



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeugs Pilatus Turbo-Porter PC-6A HB-FAD

26. Juni 1963

bei Ayent VS

Sitzung der Kommission

29. Nov. / 17. Dez. 1963

S C H L U S S B E R I C H T

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission über den Unfall des Flugzeugs Pilatus Turbo-Porter PC-6A HB-FAD

26. Juni 1963

bei Ayent VS

0. ZUSAMMENFASSUNG

Am Mittwoch, den 26. Juni 1963, um 1530 MEZ, startete der Pilot auf dem Flugplatz Sitten mit dem Flugzeug Pilatus Turbo-Porter HB-FAD zu einem Flug mit drei Fluggästen, die über dem Golfgelände von Crans einige Filmaufnahmen drehen wollten. Als er nach dem vierten Überflug auf geringer Höhe eine Kurve einleiten wollte, blockierte die Propellerverstellung, und er sah sich zu einer Notlandung in schwierigem Gelände bei Ayent veranlasst. Die Insassen blieben unverletzt, das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

Die Ursache der Funktionsstörung in der Propellerverstellung lag sehr wahrscheinlich in der mechanischen Verklemmung eines bestimmten Konstruktionselementes.

1. UNTERSUCHUNG

Die Voruntersuchung wurde am 21. Oktober 1963 mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 18. Oktober 1963 an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen.

2. ELEMENTE

21. Flugzeuginsassen

211. Pilot: Jahrgang 1914

Führerausweis für Privatpiloten vom 18. September 1939, gültig bis 21. März 1965, u.a. mit Erweiterung zum Motorfluglehrerausweis vom 1. März 1954, mit Eintragung für Pilatus Porter sowie mit zusammenfassender Eintragung aller

normalen einmotorigen Landluftfahrzeuge bis zu 2000 kg Gewicht. Beschränkter Führerausweis für Berufspiloten vom 29. Dezember 1949, gültig bis 21. März 1964. Führerausweis für Berufs-Helikopterpiloten vom 8. Juni 1957, Führerausweis für Segelflieger vom 5. Juni 1943.

Beginn der Flugschulung im November 1938, gesamte Flugerfahrung auf Flugzeugen rund 7500 Stunden und über 28.000 Landungen. Flugerfahrung auf dem Unfallmuster am Doppelsteuer 3:43 Stunden und 20 Landungen, allein 10:49 Stunden und 32 Landungen. Eingehend in die technischen Unterlagen des Unfallmusters eingeführt.

Frühere Vorkommnisse, die in den Akten verzeichnet sind, scheinen für die Abklärung des vorliegenden Falles bedeutungslos.

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für irgendwelche gesundheitlichen Störungen zur Zeit des Unfalls.

212. Fluggäste: 3

Einer der Passagiere ist seit 1959 Träger des Führerausweises für Privatpiloten; die beiden anderen sind ohne fliegerische Erfahrungen und Ausweise.

22. Flugzeug HB-FAD

221. Allgemeines

Eigentümer und Halter:	Im Luftfahrzeugregister war am Tag des Unfalls die Fa. Pilatus Flugzeugwerke A.G., Stans NW, eingetragen; tatsächlich war das Flugzeug aber schon am 1. Juni 1963 auf Grund einer Kaufabrede von der Sektion Wallis des Ae.C.S. übernommen worden.
Muster:	Pilatus Turbo-Porter PC-6A; Werknr.515, Baujahr 1961.
Konstrukteur und Hersteller:	Pilatus Flugzeugwerke A.G., Stans NW.
Charakteristik:	Einmotoriger, abgestrebter

Schulterdecker mit acht
Plätzen, festes
Heckradfahrwerk,
Metallbauweise.

Verkehrsbewilligung vom 30. März 1963, gültig bis 12. Januar 1964.

Höchstzulässiges Fluggewicht 1960 kg, Fluggewicht beim Unfall rund 1700 kg. Der Schwerpunkt lag während des ganzen Fluges innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

Gesamte Betriebszeit bis zum Unfall 334:03 Stunden; letzte 100-Stunden-Kontrolle am 5. Oktober 1962 bei 280:37 Stunden.

Die Landeklappen und der Stabilo werden durch Kurbeln bedient, die gleichachsig am Dach über dem Pilotensitz angebracht sind.

222. Triebwerk

1. Turbine: Astazou II-E, Baujahr 1961, Werknr.214.

Konstrukteur und Hersteller: Ste Turbomeca, Bordes
(Basses-Pyrenees).

Wellenleistung: max. 530 PS.

Bauart: Einstufiger Axialverdichter
mit nachgeschaltetem
einstufigem
Radialverdichter,
ringförmige Brennkammer,
dreistufige Turbine.

2. Propeller: Ratier-Figeac FH-76.1.07.

Baujahr 1960, Baureihe Nr.8, Nabe Nr.9.

Konstrukteur und Hersteller: Ste Ratier-Figeac, Paris.

Bauart: Dreiblatt-Metall-
Verstellpropeller von 250
cm Durchmesser. Normaler
Arbeitsbereich auf dem
Turbo-Porter zwischen +2.5
und +25°, Segelstellung ca.
+85°, Bremsstellung ca. -
10°.

In der Nabenspitze befindet sich ein Elektromotor, der wahlweise von Hand oder durch Regler geschaltet wird; der Motor betätigt über ein Reduziergetriebe und eine Spindel ein Führungsstück, das im Nabeninnern axial verschiebbar ist und auf die Verstellnocken der Propellerblätter wirkt.

3. An der Triebwerksausrüstung ist im Zusammenhang mit dem vorliegenden Unfall folgendes wesentlich:
 31. Ein vollautomatisch arbeitender Regler verhindert das Erlöschen der Flamme in der Brennkammer bei leerlaufender Turbine sowie eine thermische Überlastung der Turbine, letzteres durch Verringerung der Propellersteigung bei Erreichen einer thermischen Belastung von 100%. Im Zwischenbereich hält er die Solldrehzahl von 43.500 t/min konstant durch Anpassung der Treibstoffzufuhr an den Leistungsbedarf des Triebwerkes.
 32. Ein im Instrumentenbrett eingebauter Hebel ermöglicht dem Piloten, die Propellersteigung zu ändern: Drücken auf den Hebel bewirkt eine Vergrößerung bis auf höchstens 25° bzw. bis auf 95% der zulässigen thermischen Belastung, Ziehen eine Verminderung bis auf 2.5°. Der gesamte normale Verstellbereich wird bei Verminderung der Steigung in 5 Sekunden, bei Vergrößerung in höchstens 15 Sekunden durchfahren, d.h. in beiden Richtungen ziemlich rasch. Beim Loslassen des Propellerhebels steht der Verstellmotor still, und die Blattwinkel ändern sich nicht mehr. Drehen des Hebels um 90° und gleichzeitiges Ziehen bringt die Blätter in Bremsstellung, die Turbine auf mittlere Leistung.
 33. Ein zweiter Regler ermöglicht die Ausnützung von 95% der zulässigen thermischen Belastung unabhängig vom Flugzustand durch automatische Regulierung der Propellersteigung. Der Regler wird betätigt durch Drücken eines Knopfes (Automatic Maximum Power), der sich im Pilotensitz unmittelbar rechts über dem Propellerhebel befindet.
 34. Die Segelstellung wird motorisch oder hydraulisch durch Ziehen des Notzuges (Emergency Stop) erzielt. Dadurch wird gleichzeitig das Triebwerk stillgelegt.

35. An Triebwerküberwachungsinstrumenten sind vorhanden:

- ein Drehzahlmesser,
- ein Anzeigegerät für die thermische Belastung der Turbine
- ein Abgasthermometer
- ein Anzeigegerät für die Propellersteigung.

4. Im Gegensatz zu Kolbentriebwerken herkömmlicher Bauart besitzt das Triebwerk keinen Gashebel zur Leistungsregulierung. Der Pilot regelt die Turbinenleistung durch Verstellung der Propellersteigung mit dem Propellerhebel. Auch die Veränderung der Propellerbelastung beim Übergang in einen anderen Flugzustand bewirkt eine entsprechende Änderung der Turbinenleistung. Die automatische Anpassung der Leistung an die Fluglage bedeutet eine Tendenz zu konstanter Fluggeschwindigkeit und damit für den Piloten eine weitgehende Entlastung, indem er die Triebwerkleistung nur bei wesentlichen Änderungen des Flugzustandes von Hand nachzuregulieren braucht.
5. Im Betrieb und bei Standläufen haben sich auf diesem Propellermuster gelegentlich Störungen durch mechanische Blockierung des Verstellantriebes gezeigt. Diese Störungen scheinen aber vor dem Unfall weder der Fa. Pilatus noch dem Piloten bekannt gewesen, ihre Ursache noch nicht ermittelt worden zu sein (s.u.42).

223. Flugleistungen

Bei 1700 kg Fluggewicht, 20% Schwerpunktrücklage, 1500 m/M Flughöhe und +21° Lufttemperatur - entsprechend der Situation bei Eintritt der Störung - besitzt das Unfallmuster bei den nachgenannten Propellersteigungen die folgenden Eigenschaften:

- Eine Propellersteigung von etwa + 16° ermöglicht bei einer Fluggeschwindigkeit von 75-80 mph bestes Steigen. Die thermische Belastung der Turbine beträgt dabei 90%, die Steiggeschwindigkeit gegen 7 m/s.
- Bei einer Propellersteigung von + 12° und eingefahrenen Landeklappen beträgt die angezeigte Horizontalgeschwindigkeit 80 mph, die thermische Belastung 25-30%. Zieht der

Pilot in dieser Fluglage am Steuerknüppel, ohne die Propellersteigung zu ändern, so wächst die Propellerbelastung und damit die thermische Belastung, während die Flugeschwindigkeit etwas abnimmt; zieht er weiter, bis die letztere auf 60 mph gesunken ist, so beträgt die thermische Belastung etwa 35%, und das Flugzeug steigt mit gegen 2 m/s. Drückt der Pilot nun auf den Steuerknüppel, so holt das Flugzeug zwar etwas Fahrt auf, doch sinkt gleichzeitig die thermische Belastung gegen Null. Bei stärkerem Nachdrücken beginnt der unverstellte Propeller zu bremsen.

- Bei + 10° Propellersteigung ist ein Horizontalflug mit eingezogenen Landeklappen, bei + 7.5° ein Horizontalflug mit 27° Klappenausschlag noch möglich. Im letzteren Fall muss aber die Flugeschwindigkeit auf 46 mph reduziert werden; die thermische Belastung beträgt alsdann etwa 20%.
- Bei + 2.5° Propellersteigung und voll ausgefahrenen Landeklappen sinkt das Flugzeug bei verschiedenen Geschwindigkeiten wie folgt:

bei 50 mph	2.5	m/s
bei 60 mph	3.5	m/s (normaler Landeanflug)
bei 75 mph	5.5	m/s
bei 90 mph	10.0	m/s

- Bei stillgelegtem Triebwerk und Propeller in Segelstellung wird der flachste Gleitwinkel bei einer angezeigten Flugeschwindigkeit von 75 mph erreicht; die Sinkgeschwindigkeit beträgt dabei etwa 3 m/s.

23. Gelände

(Landeskarte der Schweiz 1:50.000, Blatt 273 Montana)

Die Triebwerkstörung trat ein über dem Golfplatz von Crans, der, leicht gegen Südwesten geneigt, am Südwestrand des Hochplateaus von Crans auf einer Höhe von rund 1440 m/M liegt. An diesem Rand fällt dann das Gelände gegen die Schlucht der Liene ab, die vom Rawilpass herunterfließt und bei St. Leonard in die Rhone mündet. Die Notlandung wurde jenseits der Schlucht ausgeführt, am nordöstlichen Ausgang des Weilers Luc, auf einer mit Büschen bewachsenen Halde, etwa 10 km nordöstlich des Flugplatzes von Sitten und etwa 4 km

südwestlich von Crans.

Koordinaten 598.900/126.200, 900 m/M, Gemeindebann Ayent VS.

24. Wetter

Am Unfalltag war der Unfallraum wolkenlos. Wind 10 Knoten aus Ost, leichte Thermikturbulenz. Lufttemperatur auf 1500 m/M + 21° Celsius.

25. Vorschriften

251. Die Verfügung des Eidgenössischen Verkehrs- und Energiewirtschaftsdepartements vom 18. November 1960 über die Verkehrsregeln für Luftfahrzeuge enthält die folgende Bestimmung:

Art.12.2: Ausserhalb dichtbevölkerter Gebiete ist die Flughöhe so zu wählen, dass weder das Luftfahrzeug und seine Insassen noch Personen und Sachen auf der Erde gefährdet werden. Die Mindestflughöhe beträgt 150 Meter über Grund ...

252. Die Bedienungsvorschrift für das Unfallflugzeug enthält die folgenden Bestimmungen für die Bedienung in Notfällen (2.5.9.3):

Versagen der Propeller-Steuerung

a) Handbetätigung nicht möglich (Propeller fest)

- sofern Blattwinkel mind. 10°, Flug fortsetzen. Abgastemperatur in Grenzen (max. 500°) zu halten versuchen (Fluggeschwindigkeit); sonst Triebwerk abstellen.

b) ...

26. Organisation

Der Unfall ereignete sich im Betrieb der Sektion Wallis des Ae.C.S., die über eine Sonderbewilligung des Eidgenössischen Luftamtes vom 6. Februar 1961 (gültig bis 31. Dezember 1963) verfügt; unter dieser Bewilligung darf sie "effectuer des vols au-dessous de l'altitude minimum reglementaire ... pour la prise de vues aeriennes."

3. FLUGVERLAUF UND UNFALL

31. Am Mittwoch, den 26. Juni 1963, um 1530 MEZ, startete der Pilot im Rahmen des Flugbetriebes der Sektion Wallis des Ae.C.S. mit dem Flugzeug Pilatus Turbo-Porter HB-FAD auf dem Flugplatz Sitten zu einem Flug mit drei Fluggästen, die über dem Golfgelände von Crans einige Filmaufnahmen drehen wollten. Dort angekommen, überflog er das leicht gegen Westen absinkende Gelände in geringer Höhe zu vier Malen von Ost nach West. In der Voruntersuchung gab der Pilot die Flughöhe mit etwa 80 m/G an (sein Begleiter mit etwa 100 m/G); vor der Kommission erklärte er, nur eine Höhe von 10-20 m/G gehalten zu haben.

32. Nach dem vierten Überflug wollte der Pilot bei einer Geschwindigkeit von etwa 80 mph und einer Propellersteigung von etwa + 10° eine steigende Linkskurve einleiten, um einen weiteren Überflug vorzubereiten. Dabei wollte er durch Drücken am Propellerhebel die Propellersteigung und damit die Turbinenleistung erhöhen. Nun stellte er aber am Anzeigeinstrument für die Propellersteigung fest, dass die Propellerverstellung nicht funktionierte. Weder mehrmaliges Drücken am Propellerhebel noch die Betätigung des Knopfes "Automatic Maximum Power" vermochte die Steigung zu vergrössern. Als er hingegen am Propellerhebel zog, um zu ermitteln, ob die Verstellung auch in der Gegenrichtung blockiert sei, stellte er fest, dass dies nicht der Fall war.

33. Zum weiteren Flugverlauf sagte der Pilot vor der Untersuchungskommission aus:

"... Ich konnte das Flugzeug nicht in Horizontallage bringen, weil das Flugzeug auf die Betätigung von Höhensteuer und Stabilo nicht mehr reagierte. In einem späteren Zeitpunkt (kurz vor der Landung) reagierte es dann allerdings wieder, indem ich das Flugzeug dann noch horizontal fliegen, aber nicht mehr in den Steigflug überführen konnte..."

Erst nach Südwesten fliegend, dann nach Norden kurvend und dauernd sinkend, erreichte der Pilot ein bis zwei Minuten nach Eintritt der Störung den Weiler Luc auf der westlichen Talseite der Liene und führte am nordöstlichen Ausgang des

Weilers etwa um 1600 eine Notlandung hangabwärts aus, nachdem er kurz vorher die Landeklappen ausgefahren, den Propeller in Bremsstellung gebracht und damit unmittelbar vor dem Aufsetzen die Fluggeschwindigkeit stark abgebremst hatte. Bis zum Aufsetzen am Boden hatte das Triebwerk unverändert mit 43.500 t/min gearbeitet.

4. SCHÄDEN UND BEFUNDE

41. Die Insassen blieben unverletzt.

42. Das Flugzeug wurde durch die Notlandung schwer beschädigt (rund 70 Wertprozent).

An der Unfallstelle wurden unter anderem die folgenden Befunde aufgenommen:

- Anzeigegerät für die Propellersteigung: rund +30°.
- Steigung der Propellerblätter: rund +45°*
- Stabilo: voll kopflastig (ohne Anhaltspunkte für Verstellung in der Zeit zwischen dem Unfall und der Aufnahme des Befundes).
- Drehzahlhebel: 100%.
- Beim Einschalten des Bordnetzes bewegte sich der Propeller kurzzeitig auf grössere Steigung, blieb dann aber wieder stehen. Eine elektrische Funktionskontrolle zeigte, dass der Propeller-Verstellmotor einwandfrei funktionierte.

Spätere Kontrollen führten auf keinen sichtbaren Defekt im Propeller-Verstellmechanismus.

43. Am Boden entstanden keine nennenswerten Drittschäden.

5. DISKUSSION

51. Die Primärursache liegt in der Funktionsstörung der Propellerverstellung, die sich mit hoher Wahrscheinlichkeit aus einer Verklemmung des Führungsstücks im Nabeninnern ergab (weitere Fälle dieser Art sollten nun durch inzwischen vorgenommene konstruktive Änderungen ausgeschlossen sein). Die

weitere Entwicklung war durch das Verhalten des Piloten bedingt. Die darüber zur Verfügung stehenden Angaben sind aber in vielen Punkten unklar, unpräzise und widersprüchlich; die Beurteilung wird auch dadurch erschwert, dass in der Voruntersuchung auf richtige Einvernahme und Protokollierung verzichtet wurde.

52. Es darf aber angenommen werden, dass das Flugzeug aus der gegebenen Ausgangslage, die am Flugzeug durch eine Fluggeschwindigkeit von gegen 80 mph und eine Propellersteigung von etwa $+ 10^\circ$ gekennzeichnet ist, ohne Schäden nach Sitten hätte zurückgeführt werden können, wenn der Pilot nach Eintritt der Störung auf jede weitere Manipulation am Propellerhebel verzichtet hätte (s.o.223/252/32). Dass er dies nicht tat, ist aber einfühlbar und entspricht der natürlichen Reaktion eines Piloten, der auf Notfallbedienung von Turbotriebwerken nicht vollkommen eingedrillt ist.

53. Die Deblockierung, welche der Pilot mit seinen Manipulationen anstrebte, gelang nur einseitig: Wiederholtes Drücken blieb wirkungslos, während beim Ziehen die Verstellung normal spielte. Das wirkte sich sehr ungünstig aus. Vom Eintritt der Störung bis zum Aufsetzen des Flugzeugs legte das Flugzeug rund drei Kilometer mit ungefähr 90 mph zurück und verlor dabei rund 600 Meter Höhe; das entspricht einer Flugzeit von rund 75 Sekunden, einem mittleren Gleitwinkel von etwas über 10° und einer mittleren Sinkgeschwindigkeit von rund 8 m/s. Zieht man in Betracht, dass die Landeklappen erst in der letzten Phase des Sinkfluges ausgefahren wurden, so muss man aus diesen Daten schliessen, dass der Pilot durch Ziehen des Propellerhebels die Propellersteigung von ursprünglich $+ 10^\circ$ auf die $+ 2.5^\circ$ betragende minimale Steigung des normalen Arbeitsbereiches vermindert hatte.

54. Damit wurde die Ausgangslage erheblich verschlechtert, und die Frage, ob es nun noch möglich gewesen wäre, aus dem schwierigen Gelände wenigstens noch ins freie Rhône-tal hinaus zu gelangen, muss offen bleiben. Wahrscheinlich hätte die Störung den Übergang auf Segelstellung, die Stilllegung des Triebwerks und die Einhaltung des flachsten Gleitwinkels nicht

ausgeschlossen; für diesen Übergang mag aber dem Piloten, abgesehen von der Ungewissheit über das funktionelle Verhalten, die Höhenreserve und die zur Verfügung stehende Zeit bereits zu knapp vorgekommen sein.

55. Für einen zusätzlichen und gar vorübergehenden Defekt in der Höhensteuerung fehlt jeder technische Anhaltspunkt. Es dürfte sich um eine starke Kopflastigkeit gehandelt haben, die durch eine Fehlbedienung der Stabiloverstellung hinreichend erklärt werden kann; die besonderen technischen Voraussetzungen (s.o.221 am Schluss) lassen in der psychologischen Drucksituation, in welcher sich der Pilot befand, eine Verwechslung mit der Landeklappenkurbel oder ein Drehen im falschen Sinne vermuten; mit dem letzteren stände auch die nach dem Unfall Vorgefundene Stabilostellung in Einklang.

6. SCHLUSS

Die Untersuchungskommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss: Der Unfall ist auf eine Funktionsstörung in der Propellerverstellung in geringer Flughöhe zurückzuführen, deren Auswirkungen sich durch das Verhalten des Piloten verschärften, so dass sich dieser zu einer Notlandung veranlasst sah.

Bern/Luzern, den 29. Nov. / 17. Dez. 1963.

Ausgefertigt am 18. Dezember 1963.