellung "CRUISE" geschoben wird, was im vorliegenden Fall mit höchster Wahrscheinlichkeit unterlassen worden ist.

64. Auf Grund der ermittelten Elemente bezüglich Betriebszeit und Verbrauch und der Befunde am Wrack lässt sich der Ablauf der Ereignisse an Bord und die auf der Unfallstelle angetroffene Situation wie folgt rekonstruieren bzw. erklären. Vom Zeitpunkt des Anlassens des Triebwerkes bis zum Erlöschen der Turbine wurden ca. 128 Liter Treibstoff verbraucht, wovon 54 Liter aus dem rechten Flügeltank, was unter Berücksichtigung des erhöhten Verbrauchs beim Start eine Betriebsdauer von rund 21 Minuten darstellt. Nach dieser Zeitspanne erfolgte die Umschaltung auf den linken (aerobatic) Tank, der dann die restlichen 74 Liter lieferte. Bei der Landung wurde die Lagerung des Reise-Gruppenwählhahns nach oben und hinten deformiert. Dadurch konnte der nach Eintreten der Panne wieder auf Stellung "CRUISE" zurückgestellte Reise-Gruppenwählhahn auf eine Zwischenstellung verschoben werden, was, bedingt durch die Endlage des Flugzeuges am Boden, ein Überfließen von Treibstoff vom linken Flügelendtank zum rechten Flügeltank möglich machte. Ebenfalls, gegeben durch die Querlage des Wracks, konnte auch Treibstoff aus dem linken Flügelendtank durch die Verbindungs-Leitung und das undicht Vorgefundene Rückschlagventil in den rechten Flügelendtank gelangen und von dort aus durch das abgedeckte Einfüllloch ausfliessen.

65. Die Nichtbeachtung der vom Herstellerwerk empfohlenen Tankschaltreihenfolge hat im konkreten Fall insofern eine Rolle gespielt, als der Inhalt der Flügelendtanks für die geplante Aufgabe gereicht und somit weitere Manipulationen an den Treibstoffhahnen im Flug erübrigt hätte.

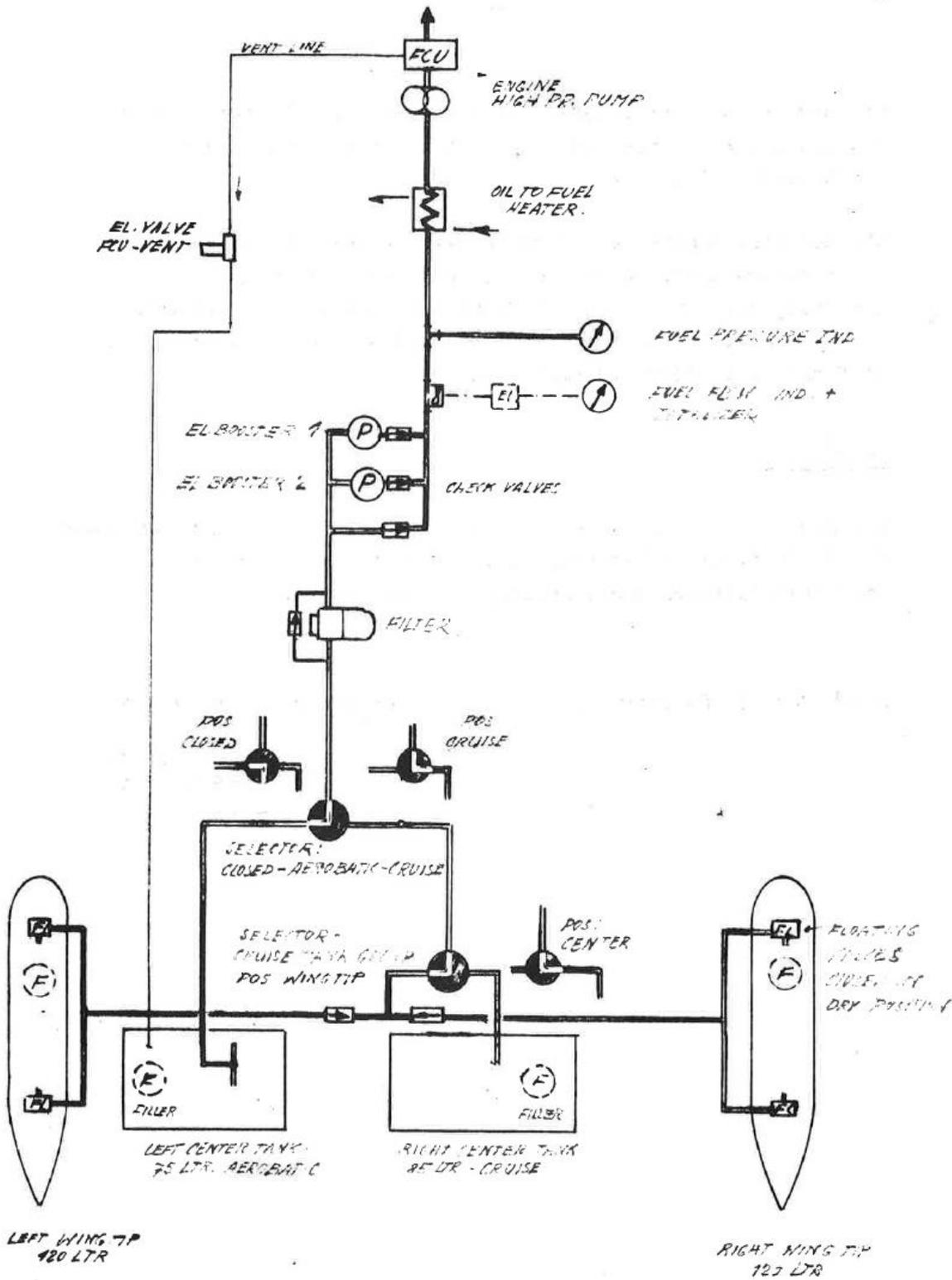
7. SCHLUSS

Der Ausfall des Triebwerkes ist auf einen Unterbruch in der Treibstoffzufuhr, mit hoher Wahrscheinlichkeit infolge Fehlbedienung der Treibstoffversorgungsanlage, zurückzuführen.

Bern, den 22. Dezember 1971

Der Untersuchungsleiter

- PC-7 FUEL SCHEMA -



APR. 1967