



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. 2008

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeugs Pilatus Porter PC-6, HB-FMQ

vom 25. Juli 2005

auf dem Flugplatz Buochs, Gemeinde Buochs/NW

ca. 12 km süd-südöstlich von Luzern

Causes

L'accident est dû au fait que l'avion a dévié de sa course à gauche après l'atterrissage et est entré en collision avec une clôture. Le verrouillage de la roue arrière et les freins de l'avion étaient défectueux.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, 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 h.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig von ihrem Geschlecht die männliche Form verwendet.

Schlussbericht

Luftfahrzeug	Flugzeug Pilatus PC-6	HB-FMQ
Halter	Pilatus Flugzeugwerke, Stans	
Eigentümer	Pilatus Flugzeugwerke, Stans	

Pilot	Schweizer Bürger, Jahrgang 1967			
Ausweis	Führerausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>air transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements (JAR)</i> , erstmals ausgestellt durch das BAZL am 21.01.2000			
Flugstunden	insgesamt	7845:00 h	während der letzten 90 Tage	57:25 h
	auf dem Unfallmuster	04:19 h	während der letzten 90 Tage	04:19 h

Fluglehrer	Schweizer Bürger, Jahrgang 1971			
Ausweis	Führerausweis für Berufspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>commercial pilot licence aeroplane – CPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements (JAR)</i> , erstmals ausgestellt durch das BAZL am 26.06.1997			
Flugstunden	insgesamt	3607:00 h	während der letzten 90 Tage	89:25 h
	auf dem Unfallmuster	76:21 h	während der letzten 90 Tage	18:54 h

Ort	Flugplatz Buochs
Datum und Zeit	25. Juli 2005, 10:28 Uhr

Betriebsart	VFR privat, Schulung
Flugphase	Landung
Unfallart	Seitliches Ausbrechen nach der Landung

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Dritt- personen
Tödlich	---	---	---	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	---
Keine	2	---	2	---
Gesamthaft	2	---	2	---

Schaden am Luftfahrzeug Leicht beschädigt

Drittsschaden Zaun der Flugplatzabgrenzung beschädigt

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

Im Rahmen einer betriebsinternen Ausbildung wurde der Pilot vom Fluglehrer auf das Flugzeugmuster PC-6 umgeschult. Zwischen dem 17. und dem 23. Mai 2005 hatten die beiden bereits 5 Flüge auf dem PC-6 HB-FGI absolviert. Nach einem Unterbruch von zwei Monaten nahmen der Pilot und der Fluglehrer am 25. Juli 2005 die Ausbildung wieder auf. Für den Trainingsflug benützten sie das Flugzeug PC-6 HB-FMQ. Es war vorgesehen, ein Landetraining auf dem Flugplatz Buochs durchzuführen und anschliessend einen Flug nach Bern zu nutzen, um den Piloten mit der Bordausrüstung (*avionics*) vertraut zu machen.

Nach einem Briefing und der Vorflugkontrolle rollte die Besatzung um 10:15 Uhr vom Pilatus-Werkgelände zur Piste 25L des Flugplatzes Buochs. Während des Rollens führte sie die Kontrollen gemäss Kontrollliste (*checklist*) durch. Nach Aussagen der Besatzung liess sich das Flugzeug problemlos steuern. Die Bremsen wurden vom linken und vom rechten Sitzplatz aus geprüft.

Der Pilot startete auf der Piste 25L zu einer Platzrunde. Es war eine Landung mit anschliessender erneuter Beschleunigung und erneutem Start (*touch-and-go*) geplant. Der Gegenanflug erfolgte auf einer Höhe von 2500 ft AMSL und wurde etwas ausgedehnt, um das Dorf Buochs nicht zu überfliegen. Dadurch ergab sich ein etwas längerer Anflug.

Der Anflug auf die Piste 25L wurde in der Konfiguration mit vollständig ausgefahrenen Landeklappen und mit einer Geschwindigkeit von 60 kt ausgeführt. Nach Aussage der Besatzung war der Anflug bei Windstille stabil. Während des Abflachens reduzierte der Pilot gleichmässig die Leistung und setzte das Flugzeug in Dreipunktlage auf.

Das Flugzeug rollte etwa 20 m geradeaus. Dann verspürte der Pilot ein leichtes Wegdriften nach links und versuchte diese Tendenz mit dem Einsatz des rechten Seitensteuers zu korrigieren. Da sich das Ausbrechen nach links aber nicht aufhalten liess, versuchten sowohl der Pilot wie auch der Fluglehrer, das Flugzeug mit dem Einsatz der rechten Bremse auf der Piste zu halten.

Pilot und Fluglehrer stellten fest, dass die erwartete Bremsverzögerung ausblieb und dass das Flugzeug seine Drehung nach links fortsetzte. Als die Maschine von der Piste abkam, versuchte die Besatzung, diese mit dem Einsatz beider Bremsen zum Stehen zu bringen.

Der Fluglehrer befahl die Anwendung von Gegenschub (*reverse*), was der Pilot jedoch nicht mehr ausführte. Als der Fluglehrer sah, dass die Kollision mit dem Begrenzungszaun des Flugplatzes unvermeidbar wurde, befahl er, den Propeller auf Segelstellung zu bringen „*prop feather*“. Noch bevor der Propeller das Drahtgeflecht durchschnitten hatte, konnte der Flugschüler den Propellerhebel auf „*feather*“ stellen.

Der Propeller kollidierte mit dem Drahtzaun und wurde beschädigt. Das Flugzeug kam zum Stillstand und der Pilot schaltete das Triebwerk aus (*idle cut off*).

Die Besatzung blieb unverletzt. Das Flugzeug war am Propeller und der Triebwerksverschalung beschädigt. Der Drahtzaun war beschädigt.

1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

1.2.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-FMQ
Muster	Pilatus PC-6/B2-H4
Charakteristik	Einmotoriges Flugzeug mit Propellerturbinenantrieb, ausgeführt als abgestreifter Hochdecker in Ganzmetallbauweise mit Festfahrwerk in Heckradanordnung
Hersteller	Pilatus Flugzeugwerke AG, Postfach 992, 6371 Stans
Baujahr	2005
Werknummer	946
Eigentümer	Pilatus Flugzeugwerke AG, Postfach 992, 6371 Stans
Halter	Pilatus Flugzeugwerke AG, Postfach 992, 6371 Stans
Triebwerk	Pratt & Whitney Canada Inc, PT6A-27, freilaufendes Zweiwellen-Turbintriebwerk
Propeller	TRW Hartzell Propellers, HC-D4N-3P; Hydraulisch verstellbarer Vierblattpropeller
Ausrüstung	IFR-Ausrüstung
Betriebsstunden Zelle	Totalstunden seit Herstellung: 13:35 h
Betriebsstunden Motor	Totalstunden seit Herstellung: 13:35 h
Betriebsstunden Propeller	Totalstunden seit Herstellung: 13:35 h
Höchstzulässige Abflugmasse	2800 kg
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Da das Flugzeug erst 13:33 h seit neu aufwies, waren noch keine Unterhaltsarbeiten ausgeführt worden.
Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Treibstoffvorrat	Nach Angaben des Piloten betrug der Treibstoffvorrat beim Start (<i>take off fuel</i>) 610 Liter
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 07. Juni 2005, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 07. Juni 2005, gültig bis auf Widerruf
Zulassungsbereich	Privat: VFR bei Tag / VFR bei Nacht / IFR Kat. I / B-RNAV (RNP 5)

1.2.2 Heckrad-Steuerung

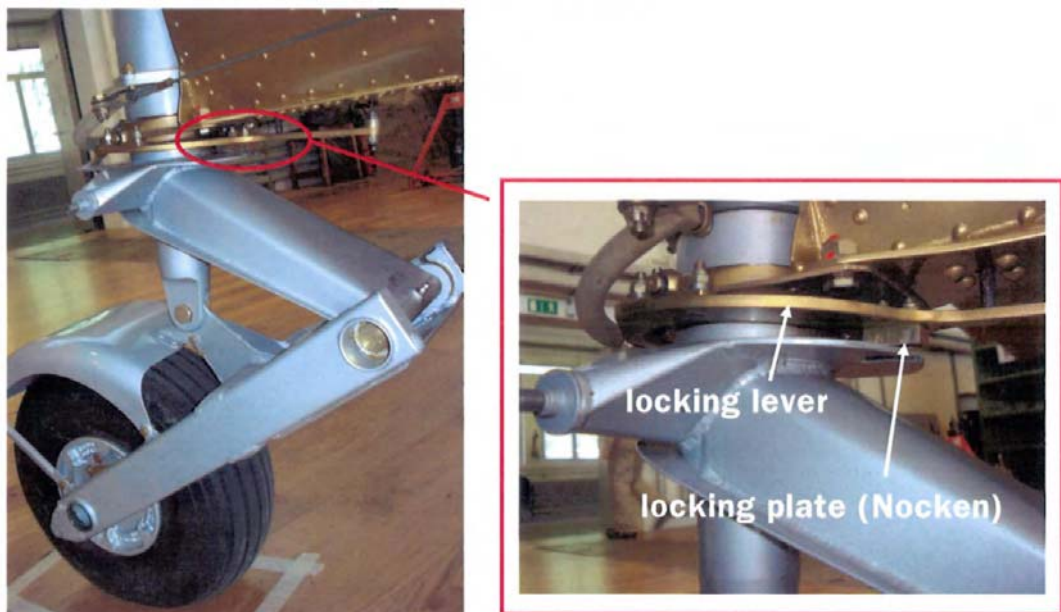
Beim Pilatus PC-6 kann für die Heckradsteuerung im Cockpit ein Hebel wahlweise in zwei Stellungen gebracht werden:

In der Position „STEER“ ist das Heckrad mit dem Rudersystem verbunden, um zu ermöglichen, dass während des Rollens das Heckrad über die Seitenrudderpedale gesteuert werden kann. Wenn der Hebel im Cockpit nach hinten gelegt wird, kann der *steering lever* in die Nut des *strut housing flange* eingreifen. Dadurch werden die Bewegungen des Seitensteuers auf das Heckrad übertragen (siehe untenstehende Abbildung).

In dieser Stellung wird das Flugzeug auch geschleppt. Die Drehung des Heckrades ist dabei auf 25° beschränkt. Wird das Heckrad weiter gedreht, wird die *steering plate* ausgekuppelt und kann frei drehen.

Während des Startes, des Fluges und der Landung wird das Heckrad in Stellung „LOCK“ verriegelt. Dazu wird die *steering plate* ausgekuppelt und der *locking lever* durch Federdruck nach unten gepresst. Der auf dem *locking lever* angeschraubte Nocken (*locking plate*) rastet nun in die Nut des *strut housing flange* ein und verriegelt das Heckrad in zentrierter Stellung.

Gemäss Aussagen von Pilatus ist die Heckradverriegelung „... beim Pilatus Porter eine Notwendigkeit. Die *directional stability* (Richtungsstabilität) ist beim Ausrollen praktisch nicht gegeben, wenn das Heckrad nicht verriegelt ist.“

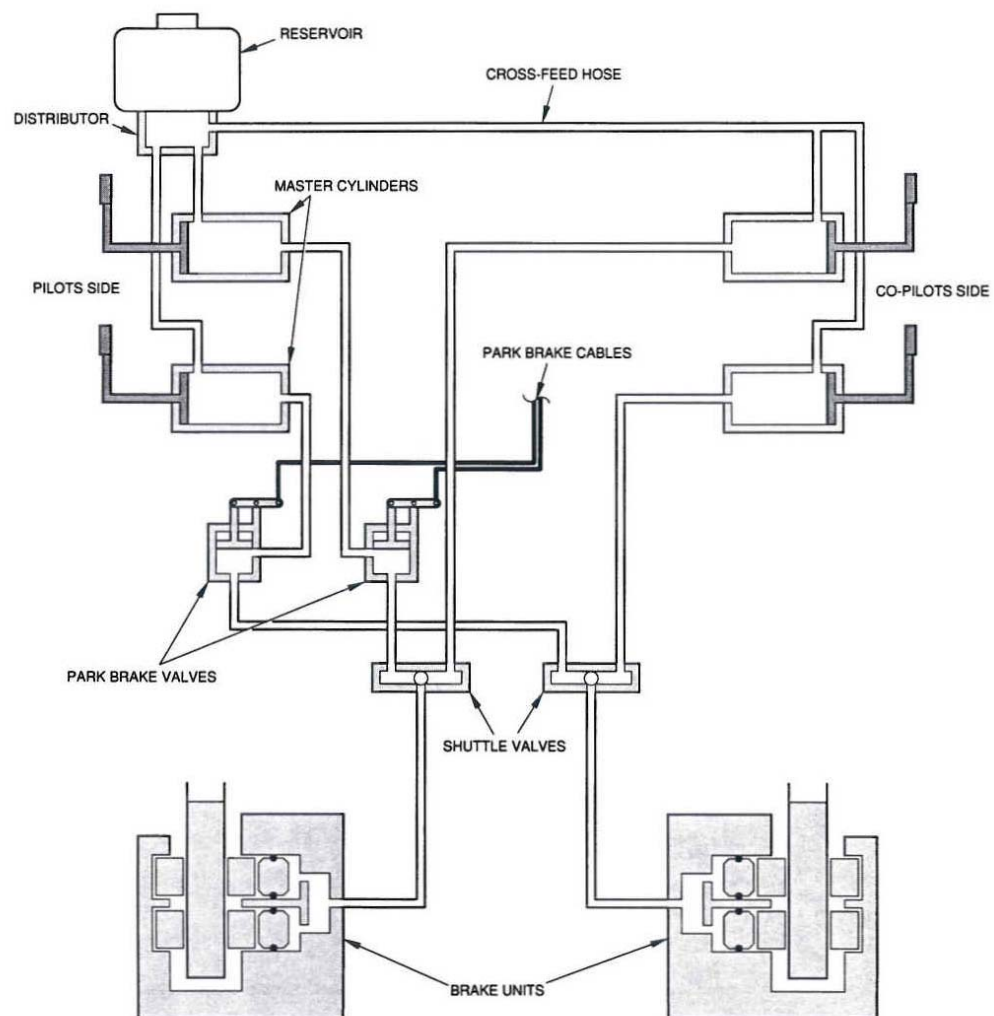


Heckfahrwerk und Detailaufnahme des *locking lever* und *locking plate*

1.2.3 Bremsanlage

Der PC-6 verfügt über ein hydraulisches Bremssystem, welches mechanisch betätigt wird und auf die beiden Haupträder wirkt. Es besteht aus den vier Hauptbremszylindern (*master cylinder*), den zwei Bremsseinheiten (*brake unit*) und den zwei Brems Scheiben sowie Hydraulikflüssigkeitsreservoir und Parkbremsventilen.

Jeweils ein Hauptbremszylinder ist links und rechts an den Seitensteuerpedalen des Piloten und des Copiloten angebracht und wird durch die Bremspedale betätigt. Die Bremsleitungen des linken und rechten Hauptbremszylinders werden über ein Wechselventil (*shuttle valve*) zusammengeführt. Der jeweils höhere Druck öffnet das entsprechende Wechselventil und leitet den Druck zu der Bremsseinheit weiter. Durch den Druck werden die Bremsbeläge an die Brems Scheibe gedrückt. Dadurch entsteht die gewünschte Bremswirkung.



Schematische Darstellung der Bremsanlage aus MM 32-42-00, page 3

1.3 Meteorologische Angaben

Die Angaben im Kap. 1.3 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.3.1 Allgemeine Wetterlage

Eine Kaltfront erreichte die Alpennordseite. Mit der feuchtwarmen und instabil geschichteten Luft entwickelten sich am Nachmittag Gewitter.

1.3.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

Wolken 4-6/8 um 9000 ft AMSL, darüber Cirren

Wetter Dunst

Sicht Um 10 km

Wind Variabel 2 bis 3 Knoten

Temperatur/Taupunkt 22 °C / 16 °C

*Luftdruck QNH LSMU 1010 hPa, QNH LSZH 1010 hPa,
QNH LSZA 1013 hPa*

Gefahren Keine erkennbaren

Sonnenstand Azimut: 113° Höhe: 46°

1.4 Angaben zum Flugplatz

Der Flugplatz Buochs mit der ICAO Kennung LSZC war ein kombiniert militärisch und zivil genutzter Flugplatz. Der Flugplatzbezugspunkt (*airport reference point* ARP) lag bei N 46°58'28" und E 008°23'49" (WGS 84) bzw. 672 910/202 990 (Swiss Grid) 2 km westlich von Buochs. Die Bezugshöhe betrug 1473 ft AMSL beziehungsweise 449 m/M.

Die Hartbelagpiste 07L/25R hatte eine Länge von 2000 m und eine Breite von 40 m. Ihre magnetische Richtung betrug 064° bzw. 244° bei einer Variation von 0°39'E.

300 m südlich davon lag parallel die so genannte "Notpiste" 07R/25L mit einer Länge von 1500 m und einer Breite von 40 m. Diese war ebenfalls eine Hartbelagpiste.

Das angrenzende Werkgelände war durch einen Maschendrahtzaun von ca. 2.5 m Höhe abgegrenzt.

Der Flugplatz konnte sowohl während seiner Betriebszeiten mit einem Flugplatzverkehrsdienst als auch ausserhalb dieser Zeiten benutzt werden. Zu allen Zeiten war eine vorgängige Bewilligung notwendig (*prior permission required* PPR).

Der Flugplatz wurde von der Firma Pilatus Flugzeugwerke AG als Werkflugplatz genutzt. Der Flugplatz konnte vom Werkgelände her über einen Rollweg erreicht werden. Dieser überquerte eine öffentliche Strasse. Der Übergang Rollweg/Strasse war mit einer per Funk bedienten Signalanlage versehen.

Während der Militärflugdienstzeiten war eine Kontrollzone der Klasse D von Grund bis Flugfläche 130 aktiv.

1.5 Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 25. Juli 2005 um 10:28 Uhr. Die Meldung traf um ca. 10:40 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen ein. Die Untersuchung wurde am 25. Juli 2005 um ca. 12:15 Uhr eröffnet.

Das Flugzeug hatte die Piste nach links verlassen und war anschliessend durch das Gras gerollt. Weder auf der Piste noch im Bereich des Pistenrandes waren Brems- oder Verzögerungsspuren sichtbar.

Das Flugzeug wurde vor Ort aufgebockt und die Funktion der Bremsen überprüft. Dabei konnte die normale Funktion der Bremsen für das linke und das rechte Rad sowohl vom Pilotensitz links wie auch vom Pilotensitz rechts festgestellt werden.

Am Heckrad wurde der Steuerungsmechanismus überprüft. Dabei wurde festgestellt, dass der Nocken (*locking plate*) der Verriegelung fehlte. Während des Starts und der Landung ist die Steuerung des Heckrades durch diesen Nocken verriegelt. Zum Rollen und Manövrieren wird die Verriegelung aufgehoben und das Heckrad wird durch die Seitenrudersteuerung kontrolliert.

Der Nocken konnte zunächst weder auf der Piste noch in der Nähe der Heckradspur gefunden werden.

Kurze Zeit später wurde der abgebrochene Nocken auf dem Werksgelände gefunden. Eine erste visuelle Überprüfung zeigte, dass die beiden Schrauben abgeschert waren. Die betroffenen Bauteile wurden einer detaillierten Untersuchung unterzogen. Die Ergebnisse der Untersuchung wiesen auf einen spontanen Gewaltbruch hin.

Die Bremsanlage des Flugzeugs wurde einer eingehenden Prüfung unterzogen. Die Bauteile wurden in der Werkstatt demontiert und die hydraulischen Wechsellventile (*shuttle valve*) sowie die rechte Bremse auf der Prüfbank auf eine korrekte Funktion überprüft.

Es konnten dabei keine Mängel festgestellt werden, welche die fehlende Bremsleistung hätten erklären können.

1.6 Weitere Vorfälle

Da die nach dem Unfall durchgeführte Untersuchung keine Hinweise auf einen Defekt in der Bremsanlage ergab, wurde das Flugzeug nach der Reparatur wieder für den Betrieb freigegeben.

Im November 2005 ereignete sich erneut ein Zwischenfall, bei dem eine Bremse des Flugzeugs HB-FMQ vollständig versagte. Der Pilot wollte während des Rollens durch den leichten Einsatz der linken Bremse die Richtung beeinflussen, musste aber feststellen, dass die Bremswirkung vollständig ausblieb. Er informierte unverzüglich den Instruktor, welcher auf dem rechten Sitz sass. Dieser konnte keine Fehlfunktion der Bremsen feststellen. Die Piloten brachten die Maschine zum Stillstand, setzten die Parkbremse und wechselten die Sitzposition. Nach dem Lösen der Parkbremse funktionierten die Bremsen wieder störungsfrei. Nachdem die Besatzung den Vorfall gemeldet hatte, wurde die Bremsanlage überprüft. Die Ursache der Störung konnte allerdings nicht eruiert werden.

Im April 2006 trat ein weiterer Vorfall nach einem Kontrollflug mit dem PC-6 S/N 951 auf. Dabei war beim Bremsen nach der Landung festgestellt worden, dass das Bremspedal rechts vollständig bis zum Anschlag durchgetreten werden konnte und dabei fast keine Wirkung erzielt wurde.

Nachdem das Pedal drei- bis viermal durchgetreten wurde, war wieder eine teilweise Bremswirkung vorhanden. Nachdem das Flugzeug die Piste verlassen hatte, wurde die Bremswirkung durch den Piloten als genügend beurteilt, um langsam zum Werkgelände zurückrollen zu können. Dort angekommen stellte er erneut ein Versagen der rechten Bremse fest.

Da der Fehler mit dem stehenden Flugzeug im Hangar nicht reproduziert werden konnte, wurde eine Serie von Taxi-Tests durchgeführt, um zu versuchen den Fehler beim Rollen zu reproduzieren.

Dabei trat erneut der Fall auf, dass die rechte Bremse des Piloten „weich“ wurde und sich bis zum Anschlag durchtreten liess. Die Bremsen des Copiloten funktionierten normal.

Auf Anraten des Unterhaltspersonals wurden die Bremspedale von Hand ganz zurückgezogen, um festzustellen, ob die Bremszylinder wirklich ganz in ihrer ausgefahrenen Stellung seien. Dabei wurde festgestellt, dass sich nur der rechte Bremszylinder auf der Copilotenseite vollständig in seiner ausgefahrenen Stellung befand. Die anderen drei Zylinder konnten um einige Millimeter zurückgezogen werden.

Nachdem die Pedale von Hand zurückgezogen worden waren, konnte sowohl auf der Piloten- wie auch auf der Copilotenseite der Druck in beiden Bremsen normal aufgebaut werden.

Durch eine eingehende Untersuchung konnte festgestellt werden, dass fehlendes Spiel im Mechanismus der Pedale dazu führte, dass nach deren Betätigung die Bremszylinder nicht vollständig in ihre Ausgangsstellung zurückgestellt wurden. In dieser Position konnte keine Bremsflüssigkeit in den Bremszylinder nachfließen, was bei den nachfolgenden Betätigungen von einer „weichen“ Bremse bis zum vollständigen Versagen führen konnte.

Nachdem die Installation der Bremszylinder und der Pedale entsprechend korrigiert war, erreichten die Pedale ihre korrekte Ausgangsposition.

Sämtliche nachfolgenden Tests und Rollversuche verliefen seither ohne jegliche Beanstandungen.

Aufgrund dieser Erkenntnisse wurde die Bremsinstallation des Flugzeugs HB-FMQ erneut untersucht. Dabei wurde festgestellt, dass das Spiel und die Ausrichtung zwischen Bremspedal und Bremszylinder ebenfalls ungenügend waren.

Die Installation wurde entsprechend korrigiert.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Während des Starts und der Landung ist das Heckrad so zu verriegeln, dass es zentriert ist. Wenn das Heckrad nicht verriegelt ist, hat das Flugzeug nach dem Aufsetzen die Tendenz, nach links auszubrechen. Die Richtungsstabilität (*directional stability*) ist beim Ausrollen stark eingeschränkt, wenn das Heckrad nicht verriegelt ist.

Wenn das Heckrad in Stellung „STEER“ steht, so ist es bis zu einem Winkel von +/- 25° mit dem Seitensteuer verbunden. In Stellung „LOCK“ ist es vom Seitensteuer ausgekuppelt und sollte in zentrierter Stellung verriegelt sein. Die Untersuchung hat ergeben, dass zwei Bolzen, welche den Nocken befestigen, der das Heckrad hätte zentrieren müssen abgeschert waren. Dadurch war das Heckrad jetzt vollständig frei (*swiveling*).

Da der abgescherte Nocken auf dem Werkgelände gefunden wurde, ist davon auszugehen, dass diese Beschädigung vor dem Flug stattgefunden hatte.

Möglicherweise wurde bei der Bereitstellung des Flugzeugs die Heckrad Verriegelung nicht gelöst.

Aufgrund des fehlenden Nockens war das Heckrad vor der Landung nicht verriegelt und möglicherweise nicht zentriert, ohne dass dies die Besatzung hätte wissen können. Bei der PC-6 kann aber unter der gegebenen Voraussetzung das Ausbrechen nach der Landung nur erfolgreich korrigiert werden, wenn Seitensteuer und Bremse unmittelbar nach dem Aufsetzen eingesetzt werden.

Durch das Fehlen des Nockens der Heckradverriegelung war eine Unfallursache gegeben.

Die Wirkungslosigkeit der rechten Bremse beraubte die Besatzung der Möglichkeit, das Ausbrechen zu korrigieren. Die Bremsen des PC-6 sind so stark dimensioniert, dass bei vollem Bremseinsatz die Räder blockieren und Bremsspuren entstehen. Das Fehlen jeglicher Brems- und Verzögerungsspuren lässt den Schluss zu, dass zumindest die rechte Bremse nicht korrekt funktioniert hatte.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Die Ausbildung wurde ohne Zeitdruck und nach entsprechender Vorbereitung durchgeführt. Beide Piloten hatten eine grosse allgemeine Flugerfahrung, aber nur eine geringe Erfahrung auf dem Pilatus PC-6.

Nach Angaben der Piloten haben sie eine Vorflugkontrolle durchgeführt. Dabei haben sie die Beschädigung oder das Fehlen der *locking plate* nicht festgestellt, was auch nicht ohne weiteres möglich gewesen wäre.

Die Besatzung hatte keine Gelegenheit, die zwei gleichzeitig auftretenden technischen Störungen zu erkennen und mögliche Gegenmassnahmen zu ergreifen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot und der Fluglehrer waren im Besitz der entsprechenden Lizenzen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Das Flugzeug war im schweizerischen Luftfahrzeugregister eingetragen und zum Betrieb zugelassen.
- Im Zeitpunkt des Unfalles lagen Masse und Schwerpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die Übernahmeprüfung wurde vom Hersteller selber gemäss den Verfahren, welche im Hersteller Organisations-Handbuch (*production organisation exposition* POE) festgelegt sind, durchgeführt und am 7. Juni 2005 durch das BAZL visitiert.
- Der Nocken der Heckradverriegelung war vorgängig abgebrochen.
- Der Nocken wurde später auf dem Werkgelände gefunden.
- Die Bremsen funktionierten nach der Landung nicht korrekt.
- Zu einem späteren Zeitpunkt und nach weiteren Bremszwischenfällen konnte eruiert werden, dass die Bremsanlage infolge ungenügenden Spiels im Betätigungsmechanismus zeitweise nicht korrekt funktionierte.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug nach der Landung mit defekter Heckradverriegelung und defekter Bremsanlage nach links ausbrach und mit einem Zaun kollidierte.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Nachdem bei einem zweiten Flugzeug zwei Vorfälle mit zeitweise nicht funktionierenden Bremsen aufgetreten waren, wurden ausführliche Taxi-Tests durchgeführt, während derer die Fehlfunktion reproduziert werden konnte.

Als Ursachen wurden eine ungenügende Ausrichtung und zuwenig Spiel zwischen Bremszylinder und Pedal festgestellt.

Der Hersteller hat in der Folge das *service bulletin* (SB) 32-002 herausgegeben, welches festlegt, wie das Spiel und die Ausrichtung der Pedale bei PC-6 Flugzeugen zu kontrollieren seien.

Im Anschluss an dieses SB haben das BAZL und die Europäische Agentur für Flugsicherheit (EASA) die Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) Nr. HB 2008-302; EASA AD 2008-0164 erlassen. Diese Ausgabe wurde durch die LTA HB 2008-311; EASA AD 2008-0171 (mit Referenz auf die Revision 2 des Pilatus SB 32-002) ersetzt.

Ausserdem hat der Hersteller das Design der Befestigung für die *locking plate* geändert. Diese Änderung wurde mit der Pilatus SB 32-001 eingeführt und ebenfalls als EASA AD 2008-0070 herausgegeben.

Des Weiteren hat Pilatus mit einer vorläufigen Änderung (*temporary revision*) die Durchführung der Vorflugkontrolle angepasst. Es wird jetzt eine explizite Kontrolle der *locking plate* verlangt.

Payerne, 28. Januar 2009

Büro für Flugunfalluntersuchungen

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

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, 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 Vorfalls 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.