



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1991

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Motorflugzeuges Piper PA-18-180M, HB-POD

vom 29. Juli 2004

1 km nördlich des Flugplatzes Zweisimmen, Gemeinde Zweisimmen/BE

35 km süd-südwestlich von Bern

Causes

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence suite à une perte de puissance du moteur immédiatement après le décollage. Cette perte de puissance est très probablement la conséquence d'une position intermédiaire du robinet de sélecteur des réservoirs.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalles.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:
 $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h.}$

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

Schlussbericht

| | | |
|-----------------------|---|---------------------|
| Luftfahrzeug | Piper PA-18-180M (MEC STC) | HB-POD |
| Halter | Sportfluggruppe Swissair, 8058 Zürich Flughafen | |
| Eigentümer | Sportfluggruppe Swissair, 8058 Zürich Flughafen | |
| Pilot | Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1976 | |
| Ausweis | Ausweis für Privatpiloten PPL (A), Ausweis für Segelflieger (GLI) | |
| Flugstunden | insgesamt | 182:04 h |
| | während der letzten 90 Tage | 10:30 h |
| | auf dem Unfallmuster | 75:26 h |
| | während der letzten 90 Tage | 06:40 h |
| Ort | 1 km nördlich des Flugplatzes Zweisimmen LSTZ | |
| Koordinaten | 595 250 / 156 500 | Höhe 941 m/M |
| Datum und Zeit | 29. Juli 2004, 10:20 Uhr | |
| Betriebsart | VFR privat / Schleppflug mit Segelflugzeug | |
| Flugphase | Anfangssteigflug | |
| Unfallart | Notlandung nach Motorstörung | |

Personenschaden

| Verletzungen | Besatzungs- mitglieder | Passagiere | Gesamt- zahl der Insassen | Dritt- personen |
|--------------|---------------------------|------------|---------------------------------|--------------------|
| Tödlich | --- | --- | --- | --- |
| Erheblich | --- | --- | --- | --- |
| Leicht | --- | --- | --- | --- |
| Keine | 1 | --- | 1 | --- |
| Gesamthaft | 1 | --- | 1 | --- |

Schaden am Luftfahrzeug Beschädigt

Drittsschaden Geringer Flurschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Der Pilot führte mit dem Flugzeug Piper PA-18-180M, eingetragen als HB-POD, am 27. und 28. Juli 2004 vom Flugplatz Zweisimmen mehrere Schleppflüge im Rahmen des Segelfluglagers der Sportfluggruppe Swissair durch. Diese Flüge verliefen ereignislos und ohne dass Beanstandungen ins Flugreisebuch eingetragen wurden. Am Abend des 28. Juli 2004 wurde das Flugzeug nach dem Flugdienst aufgetankt.

Am Morgen des 29. Juli 2004 übernahm der Pilot das Flugzeug, um Schleppflüge durchzuführen.

Der Motor sprang normal an. Nach dem Warmlaufen prüfte der Pilot die beiden Magnete und stellte fest, dass der Motor auf dem rechten Magneten einen Drehzahlabfall von 170 RPM hatte und die Motordrehzahl dabei spürbar und hörbar, jedoch ohne Aussetzer, schwankte. Der Drehzahlabfall auf dem linken Magneten betrug ca. 100 RPM.

Dieser abnormale Drehzahlabfall veranlasste den Piloten, den Motor abzustellen, auszusteigen und das Flugzeug durch einen lizenzierten Mechaniker überprüfen zu lassen. Dieser stellte fest, dass der Zustand der Zündkerzen, obwohl diese etwas feucht schienen, in Ordnung war und der Motor beim anschliessenden Standlauf auf dem rechten Magneten immer noch etwas unruhig lief. Er gab das Flugzeug trotzdem für den Schleppflug frei und empfahl dem Piloten, den ersten Schleppflug mit einer etwas ärmeren Gemischeinstellung durchzuführen und anschliessend, vor dem zweiten Schleppflug, erneut einen *run up* (Motorenprüfung) durchzuführen.

1.1.2 Flugverlauf

Der Pilot stieg erneut in das Cockpit. Er führte die Flugzeugübernahmearbeiten bei diesem zweiten Mal auswendig durch und verzichtete auf den Gebrauch der Checkliste. Er führte keinen weiteren *run up* mit der entsprechenden Überprüfung der beiden Magnete durch. Bei der Befragung nach dem Unfall konnte er sich nicht erinnern, ob er die Stellung des Tankwahlhahns nach der zweiten Flugzeugübernahme nochmals überprüft hatte.

Der Start auf Piste 35 zum ersten Schleppflug dieses Tages verlief zunächst normal und die Drehzahl betrug 2450 RPM, zunehmend auf 2550 RPM.

Die Motorenleistung beim Abheben war normal. Auch der Pilot des Segelflugzeuges nahm anfänglich eine normale Flugleistung wahr.

Auf 50 m/Grund, nach Pistenende beim Überfliegen des Flusses „Kleine Simme“, fiel die Drehzahl auf 1400 RPM zurück.

Nach kurzer Überprüfung der Stellungen von Leistungshebel, Gemischhebel (Mixer) und Vergaservorwärmung entschloss sich der Pilot, eine Notlandung ins Gelände durchzuführen. Er teilte dem Piloten des Segelflugzeuges per Funk mit, dass er das Schleppseil ausklinken müsse.

In der Folge klinkten zuerst der Pilot des Segelflugzeuges und anschliessend der Pilot des Schleppflugzeuges das Schleppseil aus.

Die Notlandung der beiden Flugzeuge erfolgte auf einer flachen, mit kleinen Geländeunebenheiten durchsetzten Wiese nördlich vom Zusammenfluss der „Kleinen Simme“ mit der „Simme“.

Wegen der relativ hohen Sinkrate und einer leichten Querlage nach links unmittelbar vor der Bodenberührung wurde die HB-POD im Bereich der linken Hauptfahrwerks-Aufhängung beschädigt.

Beide Piloten blieben unverletzt.

Das Segelflugzeug blieb unbeschädigt.

1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

1.2.1 Flugzeug HB-POD

| | |
|--------------------------|--|
| Luftfahrzeugmuster | PA-18-180M (MEC STC) |
| Hersteller | Piper Aircraft Inc. Vero Beach, FL 32960 |
| Serie Nr. | 18-7409045 |
| Baujahr | 1974 |
| Lufttüchtigkeitszeugnis | 28.10.1995 |
| Betriebsstunden | 3133:58 h |
| Letzte 100 Std Kontrolle | 04.06.04 bei 3095:03 h |

1.2.2 Triebwerk

| | |
|--------------------------|--|
| Baumuster | O-360-A3A |
| Hersteller | Lycoming Engines, Williamsport PA, USA |
| Baujahr | 1985 |
| Betriebsstunden | 1257:25 h |
| Letzte 100 Std Kontrolle | 04.06.04 bei 1218:30 h |

1.3 Meteorologische Angaben

Gemäss den Angaben des Startleiters sowie nach den Unterlagen von Meteo-Schweiz herrschten zum Unfallzeitpunkt auf dem Flugplatz Zweisimmen die folgenden Wetterbedingungen:

Die lokalen Wetterverhältnisse waren am Unfalltag stabil. Der Himmel war wolkenlos.

Die Temperatur auf dem Flugplatz betrug zum Zeitpunkt des Unfalls ca. 19 °C.

Der Wind war variabel mit 1-2 Knoten.

1.4 Angaben über den Zustand des Flugzeuges nach der Notlandung / Unfallstelle

1.4.1 Flugzeug

Das Unfallflugzeug wurde im Bereich der linken Hauptfahrwerk-Aufhängung beschädigt.

An Motor und Propeller wurden keine äusserlichen Beschädigungen festgestellt.



Fig. 1: beschädigte Rumpfstruktur

Die Untersuchung des Motorflugzeuges HB-POD am Tag nach dem Unfall durch den Untersuchungsleiter ergab folgende Situation:

Schalter- und Hebelstellungen:

- Zündschalter AUS, Zündschlüssel entfernt (durch den Piloten nach der Notlandung)
- Leistungshebel „Leerlauf“
- Tankwahlhahn auf Stellung RH, „Rechter Tank“
- Vergaservorwärmung „gestossen“
- Gemischhebel (*mixture control*) gestossen auf *full rich*

Die beiden Flügeltanks waren voll. Der *drain* an der Unterseite des Brandschotts lieferte Flugbenzin mit üblicher Farbe. Wasser wurde keines festgestellt.

1.5 Untersuchungen am Motor

1.5.1 Untersuchungen am Unfallort

Auf der Unfallstelle wurden mehrere Motorenstandläufe durchgeführt. Der Motor konnte bei jedem Standlauf einwandfrei gestartet werden und der jeweilige Motorenlauf war auf Magnetschalterstellung „BOTH“ bis zum Erreichen der Maximaldrehzahl in Ordnung.

Bei allen Standläufen reduzierte sich die Drehzahl beim Umstellen der Magnetschalterstellung von „BOTH“ auf „R“ (rechter Magnet) von 2000 RPM auf 1500-1400 RPM, was einem Drehzahlabfall von 500-600 RPM entspricht.

Der Drehzahlabfall auf dem linken Magneten betrug 50 RPM.

1.5.2 Angaben des Piloten betreffend Tankwahlhahn

Wie sich der Pilot nachträglich erinnerte, stand der Tankwahlhahn nach der Notlandung nicht auf dem rechten Tank (RH), sondern etwa in der Mitte zwischen dem rechten (RH) und dem linken Tank (LH).

Der Tankwahlhahn befand sich beim Untersuchungsbeginn auf der Stellung RH (siehe Kap. 1.4.1). Bei den nachträglichen Befragungen konnte nicht ermittelt werden, wer den Tankwahlhahn nach der Notlandung, vor der Begutachtung durch den Untersuchungsleiter, auf die Stellung RH verschoben hat.

1.5.3 Weitere Untersuchungen auf dem Flugplatz Hausen a/Albis

Zur Abklärung des Drehzahlabfalls nach dem Start wurden auf dem Flugplatz Hausen a/Albis, wo die Wiederinstandstellung des Flugzeuges erfolgte, am 05.08.04 und am 11.08.04 weitere Standläufe durchgeführt.

Der Drehzahlabfall betrug auf dem linken Magneten 50 RPM und auf dem rechten Magneten 200 RPM. Der festgestellte Drehzahlabfall von 500-600 RPM beim Umstellen des Zündschalters von „BOTH“ auf „R“ konnte nicht reproduziert werden.

Das Zündsystem wurde zwecks weiterer Untersuchungen ausgebaut. Die Untersuchung des rechten Zündmagneten ergab folgende Resultate:

- Bendix P/N 10-51360-29, S/N 835 133 eingebaut am 29.08.02, Anzahl Stunden beim Ausbau: 225:07 h.
- Der Unterbrecher wies starke Verfärbungen und ausserordentliche Abbrandspuren auf
- Der Kondensator P/N 10-51676 H war defekt. Nach dem Ersetzen dieses Kondensators durch den Kondensator des linken Magneten entsprach die Funktion des rechten Zündmagneten den vorgeschriebenen Werten.

Die Untersuchung des linken Zündmagneten ergab keine Auffälligkeiten.

1.5.3.1 Durchflussprüfungen des Tankwahlhahns

Durchflussmessungen am Tankwahlhahn haben ergeben, dass bei einer Tankwahlhahn-Stellung 30°-45° von RH gegen LH der Durchflussquerschnitt stark verkleinert und dadurch die durchfliessende Treibstoffmenge bis zu ca. 30% reduziert wird.

Die Standlaufversuche haben ergeben, dass bei einer Leistungshebel-Stellung auf Volleistung und der Tankwahlhahn-Stellung 30°-40° von RH gegen LH nach jeweils 1-2 Minuten ein bleibender Drehzahlabfall des Motors von der Maximaldrehzahl auf 1400-1500 RPM resultierte. Beim jeweiligen Verstellen auf Stellung RH oder LH lief der Motor wieder mit Volleistung.



Fig. 2: Stellung Tankwahlhahn 30°-40° von RH gegen LH

1.6 Schwerpunkt und Gewichte

Der Schwerpunkt befand sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) zulässigen Grenzen. Die höchstzulässige Abflugmasse wurde nicht überschritten.

2 Analyse

2.1 Menschliche und betriebliche Aspekte

Nach dem Warmlaufen prüfte der Pilot die beiden Magnete und stellte fest, dass der Motor auf dem rechten Zündmagneten einen aussergewöhnlichen Drehzahlabfall aufwies.

Dies veranlasste den Piloten, den Motor abzustellen, auszusteigen und das Flugzeug durch einen anwesenden lizenzierten Mechaniker überprüfen zu lassen.

Nach dieser Überprüfung bestieg er das Flugzeug und schnallte sich wieder an. Die Flugzeugübernahme-Manipulationen führte er diesmal ohne Checkliste durch. Bei der Befragung konnte er sich nicht erinnern, ob er in dieser Phase die Stellung des Tankwahlhahns nochmals überprüfte.

Es ist denkbar, dass die Schnalle der linken Sitzgurte beim Wiedereinsteigen am Tankwahlhahn hängen blieb und diesen dadurch aus der Stellung RH in die Stellung 30°-40° über RH verschob.

Wie die Versuche gezeigt haben, führt eine solche Stellung nach 1 – 2 Minuten zu einem markanten Leistungsverlust. Dieser dürfte kurz nach dem Abheben aufgetreten sein und die Notlandung ausgelöst haben.



Fig. 3: Anordnung von Tankwahlhahn und Begurtung im Cockpit des Unfallflugzeuges

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot war im Besitze der entsprechenden Flugausweise.
- Die Motorenleistung beim Abheben war normal.
- Der Pilot des Segelflugzeuges nahm anfänglich eine normale Flugleistung wahr.
- Auf 50 m/Grund, nach Pistenende beim Überfliegen des Flusses Kleine Simme, fiel die Drehzahl von Startleistung auf 1400 RPM zurück.
- Der Pilot erinnerte sich nachträglich daran, dass der Tankwahlhahn nach der Landung nicht auf dem rechten Tank (RH), sondern etwa in der Mitte zwischen dem rechten (RH) und dem linken Tank (LH) stand.
- Der Tankwahlhahn befand sich bei Aufnahme der Untersuchung in der Stellung RH. Bei den nachträglichen Befragungen konnte nicht ermittelt werden, wer den Tankwahlhahn nach der Notlandung, vor dem Eintreffen des Untersuchungsleiters, in die Stellung RH gebracht hatte.
- Durchflussmessungen am Tankwahlhahn ergaben, dass bei einer Tankwahlhahn-Stellung 30°-45° von RH gegen LH der Durchflussquerschnitt stark verkleinert und dadurch die durchfliessende Treibstoffmenge um ca. 30% reduziert wird.
- Die Standlaufversuche zeigten, dass bei einer Leistungshebel-Stellung auf Volleistung und der Tankwahlhahn-Stellung 30°-40° von RH gegen LH nach jeweils 1–2 Minuten ein bleibender Drehzahlabfall des Motors von der Maximaldrehzahl auf 1400–1500 RPM resultierte.
- Bei der Untersuchung des Zündsystems durch eine Unterhaltsfirma konnte ein Defekt des Kondensators des rechten Zündmagneten festgestellt werden. Dieser Defekt steht nicht im Zusammenhang mit dem markanten Drehzahlabfall nach dem Start.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Notlandung zurückzuführen, weil es unmittelbar nach dem Start zu einem Leistungsverlust des Motors kam. Dieser Leistungsverlust war mit grosser Wahrscheinlichkeit die Folge einer Zwischenstellung des Tankwahlhahns.

Bern, 26. August 2008

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.