



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2160 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Piper PA-32R-300, HB-PRE

vom 26. August 2010

Oey, Gemeinde Saanen/BE

Cause

L'accident est dû à une collision avec le terrain juste après le décollage parce que l'avion n'a pas pu gagner assez de hauteur en raison de performances du moteur fortement réduites. La perte de puissance du moteur s'explique par des dégâts dû à la corrosion et de l'usure de l'arbre à cames et des poussoirs hydrauliques.

Facteurs ayant contribué à l'accident :

- la poursuite du décollage malgré les performances réduites du moteur
- le non-respect des recommandations du constructeur concernant la problématique connue de corrosion dans le moteur
- la non-intégration des recommandations correspondantes du constructeur dans le programme d'entretien du moteur

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 18. November 2010, 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 von Unfällen oder schweren Vorfällen. 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 (*universal time coordinated* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	6
Untersuchung	6
Kurzdarstellung.....	6
Ursachen	6
Sicherheitsempfehlungen	7
1 Sachverhalt	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	8
1.1.1 Allgemeines	8
1.1.2 Vorgeschichte	8
1.1.3 Flugverlauf.....	8
1.1.4 Unfallort.....	9
1.2 Personenschäden	10
1.2.1 Verletzte Personen.....	10
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	10
1.4 Drittschaden	10
1.5 Angaben zu Personen.....	10
1.5.1 Flugbesatzung	10
1.5.1.1 Pilot	10
1.5.1.1.1 Flugerfahrung	11
1.5.1.1.2 Erneuerung der Berechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge	11
1.5.2 Passagiere.....	11
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	11
1.6.1 Allgemeine Angaben	11
1.6.2 Angaben zum Motor	13
1.6.3 Lebenslauf des Flugzeuges	14
1.6.4 Einfuhr und Unterhalt in die Schweiz.....	14
1.6.5 Nicht durchgeführte Unterhaltsarbeiten	15
1.6.6 Überholung des Motors	15
1.6.7 Service Letter No. L180B	16
1.7 Meteorologische Angaben.....	17
1.7.1 Allgemeines	17
1.7.2 Allgemeine Wetterlage.....	17
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	17
1.7.4 Astronomische Angaben	18
1.8 Navigationshilfen	18
1.9 Kommunikation	18
1.10 Angaben zum Flugplatz.....	18
1.10.1 Allgemeines	18
1.10.2 Pistenausrüstung	18
1.10.3 Start- und Landestrecken	18
1.10.4 Rettungs- und Feuerwehrdienste.....	19
1.11 Flugschreiber	19
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle.....	19
1.12.1 Unfallstelle	19
1.12.2 Aufprall	20
1.12.3 Wrack	20
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	21

1.14	Feuer	21
1.15	Überlebensaspekte	21
1.15.1	Allgemeines	21
1.15.2	Suche und Rettung	21
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	21
1.16.1	Untersuchungen am Motor	21
1.16.1.1	Kontrolldemontage	21
1.16.1.2	Messung der Nockenwelle	24
1.16.1.3	Abschätzung der Leistungseinbusse bei verminderter Zylinderfüllung	25
1.16.1.4	Untersuchungen der Nebenaggregate	25
1.16.1.5	Propellernabe und Drehzahlregler	26
1.16.2	Kommentar des Motorenherstellers zu den vorgefundenen Schäden	26
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	26
1.17.1	Bodanair AG	26
1.17.2	Bundesamt für Zivilluftfahrt	27
1.17.2.1	Allgemein	27
1.17.2.2	Technische Mitteilung 02.020-30	27
1.18	Zusätzliche Angaben	29
1.18.1	Flugleistungsberechnung für Start und Anfangssteigflug	29
2	Analyse	31
2.1	Technische Aspekte	31
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	32
2.2.1	Besatzung	32
2.2.2	Der Pilot in der Funktion als Halter	32
3	Schlussfolgerungen	33
3.1	Befunde	33
3.1.1	Technische Aspekte	33
3.1.2	Besatzung	33
3.1.3	Flugverlauf	33
3.1.4	Rahmenbedingungen	34
3.2	Ursachen	34
4	Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen... 35	
4.1	Sicherheitsempfehlungen	35
4.1.1	Verbindlichkeit von Herstellerempfehlungen	35
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit	35
4.1.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 459	36

Schlussbericht

Zusammenfassung

Eigentümer	Swiss Aviation Services AG, Hinterbergstrasse 26, PO Box 5052, 6330 Cham, CH
Halter	Bodanair AG, Sonnhaldenstrasse 8, 8280 Kreuzlingen, CH
Hersteller	Piper Aircraft Inc., 2926 Piper Drive, Vero Beach, FL 32960, USA
Luftfahrzeugmuster	PA-32R-300 „Cherokee Lance“
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-PRE
Ort	Oey, Gemeinde Saanen/BE
Datum und Zeit	26. August 2010, ca. 13:15 Uhr

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um ca. 13:15 Uhr. Die Meldung traf kurz darauf ein. Die Untersuchung wurde am gleichen Tag um ca. 15:00 Uhr durch das Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Bern eröffnet. Das BFU informierte die Vereinigten Staaten von Amerika über den Unfall, welche einen bevollmächtigten Vertreter ernannten und an der Untersuchung mitgewirkt haben.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST, ehemals BFU, veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am 26. August 2010 beabsichtigte der Pilot der PA-32R-300, eingetragen als HB-PRE, einen Privatflug mit zwei Passagieren von Saanen (LSGK) nach Zürich (LSZH) durchzuführen.

Kurz vor 13:00 Uhr startete der Pilot den Motor und rollte zum Rollhalteort der Piste 26. Beim *run-up* und anschliessend auch während des Startlaufs wurden ungewöhnliche Geräusche, ähnlich wie Zündaussetzer wahrgenommen. Die HB-PRE brauchte mit einer Startrollstrecke von ungefähr 800 m ungewöhnlich lange, bis sie schlussendlich abhob. Das Flugzeug gewann danach kaum an Höhe und überflog das Pistenende in geringer Höhe. Kurze Zeit später prallte das Flugzeug in einen Haufen Schwemmholz neben der ARA¹ Saanen. Die Maschine fing dabei sofort Feuer und brannte teilweise aus.

Alle Insassen kamen ums Leben und das Flugzeug wurde zerstört. Es entstand unbedeutender Flurschaden.

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass es kurz nach dem Start zu einer Kollision mit dem Gelände kam, weil das Flugzeug wegen einer markant reduzierten Leistungsfähigkeit des Motors nicht genügend an Höhe gewinnen konnte. Der Leistungsverlust des Motors erklärt sich aufgrund von Korrosions- und Verschleisschäden an der Nockenwelle und den *tappet bodies*.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Die Fortsetzung des Starts trotz reduzierter Motorleistung.
- Das Nichtbeachten der Empfehlungen des Herstellers betreffend der bekannten Korrosionsproblematik im Motor.
- Die Nicht-Integration der entsprechenden Empfehlungen des Herstellers in das Unterhaltungsprogramm des Motors.

¹ ARA - Abwasser Reinigungsanlage

Sicherheitsempfehlungen

Im Rahmen der Untersuchung wurde eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen.

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der ICAO richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, welche darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl ist jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) bezüglich der Umsetzung folgende Regelung vor:

„Art. 32 Sicherheitsempfehlungen

¹ *Das UVEK richtet, gestützt auf die Sicherheitsempfehlungen in den Berichten der SUST sowie in den ausländischen Berichten, Umsetzungsaufträge oder Empfehlungen an das BAZL.*

² *Das BAZL informiert das UVEK periodisch über die Umsetzung der erteilten Aufträge oder Empfehlungen.*

³ *Das UVEK informiert die SUST mindestens zweimal jährlich über den Stand der Umsetzung beim BAZL.“*

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Wahrnehmungen diverser Auskunftspersonen verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt. Auf der Fluganmeldung wurde dieser Flug als Privatflug deklariert.

1.1.2 Vorgeschichte

Am 18. August 2010 wurde der Pilot der HB-PRE angefragt, am 26. August 2010 ein ihm bekanntes Ehepaar von Saanen (LSGK) nach Zürich (LSZH) zu fliegen, damit diese beiden Personen einen Linienflug von Zürich nach Hamburg von 14:55 Uhr erreichen konnten. Zu diesem Zweck plante der Pilot die Piper PA-32R-300, eingetragen als HB-PRE, einzusetzen. Dieses Flugzeug mit Baujahr 1976 hatte er knapp ein Jahr zuvor in Deutschland erworben und in die Schweiz eingeführt.

Am Morgen des Unfalltages betankte der Pilot die HB-PRE mit 97 Liter Flugbenzin und bereitete das Flugzeug für die anstehenden Flüge vor. Um 11:18 Uhr startete die HB-PRE auf der Piste 28 in Altenrhein und verliess die Kontrollzone via den Meldepunkt ZULU. Um 12:30 Uhr befand sich die HB-PRE im Anflug auf Saanen. Während dem Endanflug auf die Piste 26 wurden verschiedene Personen am Boden auf die HB-PRE aufmerksam, da sie für diese Art Flugzeug eher unübliche Motorengeräusche wahrnahmen. Nach der Landung rollte die Maschine auf das Vorfeld. Da wegen der Mittagspause niemand im C-Büro war, erledigte der Pilot die üblichen Formalitäten im Eingangsbereich des Büros, indem er das entsprechende Couvert zusammen mit der Fluganmeldung ausfüllte.

1.1.3 Flugverlauf

Zwischen 12:50 und 12:55 Uhr kehrten der Flugplatzchef und seine Mitarbeiter aus der Mittagspause zurück. Sie bemerkten wie drei Personen in die PA-32R-300 einstiegen. Der Pilot rief dem Flugplatzchef noch zu, dass er die Landetaxe im Couvert eingelegt habe und verabschiedete sich mit den Worten: „*Wir müssen gehen.*“ Das Personal des Flugplatzes Saanen ging anschliessend ins C-Büro.

Kurze Zeit später nahmen diese wahr, dass der Pilot der PA-32R-300 mehrmals versuchte den Motor anzulassen. Plötzlich sprang dieser nun doch an und die Maschine rollte sofort in Richtung „*traffic light*“ an der östlichen Ecke des Vorfeldes. Eine Mitarbeiterin im C-Büro stellte dies fest und wies den Piloten an, dort zu warten, bis eine anfliegende Beech King Air auf der Piste 26 gelandet war. Diese Anweisung quittierte der Pilot der HB-PRE. Nachdem die zweimotorige Beech an der wartenden PA-32R-300 vorbei auf der Piste ausrollte, funkte die Mitarbeiterin im C-Büro dem Piloten in der HB-PRE, dass er nun zum Rollhalteort der Piste 26 weiterrollen könne. Als die Maschine am Rollhalteort ankam, begannen die Startvorbereitungen.

Ein erfahrener Privatpilot, welcher auf dem Balkon seines Chalets am „Unterbort“ in Saanen sass, wurde auf das Flugzeug aufmerksam, weil der Motor beim sogenannten *run-up* ungewöhnlich stotterte. Dies beschrieb er als Zündaussetzer. Er beobachtete die HB-PRE nun genauer, als diese auf der Piste 26 auf linierte. Die Klappen waren ausgefahren. Beim Setzen der Startleistung tönnte der Motor normal. Nachdem das Flugzeug etwa 100 m angerollt war, vernahm er wiederum deutliche Zündaussetzer. Das Flugzeug beschleunigte sehr träge und ver-

schwand kurz hinter einem ehemaligen Militärgebäude aus seinem Blickfeld. Etwa auf der Höhe des Vorfeldes sah er die Maschine rotieren und abheben.

Nun wurden auch verschiedene Personen im Bereich des Vorfeldes und die Angestellten im C-Büro auf die sehr unüblich tieffliegende Maschine aufmerksam. Das Fahrwerk wurde sofort eingezogen. Die HB-PRE gewann jedoch kaum an Höhe und flog über die Piste Richtung Pistenende. Der Anstellwinkel wurde kontinuierlich vergrössert, doch die Flughöhe nahm nur geringfügig zu. Die Baumreihe zwischen dem Pistenende und der Saane wurde mit knapp 5-10 ft überflogen. In angestellter Fluglage drehte die Piper leicht nach rechts, da der Hügel „Vanel“, welcher hinter der ARA von Saanen liegt, wohl nicht hätte überflogen werden können. Nun begann das Flugzeug an Höhe zu verlieren. Auf Funkaufrufe aus dem C-Büro reagierte der Pilot nicht. Es wurde im Lautsprecher lediglich ein kurzer, wohl unbeabsichtigter Funkspruch mit den Worten: „...ah, ahh...neii [ach nein]“ wahrgenommen.

Ein Mitarbeiter der ARA wurde auf die vom Flugplatz her tief anfliegende Maschine aufmerksam und hörte wie der Motor stotterte. Er beobachtete ebenfalls, wie der Anstellwinkel andauernd verändert wurde. Über den Klärgruben drehte das Flugzeug weiter nach rechts und prallte auf einen Stapel Schwemmholz unmittelbar neben den Klärgruben. Er rannte sofort zur Unfallstelle und sah wie dichter Rauch aus dem Wrack aufstieg. Die Insassen waren regungslos.

Als der Rauch für die Personen im C-Büro sichtbar wurde, löste man sofort den Alarm aus. Zwei Mitarbeiter der ARA mussten ihre ersten Löschversuche abbrechen, nachdem zwei grosse Stichflammen ausbrachen. Das Flugzeug brannte teilweise aus, sodass die Insassen vor den Flammen nicht mehr gerettet werden konnten. Durch den Einsatz der örtlichen Feuerwehren konnte das Feuer endgültig gelöscht werden.

1.1.4	Unfallort	
	Unfallort	Oey, Gemeinde Saanen/BE 1.4 km westlich des Flugplatzes Saanen (LSGK)
	Datum und Zeit	26. August 2010, ca. 13:15 Uhr
	Koordinaten	584 037 / 148 316 (<i>swiss grid</i> 1903) N 46° 29' 10" / E 007° 13' 51" (WGS 84)
	Höhe	995 m/M 3264 ft AMSL
	Endlage des Wracks	655 m westlich des Beginns der Piste 08 und 195 m nördlich der verlängerten Pistenachse des Flugplatzes Saanen
	Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1245, Château-d'Oex, Massstab 1:25 000

1.2 Personenschäden

1.2.1 Verletzte Personen

Ver- letzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	1	2	3	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	2	3	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Es entstand unbedeutender Flurschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Pilot

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1962
Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>airline transport pilot licence aeroplane – ATPL(A)</i>) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 15. März 1995
Berechtigungen	Musterberechtigung AVRORJ/BAe 146 als verantwortlicher Pilot, gültig bis 24. November 2010 Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge (<i>single engine piston – SEP</i>), gültig bis 12. Januar 2012 Internationale Radiotelefonie für Flüge nach Sicht- und Instrumentenflugregeln RTI (VFR/IFR) Nachtflug NIT
Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A) Instrumentenanflüge der Kategorie III mit AVRORJ/BAe 146, letztmals verlängert am 23. November 2009, gültig bis 24. November 2010
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, ohne Einschränkungen, gültig bis 20. Mai 2011
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	10. Mai 2010
Beginn der fliegerischen Ausbildung	1988

1.5.1.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft	10 751:12 h
Auf dem Unfallmuster	5:46 h
Während der letzten 90 Tage	135:49 h
Davon auf dem Unfallmuster	2:09 h
Während der letzten 24 h	1:27 h
Davon auf dem Unfallmuster	1:27 h
Landungen Total	unbekannt
Landungen während der letzten 90 Tage	105
Landungen Total mit dem Unfallmuster	9
Landungen während der letzten 90 Tage auf dem Unfallmuster	2

1.5.1.1.2 Erneuerung der Berechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge

Am 11. Januar 2010 erneuerte der Pilot seine Berechtigung für das Führen einmotoriger Kolbenmotorflugzeuge (*single engine piston* – SEP). Dabei machte er unter anderem geltend, dass er in den 12 Monaten vor Ablauf dieser Berechtigung 21:30 Stunden, 20 Starts und 20 Landungen als verantwortlicher Pilot auf Flugzeugen der Klasse SEP absolvierte.

Seit dieser Erneuerung flog er als verantwortlicher Pilot bis zum Unfall mit Flugzeugen der Klasse SEP während 7:40 Stunden und absolvierte dabei 11 Starts und 11 Landungen.

1.5.2 Passagiere

Deutsche Staatsangehörige, Jahrgang 1947, keine fliegerische Erfahrung.
Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1949, keine fliegerische Erfahrung.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-PRE
Luftfahrzeugmuster	PA-32R-300 „Cherokee Lance“
Charakteristik	Einmotoriges, sechsplätziges Kleinflugzeug mit Kolbenmotorantrieb, ausgeführt als freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Piper Aircraft Inc., 2926 Piper Drive, Vero Beach, FL 32960, USA
Baujahr	1976
Werknummer	32R-7780071
Eigentümer	Swiss Aviation Services AG, Hinterbergstrasse 26, PO Box 5052, 6330 Cham, CH
Halter	Bodanair AG, Sonnhaldenstrasse 8, 8280 Kreuzlingen, CH

Triebwerk	Lycoming Textron USA, LYC IO-540-K1G5D ² , Viertakt-Boxermotor, mit sechs Zylindern und Benzineinspritzung ohne Aufladung Werknummer L-15551-48A, Baujahr 1976, Nominalleistung 224 kW (300 PS)
Propeller	MT-Propeller Entwicklungs GmbH, Flugplatzstr. 1, 94348 Atting, D Hydraulisch verstellbarer Dreiblattpropeller in Verbund-Bauweise mit konstanter Drehzahl Baumuster MTV-9-B/198-52, Werknummer 06586, Baujahr 2006
Ausrüstung	Das Flugzeug hatte eine Ausrüstung, welche die Voraussetzung für Flüge nach Instrumentenflugregeln gehabt hätte. Diese Ausrüstung erfüllte somit die Bedingungen entsprechend dem Zulassungsbereich dieses Flugzeuges für VFR-Flüge
Betriebsstunden	Zelle: 1256:34 h TSN ³ Triebwerk 1256:34 h TSN Propeller 87:57 h TSN
Anzahl Landungen	2169
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflug- und Landemasse 1633 kg (3600 lb)
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Unfallzeitpunkt betrug 1356 kg (2989 lb) Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen
Technische Einschränkungen	Keine bekannt, da das Flugreisebuch verbrannte. Die technischen Akten wurden an Bord mitgeführt und brannten teilweise aus
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Gemäss Analyse entsprach der Treibstoff den Spezifikationen für Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffvorrat	Zum Unfallzeitpunkt befanden sich noch ca. 28 USG in den Tanks. Dies entspricht einer Flugzeitreserve von ca. 1:40 h
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 18. August 2009, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister

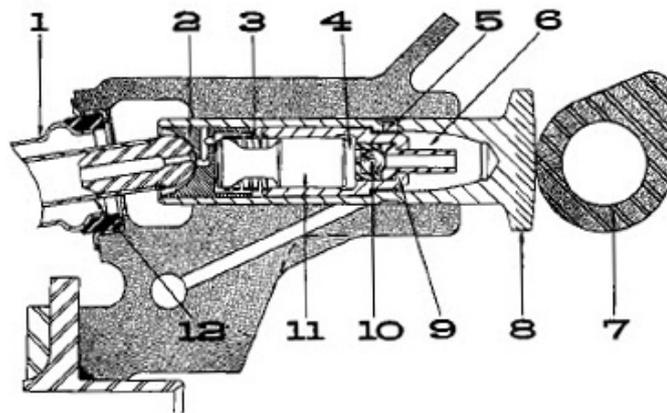
² gem. Typenschild, IO-540-K1A5D gem. Luftfahrzeugregister des BAZL

³ TSN - *time since new*

Lufttuchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 20. November 2009, gültig bis auf Widerruf
Bescheinigung über die Prüfung der Lufttuchtigkeit	Datum der Ausstellung: 9. Dezember 2009 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 19. November 2010
Zulassungsbereich	Privat
Kategorie	VFR bei Tag und bei Nacht

1.6.2 Angaben zum Motor

Der in der HB-PRE eingebaute Motor hat sechs Zylinder. Jeder dieser Zylinder weist ein Auslass- und ein Einlassventil auf. Die Auslassventile der sechs Zylinder werden individuell durch die entsprechenden Auslassventil-Nocken der Nockenwelle gesteuert; die Einlassventile von zwei einander gegenüberliegenden Zylindern werden durch einen einzigen gemeinsamen Einlassventil-Nocken der Nockenwelle gesteuert. Die Ansteuerung der Ventile ist nachfolgend schematisch dargestellt:



- | | |
|-------------------------|----------------------|
| 1. Shroud Tube | 7. Camshaft |
| 2. Push rod socket | 8. Tappet body |
| 3. Plunger spring | 9. Cylinder |
| 4. Oil pressure chamber | 10. Ball check valve |
| 5. Oil hole | 11. Plunger |
| 6. Oil supply chamber | 12. Push rod |

Bild 1: Illustration der Ventilansteuerung aus dem Lycoming *overhaul manual*

1.6.3 Lebenslauf des Flugzeuges

Die PA-32R-300 mit der Seriennummer 32R-7780071 wurde im Jahre 1976 als N7648F aus den USA nach Deutschland überflogen. Anschliessend wurde diese Maschine ab dem 17. Dezember 1976, eingetragen als D-EHKM, in Betrieb genommen. Zu diesem Zeitpunkt hatte das Flugzeug 27 Betriebsstunden.

Am 2. Oktober 1998 wurde an der PA-32R-300 die 1000-Stundenkontrolle bei einer Betriebszeit von 973 h bescheinigt. Dies ergab in dieser Zeitperiode einen Jahresdurchschnitt von rund 44 Betriebsstunden.

Am 29. August 2008 wurde zusammen mit einer 100-Stundenkontrolle eine Jahresnachprüfung in Deutschland attestiert. Das Flugzeug wies dabei 1246:24 Betriebsstunden auf. Der letzte Besitzer in Deutschland verkaufte die D-EHKM am 20. April 2009 an die Bodanair AG in Kreuzlingen. Das Flugzeug wies dabei 1250:49 Betriebsstunden auf. Der Jahresdurchschnitt der Betriebsstunden sank zwischen 1998 und 2009 auf rund 25 Stunden.

Im letzten Betriebsjahr der PA-32R-300, seit der Einfuhr in die Schweiz, wurde dieses Flugzeug, nun als HB-PRE eingetragen, noch während etwa 4 Stunden betrieben.

1.6.4 Einfuhr und Unterhalt in die Schweiz

Am 14. Juli 2009 wurde die D-EHKM nach Altenrhein (LSZR) überflogen. Die technischen Akten für die HB-PRE wurden am 20. August 2009 eröffnet. Das durch das deutsche Luftfahrtbundesamt ausgestellte ARC⁴ hatte eine Gültigkeit bis zum 19. September 2009. Gemäss Angaben des BAZL verzögerte sich die Einreichung der benötigten Unterlagen aus unbekanntem Gründen, sodass zum Zeitpunkt der definitiven Eintragung des Flugzeuges als HB-PRE kein gültiges ARC mehr vorlag. Deshalb entschied das BAZL am 28. September 2009, dass eine Eintragung ins Luftfahrzeugregister nur möglich sei, wenn vorgängig durch eine CAMO⁵ ein vollständiger *airworthiness review* durchgeführt und anschliessend eine entsprechende Empfehlung abgegeben wird.

Dieser Prozess führte die Firma Altenrhein Aviation AAL durch. Zudem wurden in den technischen Akten der Zelle eine 100-Stundenkontrolle Zelle und eine 400-Stundenkontrolle Motor bei 1253:25 Betriebsstunden bescheinigt. Diese Arbeiten wurden vom 19. Oktober bis 13. November 2009 durchgeführt. In den technischen Akten des Motors fanden sich jedoch keine Bescheinigungen über durchgeführte Arbeiten. Die Durchführung des *airworthiness review* wurde in den technischen Akten am 18. November 2009 bescheinigt. Es folgte basierend auf der Empfehlung der CAMO Altenrhein Aviation AAL am 19. November 2009 die Übernahmeprüfung durch das BAZL, sodass am 20. November 2009 das Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt wurde.

Die Behebung der Beanstandungen des *airworthiness review* wurde am 20. Januar 2010 bescheinigt.

Bis zum Unfall fanden sich in den technischen Akten der HB-PRE keine Bescheinigungen von weiteren Unterhaltsarbeiten.

⁴ ARC - *airworthiness review certificate*

⁵ CAMO - *continuing airworthiness management organization*

1.6.5 Nicht durchgeführte Unterhaltsarbeiten

Seit der letzten 100-Stundenkontrolle fielen bis zum Unfall die folgenden Unterhaltsarbeiten an:

- Monatlich: *inspect battery, box or shelf and cables. Check portable fire extinguisher for condition & charge.*
- Alle drei Monate: *remove drain and clean fuel strainer bowl and screen, located in bottom of fuel selector valve.*
- Alle vier Monate: *Lycoming mandatory service bulletin (SB) 480E: oil and filter change and screen cleaning.*

Es fanden sich in den technischen Unterlagen keine Hinweise, welche die Durchführung dieser Arbeiten belegen.

Bezüglich des SB 480E nahm der Unterhaltsbetrieb wie folgt Stellung: „...dies obliegt der Verantwortung des Halters. Gemäss der AAL internen Planungsliste war der Öl- und Filterwechsel bei 1303h / 13.03.2010 fällig. AAL hat das Öl und den Filter anlässlich der Annual Inspection von Nov. 2009 gewechselt und wurde danach nie durch den Halter für einen weiteren Öl- und Filterwechsel beauftragt.“

1.6.6 Überholung des Motors

In den sechziger Jahren publizierte Lycoming das sogenannte *overhaul manual direct drive engine* in welchem die Arbeitsanweisungen für die Überholen von Lycoming Motoren beschrieben wurde. In der vorliegenden sechsten Ausgabe aus dem Jahre 1974 mit dem Revisionsstand Juli 2008 wird ebenfalls auf die in diesem Bericht beschriebene Korrosions-Problematik wie folgt hingewiesen:

„6-43. *HYDRAULIC TAPPET BODIES. If for any reason a new camshaft is to be installed in the engine, or the cam lobes are conditioned by regrinding, all of the tappet bodies must be discarded and replaced with new tappet bodies. (...)*

6-45. *Check the face of the tappet body for signs of spalling or pitting (figure 6-17). Any face which shows this condition is cause for rejection, and the tappet body must be replaced with a new tappet body. It is recommended, that a magnifying glass (min. 10 power) be used for this purpose.*

6-46. *When a tapped body is rejected because of spalling, a visual inspection of the nose of the cam lobe with a magnifying glass (min. 10 power) must be made.*

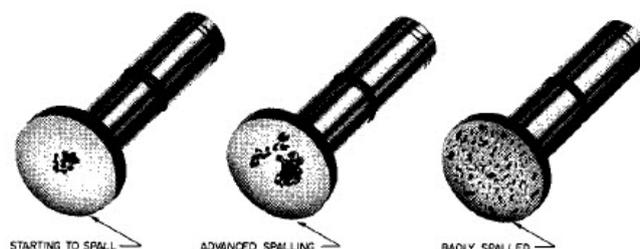


Figure 6-17. Appearance of Spalling Marks on Face of Hydraulic Tappet Bodies

Any indication of distress, surface irregularity or feathering at the edge of the lobe is cause of rejection of the cam shaft.”

Weiter publizierte Lycoming im Jahre 2009 die *service instruction* No.1009AU. Dieses Dokument wurde erstmals im Jahre 1960 herausgegeben. Insbesondere finden sich in diesem Dokument folgende Informationen:

„...Continuous service assumes that the aircraft will not be out of service for any extended period of time. Refer to latest revision of Service Letter No. L180 if the aircraft is to be out of service for a period of time greater than 30 days.

Engine deterioration in the form of corrosion (rust) and the drying out and hardening of composition materials such as gaskets, seals, flexible hoses and fuel pump diaphragms can occur if an engine is out of service for an extended period of time. Due to the loss of a protective oil film after an extended period of inactivity, abnormal wear on soft metal bearing surfaces can occur during engine start. Therefore, all engines that do not accumulate the hourly period of time between overhauls specified in this publication are recommended to be overhauled in the twelfth year...”

Dieses Dokument sieht zudem für den in der HB-PRE eingebauten Motorentyp, nebst der kalendarischen Laufzeit von zwölf Jahren, eine empfohlene TBO⁶ von 2000 Betriebsstunden vor.

Es fanden sich in den technischen Unterlagen keine Hinweise, dass der Motor der verunfallten PA-32R-300 seit der Inbetriebnahme einer Überholung unterzogen wurde.

1.6.7 Service Letter No. L180B

Im Jahre 2001 publizierte der Motorenhersteller den *service letter* No. L180B. Dieses Dokument bezieht sich im Wesentlichen auf die Erhaltung/Konservierung von Motoren mit dem Ziel Korrosion zu verhindern. Folgende Informationen, welche auch auf den Motor der HB-PRE zutreffen, sind folgendermassen beschrieben:

„SUBJECT: Engine preservation for active and stored aircraft

Engines in aircraft that are flown only occasionally may not achieve normal service life because of corrosion. This occurs when moisture from the air and products of combustion combine to attack cylinder walls and bearing surfaces during periods when the aircraft is not used. The procedures for combating this condition consist of coating the vulnerable surfaces with rust inhibitive compounds as herein described.

NOTE

Need for preservation must be evaluated by the owner or operator of the aircraft based on environmental conditions and frequency of aircraft activity. The time periods given are recommendations based on normal conditions.

Our experience has shown that in regions of high humidity, active corrosion can be found on cylinder walls of new engines inoperative for periods as brief as two days. In engines that have accumulated 50 hours or more time in service in a short period, the cylinder walls will have acquired a varnish that tends to protect them from corrosive action; such engines under favorable atmospheric conditions can remain inactive for several weeks without evidence of damage by corrosion.

Aircraft operated close to oceans, lakes, rivers and in humid regions have a greater need for engine preservation than engines operated in arid regions.

⁶ TBO - time between overhaul

ACTIVE ENGINES:

Engine temperature and length of operating time are very important in controlling rust and corrosion. The desired flight time for air cooled engines is at least one continuous hour at oil temperatures of 165°F to 200°F at intervals not to exceed 30 days, depending on location and storage conditions. This one hour does not include taxi, take-off and landing time. If recommended oil temperatures are not obtainable, contact aircraft manufacturer for availability of oil cooler winterization plates.

The aircraft temperature gages should be checked to make sure that they are accurate.

The cooling air baffles need to be in good condition and fitted properly to assure proper cooling air flow.

The oil cooler system needs to be of the proper size for the engine and airframe installation. Oil coolers that are sized incorrectly can cause over-heating or below minimum temperatures. Low temperatures are just as harmful as high temperatures due to build-up of water and acids.

Oil changes are very important in minimizing rust and corrosion. Reference latest revision of Textron Lycoming Service Bulletin No. 480 for recommended oil/filter change intervals and procedures.

Pulling engines through by hand when the aircraft is not run or flown for a week or so is not recommended. Pulling the engine through by hand prior to start or to minimize rust and corrosion does more harm than good. The cylinder walls, piston, rings, cam and cam follower only receive splash and vapor lubrication. When the prop is pulled through by hand, the rings wipe oil from cylinder walls. The cam load created by the valve train wipes oil off the cam and followers. After two or three times of pulling the engine through by hand without engine starts, the cylinders, cam and followers are left without a proper oil film. Starting engines without proper lubrication can cause scuffing and scoring of parts resulting in excessive wear.

INACTIVE ENGINES:

(...)

1.7 Meteorologische Angaben**1.7.1 Allgemeines**

Die Angaben im Kap. 1.7.2 bis 1.7.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Eine flache Hochdruckzone bestimmte das Wetter im gesamten Alpenraum. Nach Auflösung restlicher Wolkenfeldern am frühen Morgen folgte ein sonniger Vormittag mit guter Sicht.

1.7.3 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.

<i>Wetter/Wolken</i>	<i>1-2/8 hohe Restbewölkung</i>
<i>Sicht</i>	<i>über 30 km</i>

<i>Wind</i>	<i>Variabel, schwacher Wind</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>30 °C / 10 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1016 hPa, QNH LSZB 1016 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Temperaturen bis 30 °C</i>

1.7.4 Astronomische Angaben

<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimet: 170°</i>	<i>Höhe: 54°</i>
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.8 Navigationshilfen

Nicht zutreffend.

1.9 Kommunikation

Nicht zutreffend.

1.10 Angaben zum Flugplatz

1.10.1 Allgemeines

Der Flugplatz Saanen liegt 2.8 km nordwestlich von Gstaad in den Berner Alpen. Er befindet sich in einem Talkessel zwischen Saanen und Rougemont und diente bis ins Jahr 1992 als Militärflugplatz.

Zum Zeitpunkt des Unfalls wurde der Flugplatz nur noch zivil genutzt. Für Anflüge bedurfte es vorgängig eine Erlaubnis (*prior permission required* – PPR). Auf dem Flugplatz hatte es keine Flugverkehrsleitung. Auf folgende Gefahren wurde im Schweizer Luftfahrthandbuch AIP hingewiesen (*caution* – CTN):

- Flugplatz im Gebirge. Einweisungsflug empfohlen.
- Sommer: Hohe Dichtehöhen.
- Winter: Es ist unerlässlich sich telefonisch über den Pistenzustand zu erkundigen.

Die Bezugshöhe des Flugplatzes beträgt 3307 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 20.7 °C festgelegt.

1.10.2 Pistenausrüstung

Die asphaltierte Piste des Flugplatzes Saanen konnte nur unter Sichtflugregeln (VFR) für Starts und Landungen benützt werden. Sie wies folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen
08/26	1400 m (4593 ft) x 40 m

1.10.3 Start- und Landestrecken

Pistenbezeichnung	TORA ⁷ (m)	LDA ⁸ (m)
08	1080	1090
26	1090	1080

⁷ Takeoff run available

⁸ Landing distance available

1.10.4 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Der Flugplatz Saanen war mit Feuerbekämpfungsmitteln der Kategorie 1 ausgerüstet. Kategorie 2-4 konnten auf entsprechende Voranfrage bereitgestellt werden.

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

Ein elektronisches Triebwerküberwachungsgerät EDM 800 war installiert und dessen Einbau am 30. März 2006 bescheinigt. Die Konfiguration dieser Installation konnte nicht ermittelt werden. Ein solches Gerät ermöglichte bis zu 24 Motorparameter darzustellen und mit einem Intervall von 4 Hz aufzuzeichnen. Die maximale Aufzeichnungsdauer betrug 30 Stunden.

Bezüglich Aufzeichnungen und Auswertungen von Daten früherer Flüge fanden sich keine Hinweise in den Akten.

Aufgrund des Zerstörungsgrades konnte keine Auswertung des EDM 800 durchgeführt werden.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle lag unmittelbar auf einer Magerwiese neben den Klärgruben der ARA Saanen.



Bild 2: Flugweg (gelber Pfeil) und Unfallstelle (gelber Kreis)

1.12.2 Aufprall

Das Flugzeug prallte auf einen Haufen Schwemmholz, welches nach der Überschwemmung des Chalberhönibaches vom 12. Juli 2010 auf der Wiese neben der ARA Saanen zwischengelagert wurde. Dieser Aufprall hatte enorme Verzögerungswerte zur Folge.

1.12.3 Wrack

Das Flugzeug wurde durch den Aufprall zerstört. Der Cockpitbereich mit dem Instrumentenbrett, sowie der Passagierraum waren vollständig ausgebrannt. Mit Ausnahme der Landklappen und des Tankwählhahns konnten im gesamten Cockpitbereich keine Aussagen über Schalterstellungen und Position der verschiedenen Bedienungshebel gemacht werden. Zum Unfallzeitpunkt befanden sich die Landklappen in der Stellung 25° und der Tankwählhahn auf dem linken Tank.

Der Flugzeugrumpf lag in Bauchlage unmittelbar neben einem vier Meter hohen Stapel aus Schwemmholz.

Die Flugzeugnase zeigte in Richtung Flugplatz Saanen. Die beiden Flügel waren vom Rumpf getrennt. Der Motor war noch am Rumpf befestigt. Die Unterseite des Motors wies starke Beschädigungen auf. Am Öleinfüllstutzen des Motors fehlte der Verschlussdeckel, welcher auf der Unfallstelle unauffindbar war. Die obere Motorenverschalung lag etwa 5 Meter vom Motor entfernt auf der Unfallstelle. An der Innenseite der Verschalung wurden keine nennenswerten Ölsuren festgestellt. Es ist deshalb davon auszugehen, dass sich der Deckel beim Aufprall gelöst hat und weggeschleudert wurde.

Der Boden im Nahbereich des Flugzeugwracks war infolge der Feuerbekämpfung durch die Feuerwehr mit Löschwasser getränkt. Unter dem Motor wurden grössere Mengen eines Öl/Wasser-Gemisches festgestellt.

Der linke Flügel lag verkeilt im Holzstapel. Im Bereich der beiden Treibstoffbehälter aussen und innen war die Blechbeplankung der Flügeloberseite durch Feuer zerstört. In beiden Behältern konnten keine Treibstoffreste festgestellt werden.

Im inneren Treibstoffbehälter des rechten Flügels, welcher vom Feuer verschont geblieben war, wurde eine Treibstoffmenge von ca. 25 Litern festgestellt.

Alle drei Propellerblätter waren unmittelbar an der Propellernabe abgebrochen. Teile der Propellerblätter konnten in einem Umkreis von 50 Meter um die Unfallstelle aufgefunden werden.

Die beiden Hauptfahrwerke befanden sich in den Flügeln und zeigten eine eingefahrene Stellung auf. Bei der Bergung des Flügels rechts bewegte sich das Hauptfahrwerk rechts in Richtung ausgefahrene Stellung. Das Bugfahrwerk wurde getrennt vom Rumpfvorderteil beim Wrack aufgefunden.

Der *fuel injector servo* und der Zündmagnet zeigten äusserlich starke Brandspuren auf. Im Treibstoffsystem am Motor wurden Spuren von Benzin festgestellt.

Bei der Bergung des Rumpfes konnten hinter dem Sitz des Piloten eine grosse Menge von stark angebrannten und teilweise verkohlten Dokumenten sichergestellt werden.

Anhand der Untersuchung der Einstellspindel konnte festgestellt werden, dass sich die Höhensteuertrimmung in einer neutralen Position befand.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die Insassen wurden nach dem Unfall an folgenden Positionen aufgefunden:

Pilot	Cockpit vorne links
Passagierin	Cockpit vorne rechts
Passagier	Passagierraum rechts

Die Leichen des Piloten und der Passagiere wurden einer Autopsie unterzogen. Beim Piloten wurde festgestellt, dass der Tod infolge der beim Aufprall erlittenen schweren Verletzungen sofort eingetreten ist. Es wurden keine Hinweise auf vorbestandene pathologische Organveränderungen gefunden, die den Piloten bei der Führung des Flugzeuges hätten beeinträchtigen können.

Die toxikologische Untersuchung auf Alkohol, Medikamente und Drogen war negativ.

Die Passagiere verstarben an den Folgen des Aufpralles und des anschliessenden Brandes.

1.14 Feuer

Das Flugzeug fing nach dem Aufprall Feuer und brannte teilweise aus. Obschon diverse Personen kurz nach dem Unfall beim Wrack mit Löschen des Feuers begannen, konnte das Feuer in dieser Phase nicht ausreichend bekämpft werden, um die Insassen vor den Flammen zu schützen. Die örtlichen Feuerwehren konnten den Brand endgültig löschen.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Der Unfall mit dem nachfolgenden intensiven Brand war nicht überlebbar.

1.15.2 Suche und Rettung

Das Flugzeug war nicht mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) ausgerüstet.

Der Einbau eines Notsenders war Thema einer Besprechung zwischen dem Unterhaltsbetrieb und dem Piloten und wurde vom Unterhaltsbetrieb entsprechend offeriert.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Untersuchungen am Motor

Der Motor und seine Nebenaggregate wiesen erhebliche Schlag- und Brandschäden auf. Der Motor wurde einer Kontrolldemontage unterzogen.

1.16.1.1 Kontrolldemontage

Anlässlich der Kontrolldemontage, bei welcher der allgemeine Zustand des Motors als schlecht beurteilt wurde, konnte nebst anderem folgendes gemessen, resp. festgestellt werden:

- Eine im kalten Zustand durchgeführte Messung der Kompression der Zylinder zeigte, dass die Zylinder 3, 4, 5 und 6 die Anforderungen nicht erfüllten. Die Überprüfung der Dichtheit der Ventile ergab, dass einzig die Ein- und Auslassventile beim Zylinder 2 dicht waren.

- Die demontierten Zündkerzen zeigten folgendes Bild:

Zylinder	Kerze unten			Kerze oben		
	Zustand:	Blei	Abbrand	Zustand:	Blei	Abbrand
1	ziemlich schwarz	wenig	ca. 50%	leicht schwarz	kein	ca. 50%
3	leicht schwarz	kein	ca. 50%	leicht schwarz	kein	ca. 50%
5	stark schwarz	kein	ca. 50%	stark schwarz	kein	ca. 50%
2	ziemlich schwarz Ölspuren, leicht feucht	kein	ca. 50%	ziemlich schwarz	kein	ca. 60%
4	leicht schwarz	Spuren	ca. 60%	leicht schwarz, leicht rostig	kein	ca. 60%
6	stark schwarz	kein	ca. 50%	stark schwarz	kein	ca. 50%

- Die Zündkerzen der Zylinder 5 und 6 waren stark verrusst. Bei der Funktionsüberprüfung aller zwölf Kerzen wurden keine Mängel festgestellt.
- Bei der Zerlegung der Zylinder wurde festgestellt, dass der Zylinder Nr. 2 bereits in einer früheren Phase ausgebaut, repariert und wieder eingebaut worden war. Diese Arbeiten wurden am 30. März 2006 bescheinigt. Die Betriebszeit des Zylinders Nr. 2 seit dieser Reparatur bis zum Unfall betrug 98:27 h.
- Beim Zylinder Nr. 1 war eine Reparatur erkennbar.
- An der Innenwand der Zylinder Nr. 3, 4, 5 und 6 war eine starke Korrosion erkennbar. Auffällig war der starke Rostbefall auf den Zylinder-Oberflächen. Auch wurde festgestellt, dass der sonst übliche feine Ölfilm auf den Kolben- und Zylinder-Oberflächen fehlte; dies ist möglicherweise auf den Brand zurückzuführen.



Bild 3: Die Zylinder 5 und 6 wiesen ausgeprägte Korrosion an der Zylinderwand auf

- Die Innenrohre der *exhaust tube* 4, 5 und 6 waren stark angeschwärzt.
- Im Rohr-Innern der Einlassleitung zum Zylinder 5 wurden nahe der Einspritzdüsenöffnung Benzinreste festgestellt.
- Mit Ausnahme der Zylinder 1 und 2 wurden bei allen Kolben an den untersten Kolbenringen starke Ablagerungen eines Gemisches, bestehend aus Rost und Öl festgestellt.
- An der Nockenwelle wurde eine etwa 4 mm grosse Abnützung des Nockens, welcher die Einlassventile Zylinder 5 und 6 betätigt, festgestellt.



Bild 4: Nockenwelle mit beschädigtem Nocken

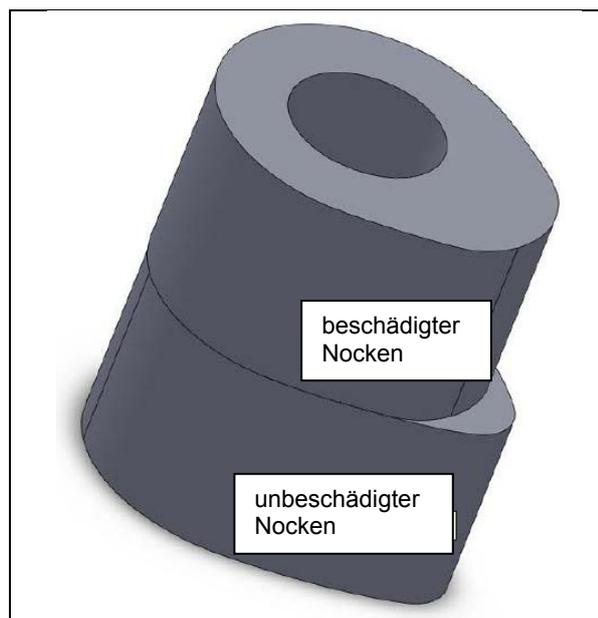


Bild 5: Vergleich des beschädigten Nockens mit einem unbeschädigten Nocken

- Die vom beschädigten Nocken betätigten *tappet bodies* zur Steuerung der Einlassventile Zylinder 5 und 6 sind an der Berührungsfläche sehr stark korrodiert. Zudem war der *tappet body* des Auslassventils des Zylinders 4 stark korrodiert.



Bild 6: Korrosion auf *tappet bodies*

- In der Ölwanne konnten eine grosse Anzahl von bis zu 1 mm grossen eisenhaltigen Partikeln gefunden werden.
- Beim Öffnen des *accessory housing* wurde festgestellt, dass die Zahnräder für den Antrieb der Zündmagnete nicht korrekt positioniert waren, d.h. um einen Zahn versetzt waren. Diese Versetzung könnte eine korrekte Einstellung des Zündzeitpunktes einschränken.
- Die Überprüfung der *push rod* und *hydraulic lifter* zeigte keine Mängel auf.
- Die Messung der Ein- und Auslassventilschäfte und deren Führung ergab beim Auslassventil ein Spiel von 0.14 mm anstelle des maximal zulässigen Wertes von 0.12 mm. Es konnte keine Verklemmung der Auslassventile festgestellt werden.

1.16.1.2 Messung der Nockenwelle

Die Nockenwelle wurde mit einer Präzisionsmessmaschine vermessen.

Der beschädigte Nocken wies zu den unbeschädigten Nocken eine Differenz von 3.87 mm auf. D.h., die Einlassventile der Zylinder 5 und 6 wurden durch die veränderte Nockenform um 3.87 mm weniger geöffnet.

Die Abmessungen der Nockenwelle über vier Lagerstellen ergab eine Geradheit von 0.005 mm, die Zylinderform eine Abweichung von 0.0355 mm und der mittlere Durchmesser über alle vier Lagerstellen betrug 26.1056 mm.

Alle unbeschädigten Nocken wiesen innerhalb von ca. 0.05 mm eine ähnliche Kontur auf.

Die Härte der Nockenwelle wurde an 15 Stellen nach der Methode „Vickers⁹“ gemessen. Die Resultate sind bei allen Messstellen, mit Ausnahme derjenigen am beschädigten Nocken, zwischen 600 und 700 HV. Der beschädigte Nocken weist mit 400 HV eine deutliche Abweichung auf.

⁹ Britischer Wissenschaftler nach dem diese Härteprüfmethode benannt wurde.

1.16.1.3 Abschätzung der Leistungseinbusse bei verminderter Zylinderfüllung

Das Benzin wird entsprechend der Ansaugluftmenge im *fuel injector servo* dosiert und über einen Verteiler individuell in den Zylinder eingespritzt. Die Leistung eines Benzinmotors hängt unter anderem vom Füllungsgrad der Zylinder mit zündfähigem Benzin-Luftgemisch ab. Der Füllungsgrad und die Leistung eines Zylinders sind abhängig vom Öffnungsquerschnitt und der Öffnungszeit des Einlassventils.

Bei Abschätzungen darf angenommen werden, dass bei einem Benzinmotor die Leistungseinbusse proportional mit der Verminderung des Füllungsgrades der Zylinder einhergeht.

Im vorliegenden Fall heisst das, dass die Leistungseinbusse des Zylinders eines Benzinmotors proportional zur Verminderung des Ventilhubes steht – dies bei gleichbleibender Ventilöffnungszeit. In der Praxis ist diese Leistungseinbusse wegen der gleichbleibenden Reibung im Motor eher grösser. Diese Aussage gilt nur, wenn bei einem schlechten Füllungsgrad das im Zylinder vorhandene Gemisch zündfähig ist.

Aus den Messdaten ergeben sich für die Einlassventile der Zylinder 5 und 6 folgende Werte (0.1 mm Ventilspiel und Übertragungselastizität berücksichtigt):

Maximaler Ventilhub	4.80 mm
Gemittelter Ventilhub	1.71 mm

Die Messdaten der nicht abgenutzten Nocken betragen:

Maximaler Ventilhub	8.95 mm
Gemittelter Ventilhub	2.52 mm

Aus den Messdaten kann die Leistungseinbusse abgeschätzt werden. Sie beträgt für den 6-Zylinder Motor mit dem abgenutzten Einlassventil-Nocken der Zylinder 5 und 6 im günstigsten Fall 15 bis 20%; dies unter der Voraussetzung, dass das vorhandene Gemisch in diesen Zylindern zündfähig ist.

Im ungünstigsten Fall, d.h. wenn das im Zylinder 5 und 6 vorhandene Gemisch nicht zündfähig ist, müsste mit einer wesentlich höheren Leistungseinbusse gerechnet werden. Dies trat im vorliegenden Fall vor und während dem Start der HB-PRE verschiedentlich auf, als diverse Zündaussetzer wahrgenommen wurden. In diesen Phasen war das Gemisch zeitweise zu reich an Benzin und war somit nicht zündfähig.

1.16.1.4 Untersuchungen der Nebenaggregate

Eine Untersuchung an den Zündmagneten, der Benzineinspritzanlage und der Ölpumpe ergab folgende Ergebnisse:

Die noch durchführbaren Untersuchungen an den Zündmagneten ergaben keine Anhaltspunkte auf mögliche vorbestandene Defekte.

Die Benzineinspritzanlage vom Typ Precision Airmotive RSA-10ED1 mit der P/N 2524273-11 und der Seriennummer 67028 wies zum Unfallzeitpunkt nicht den für diesen Typ geltenden Änderungsstand auf. Es fanden sich in den technischen Unterlagen keine Hinweise, dass das AD 2009-02-03, RSA-5 or RSA-10 „*fuel injector servo plug*“ ausgeführt wurde.

Der Hersteller Precision Airmotive LLC gab zum Unterhalt der Anlage folgenden Kommentar ab:

“We have no record of this servo ever having been at the Precision Airmotive facility. The serial number indicates it was built by Bendix some time before Preci-

sion purchased the product line in 1988. The P/N indicates it was overhauled in the early 1980s. We currently recommend overhaul every ten years, regardless of operating time. This is covered by our Service Bulletin PRS-97."

Aufgrund des Zustandes der Benzineinspritzanlage nach dem Unfall war eine Funktionsüberprüfung nicht möglich.

Bei der Demontage der Ölpumpe wurde eine Abnutzung an den Zähnen der Pumpenräder und der Gehäusewandung festgestellt. Diese Beschädigungen könnten unter anderem auch durch metallische Rückstände im Öl hervorgerufen worden sein. Eine Funktionsüberprüfung konnte an der Ölpumpe nicht mehr durchgeführt werden.

1.16.1.5 Propellernabe und Drehzahlregler

Die Untersuchung an Propellernabe und Drehzahlregler ergab, dass die Propellerblätter zum Unfallzeitpunkt auf kleiner Stellung standen. Diese Stellung entspricht der vom Hersteller empfohlenen Stellung für Start und Landung.

1.16.2 Kommentar des Motorenherstellers zu den vorgefundenen Schäden

Auf Anfrage zu den am Motor vorgefundenen Schäden nahm der Motorenhersteller wie folgt Stellung.

Auszug aus der Stellungnahme:

„...Yes, we have seen many engines with wear and spalling to the camshaft lobes and tappet faces.

This wear occurs over a period of time. Long periods of non-use (aircraft not being flown), then several flights and then more non-use time with no or very few oil changes will accelerate this wear.

As mentioned above, periods of non-use, then short periods of use, followed by non-use again. This is a 34 yr old engine with only 1,253:25 hrs on it. This is an average of only 37 hrs per year.

Lycoming's recommended Time Between Overhaul (TBO) is 2,000 hrs or 12 calendar years as referenced in Service Instruction 1009AU. This engine is three times the recommended 12 calendar years.

Yes, the method is regular oil changes as per Service Bulletin 480E with an emphasis on never to exceed four calendar months. If the filter and screens are checked at each oil change small bits of metal will be found and the maintenance base would note an increase in metal and at some point when it was found to be increasing rapidly the engine should be opened up for inspection. This could be as simple as removing a couple of cylinders and inspecting the camshaft lobes and tappet faces.

There is no doubt this cam lobe and tappet wear was caused by periods of non-use, not doing regular oil changes, and not doing good inspections of the oil filters or screens."

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Bodanair AG

Die Firma Bodanair AG wurde im Jahre 2005 mit dem Zweck zur gewerbsmässigen Beförderung von Personen und Waren vom Piloten der HB-PRE gegründet.

Um schlussendlich gewerbsmässig Flüge anbieten zu können, bedarf es einer entsprechenden Bewilligung des BAZL. Die Erlangung dieser Bewilligung war

seitens der Bodanair AG vorgesehen. Bis zum Unfall fanden sich keine Hinweise welche darauf schliessen lassen, dass mit dem Prozess zur Erlangung dieser Bewilligung begonnen worden ist.

Zum Zeitpunkt des Unfalls betrieb die Bodanair AG zwei Flugzeuge, welche auch an Dritte verchartert wurden. Es bestanden diverse Projekte, um in der Zukunft grössere Flugzeuge zu betreiben. Hierfür war der Firmeninhaber auf der Suche nach Investoren.

Der Inhaber der Bodanair AG war, so weit bekannt, der einzige Angestellte der Firma.

1.17.2 Bundesamt für Zivilluftfahrt

1.17.2.1 Allgemein

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) ist für die Luftfahrtentwicklung und die Aufsicht über die zivile Luftfahrt in der Schweiz zuständig. Das BAZL gehört zum Eidgenössischen Departement für Umwelt, Verkehr, Energie und Kommunikation (UVEK).

Das BAZL ist zuständig für die folgenden Bereiche:

- Flugbetriebe
- Flugpersonal
- Flugtechnik
- Infrastruktur
- Luftfahrtentwicklung

Nebst anderem fällt unter den Bereich Flugtechnik zum einen die Zertifizierung neuer Luftfahrzeuge und Komponenten, zum anderen der Unterhalt an den Luftfahrzeugen.

Um die Lufttüchtigkeit eines Luftfahrzeuges aufrechterhalten zu können, sind periodisch Unterhaltsarbeiten erforderlich. Vorgaben für Unterhaltsarbeiten werden sowohl von den Herstellerbetrieben als auch in den nationalen und internationalen technischen Normen festgelegt.

Unterhaltsbetriebe benötigen in der Schweiz eine Bewilligung durch das BAZL. Das Amt überprüft dabei, ob die Organisation und das technische Personal die nötigen Voraussetzungen erfüllen. Betriebe mit einer Bewilligung werden regelmässigen Audits und Inspektionen unterzogen.

1.17.2.2 Technische Mitteilung 02.020-30

Die Technischen Mitteilungen (TM) enthalten Veröffentlichungen des Bundesamts für Zivilluftfahrt über Belange der Lufttüchtigkeit. Betroffen sind Entwicklung, Zulassung, Herstellung und Instandhaltung von Luftfahrzeugen/Luftfahrzeugteilen sowie Instandhaltungspersonal und Instandhaltungsbetriebe. Bei den TM handelt es sich in der Regel um Erläuterungen oder Informationen darüber, wie das BAZL bestimmte gesetzliche Bestimmungen auslegt oder welche Verfahren es zu deren Erfüllung vorsieht.

Am 20. Oktober 2008 veröffentlichte das BAZL die Technische Mitteilung 02.020-30 betreffend der Verbindlichkeit der von den Herstellern publizierten Betriebszeiten für Triebwerke und Propeller. Nebst anderem wurde in dieser TM folgendes publiziert:

„1. Allgemeines

(...)

1.1 Grundsatz

Die von den Herstellern publizierten Betriebszeiten (TBO) für Triebwerke und Propeller, sowie für Komponenten von Triebwerken und Propellern sind grundsätzlich für alle Luftfahrzeuge verbindlich, sofern nicht anderweitige Bestimmungen übergeordneten Rechts zur Anwendung kommen, oder diese Technische Mitteilung eine Ausnahme vorsieht.

2. Definition

2.1 Lebensdauerbegrenzung (Life Limits) oder zulassungsbedingte Betriebszeitenbegrenzung (Airworthiness Limitations)

Diese werden von der Zulassungsbehörde des Herstellerlandes in den Geräte-kennblättern (Type Certificate Data Sheet, Fiche de Navigabilité etc.) sowie in den Instandhaltungs- und Betriebsunterlagen der Luftfahrzeuge festgelegt und sind verbindlich. Deren Überschreitung bedeutet den Verlust der Lufttüchtigkeit.

2.2 Betriebszeitempfehlungen (Recommended time between Overhaul TBO, Recommended Replacement and Overhaul Schedules etc.)

Diese Betriebszeitempfehlungen stellen in der Regel jene Grenzen dar, innerhalb derer bei Einhaltung bestimmter Bedingungen eine einwandfreie Funktion der Triebwerke und Propeller, sowie der Komponenten von Triebwerken und Propellern erwartet werden kann. Sie sollen verhindern, dass das Luftfahrzeug infolge Abnutzung oder Ausfalls wesentlicher Teile seine Lufttüchtigkeit verliert.

Sie werden in der Regel von den Herstellern unter folgenden Voraussetzungen empfohlen:

- *Vorschriftgemässe Instandhaltung gemäss den Instandhaltungsunterlagen*
- *Durchschnittliche (normale) Einsatzbedingungen. Bei Vorliegen von besonderen Betriebsbedingungen (Kontakt mit Salzwasser, Schleppflug, extremes Klima, mangelhafte Wartung etc.) können jedoch die empfohlenen Arbeiten bereits weit vor der Herstellerempfehlung notwendig werden*
- *Befolgung der vom Hersteller empfohlenen Betriebsanweisungen (Service Bulletins etc.).*

3. Anwendung von Herstellerempfehlungen gemäss Ziff.2.2 für die im schweizerischen Luftfahrzeugregister eingetragenen Luftfahrzeuge

3.1 Luftfahrzeuge mit Zulassung für gewerbsmässige Flüge

Die Anwendung der Herstellerempfehlungen ist in den Unterlagen des Flugbetriebsunternehmers zu regeln, und zwar:

- *für Flugbetriebe mit einem AOC in dem gemäss JAR-OPS und EASA Part M genehmigten Instandhaltungsprogramm „Maintenance Program“*
- *für die VBR-1 Betriebe gelten die vom Hersteller empfohlene Betriebszeitenbegrenzungen (TBO) und gegebenenfalls die in einem genehmigten Instandhaltungsprogramm „Maintenance Program“ festgelegten Vorgaben.*

3.2 Luftfahrzeuge in der Einsatzart Schulung, Rundflug, Vermietung und IFR

Für Luftfahrzeuge, welche für Rundflüge und Schulung eingesetzt werden, nach den Regeln für Instrumentenflug zugelassen sind oder vermietet werden, sind die vom Hersteller empfohlenen Betriebszeiten (TBO) von Triebwerken, Propeller und Komponenten von Triebwerken und Propellern ebenfalls verbindlich.

Davon ausgenommen sind, kalendarische Betriebszeitenbegrenzungen von Triebwerken und Propellern.

(...)

3.3 Luftfahrzeuge mit Zulassung für nicht gewerbsmässige Flüge

Die Anwendung der empfohlenen Laufzeiten ist für Luftfahrzeuge bis zu einem maximalen Abfluggewicht von bis zu 5700kg und mit Zulassung für nicht gewerbsmässigen (privaten) Einsatz nicht zwingend.

(...).

Die Einhaltung der Betriebszeiten wird vom BAZL als Empfehlung angesehen, aber es liegt in der Verantwortung des Halters eines Luftfahrzeuges, solche Herstellerempfehlungen unter Berücksichtigung des aktuellen Zustands und der besonderen Einsatzbedingungen im Einzelfall anzuwenden. Je nach Ergebnis der jeweils erfolgten technischen Beurteilung muss er entscheiden, entweder die empfohlenen Betriebszeiten einzuhalten oder allenfalls eine Betriebszeit zu verkürzen oder zu verlängern.

Das bedeutet, dass der Halter in seinen Entscheiden die technische Beurteilung durch einen qualifizierten Instandhaltungsbetrieb oder geeignetes Instandhaltungspersonal berücksichtigen muss. In die technische Beurteilung sind neben dem aktuellen Zustand der bisherige und zukünftig geplante Einsatz des Luftfahrzeugs, die Instandhaltungsaufzeichnungen sowie die Betriebszeit einzelner Teile, Komponenten und des gesamten Luftfahrzeugs einzubeziehen.

(...)

3.4 Toleranzen

(...)

3.5 Luftfahrzeuge welche in das schweizerische Register eingetragen werden

Für alle Luftfahrzeuge welche erstmals in das schweizerische Luftfahrzeugregister eingetragen werden sollen, gelten die von den Herstellern empfohlenen Betriebszeiten ebenfalls als verbindlich. Der Halter hat sicherzustellen, dass sämtliche Triebwerke, Propeller und Komponenten von Triebwerken und Propellern des Luftfahrzeuges zum Zeitpunkt des Imports, respektive Eintragung innerhalb der vom Hersteller publizierten Betriebszeiten (TBO) sind. Davon abgewichen werden darf nur in begründeten Ausnahmefällen und mit Bewilligung des BAZL.

4. Grundsätzliches zur Verantwortung des Halters

Gemäss Artikel 23 VLL ist der Halter für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit seines Luftfahrzeugs verantwortlich. Er hat sicherzustellen, dass das Luftfahrzeug betriebssicher bleibt und dass von dessen Zustand keine Gefährdung ausgeht.“

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Flugleistungsberechnung für Start und Anfangssteigflug

Es ist bemerkenswert, dass am Unfalltag eine Temperatur am Boden von 30 °C herrschte (ISA +22 °C). Die daraus resultierende Dichtehöhe betrug ca. 5800 ft.

Gemäss Luftfahrzeughandbuch empfiehlt der Hersteller die Klappen für den Start in den Stellungen 0° oder 25° zu wählen. Unter Berücksichtigung der Abflugmasse und Dichtehöhe ergeben sich somit die folgenden Flugleistungswerte für den Start und den Anfangssteigflug in Saanen:

Klappen 25°	Startrollstrecke:	1100 ft (335 m)
	Startstrecke bis Erreichen von 50 ft AGL:	1950 ft (594 m)
Klappen 0°	Startrollstrecke:	1500 ft (457 m)
	Startstrecke bis Erreichen von 50 ft AGL:	2500 ft (762 m)

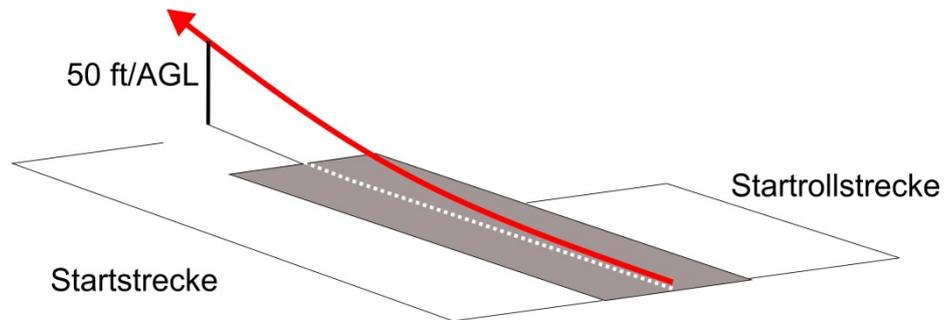


Bild 7: Schematische Darstellung der Startstrecke

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Mit Ausnahme der Schäden im Motor lagen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

Die im Motor vorgefundenen Korrosions- und Verschleisschäden an der Nockenwelle und den *tappet bodies* hatten zur Folge, dass dieser am Unfalltag eine markante Leistungseinbusse von mindestens 15 bis 20 % zu verzeichnen hatte. Zusätzlich führten Undichtheiten an mehreren Ventilen zu einem Kompressionsverlust in den entsprechenden Zylindern.

Der Motorenhersteller erkannte bereits in den sechziger Jahren, dass an seinen Motoren Korrosionsschäden entstehen können, insbesondere wenn das Flugzeug selten genutzt, resp. in speziellen klimatischen Bedingungen eingesetzt wird. Dazu hatte er diverse technische Publikationen veröffentlicht. So empfahl der Hersteller in der *service instruction* SI 1009AU, den Motor alle 2000 Betriebsstunden oder alle zwölf Jahre zu überholen und im *mandatory service bulletin* 480E, das Motorenöl und den Ölfilter alle 50 Betriebsstunden, bzw. alle vier Monate zu wechseln. Zudem empfahl der Hersteller im *service letter* No. 180B, dass der Motor alle 30 Tage während mindestens einer Stunde im Reiseflug betrieben werden sollte.

Mit der technischen Mitteilung TM 02.020-30 erachtet das BAZL die Anwendung der vom Hersteller empfohlenen Laufzeiten für Luftfahrzeuge bis zu einer max. Abflugmasse von 5700 kg für den Privatbetrieb, d.h. den nicht-gewerbsmässigen Einsatz, als nicht zwingend und delegiert die Verantwortung an den Halter. Es ist offensichtlich, dass aus technischer Sicht eine Unterscheidung zwischen gewerbsmässigem und privatem Betrieb nicht sinnvoll ist. Weiter ist es erstaunlich, dass das *mandatory service bulletin* 480E von den Behörden des Herstellerstaates nicht zu einem *airworthiness directive* –AD erklärt wurde.

Bei näherer Betrachtung ist ersichtlich, dass der im Jahre 1976 gebaute Motor in den ersten zwanzig Jahren durchschnittlich über vierzig Stunden pro Jahr betrieben wurde. Dieser Jahresdurchschnitt sank in den darauffolgenden Jahren noch weiter und führte dazu, dass dieser Motor zum Unfallzeitpunkt, d.h. nach 34 Jahren, erst 1256:34 Betriebsstunden aufwies. Somit lag der Motor der HB-PRE genau im oben erwähnten Einsatzspektrum.

Die verschlissenen Komponenten sind im Inneren des Motors verbaut. Daher sind die vorgefundenen Korrosions- und Verschleisschäden nur im ausgebauten Zustand erkennbar. Auch die Messung der Kompression der Zylinder lässt keinen Schluss auf den Zustand der Nockenwelle zu. Eine explizite Beurteilung der Nockenwelle und der *tappet bodies* ist nur anlässlich der Überholung des Motors vorgesehen. Es fanden sich in den zur Verfügung stehenden technischen Unterlagen keine Hinweise, dass der Motor der verunfallten PA-32R-300 seit der Inbetriebnahme einer Überholung unterzogen wurde. Die SUST ist der Meinung, dass ein konsequentes Umsetzen der Herstellerempfehlungen den Motorschaden und somit letztendlich den Unfall mit grösster Wahrscheinlichkeit verhindert hätten.

Insbesondere hätte die Umsetzung der SI 1009AU dazu geführt, dass der Motor der verunfallten Maschine in den Jahren 1988 und 2000 überholt worden wäre. In diesen Jahren befand sich dieses Flugzeug jedoch noch im Ausland. Spätestens jedoch nach der Einfuhr in die Schweiz hätten alle an diesem Flugzeug direkt beteiligten Parteien, welche über die Lufttüchtigkeit dieses Flugzeuges befanden, über eine Umsetzung der SI 1009AU diskutieren sollen. Weder beim Halter, beim

Unterhaltsbetrieb, bei der CAMO noch beim BAZL gab es Hinweise, welche auf eine solche Diskussion schliessen lassen.

Diese Thematik wäre grundsätzlich hinfällig gewesen, wenn die entsprechenden Empfehlungen des Motorenherstellers vollumfänglich in das Unterhaltsprogramm dieses Motors integriert worden wären, ungeachtet davon ob das Flugzeug gewerbmässig oder privat betrieben wird.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Besatzung

Der Pilot der HB-PRE war ein erfahrener Linienspilot. Die Unfallmaschine war erst ein gutes Jahr in seiner Firma. Im ersten Betriebsjahr sammelte der Pilot auf dieser Maschine nur eine geringe Flugerfahrung. Dies würde erklären, dass er den sich langsam entwickelnden Leistungsverlust des Motors nicht bemerkte.

Bei einem Start mit den Klappen in der Stellung 25° in Saanen hätten im Normalfall die Startrollstrecke 1100 ft (335 m) und die gesamte Startstrecke bis Erreichen von 50 ft AGL 1950 ft (594 m) betragen. Die effektive Startrollstrecke beim Unfallflug betrug knapp 800 m bevor das Flugzeug abhob. Ob er die Fehlzündungen beim *run-up* und beim Startlauf wahrgenommen hat, kann nicht beurteilt werden. Es darf davon ausgegangen werden, dass ein Pilot mit grosser Erfahrung auf dem Muster PA-32-300R in der Startrollphase realisiert hätte, dass etwas nicht in Ordnung sein konnte. Ein Startabbruch nach gut 800 m wäre in diesem Fall möglich gewesen. Somit kann angenommen werden, dass der Pilot der HB-PRE keine Kriterien für einen Startabbruch definiert hatte.

Das Flugzeug gewann kaum an Höhe und überflog die Hindernisse hinter der Piste 26 nur in geringer Höhe. Ab diesem Zeitpunkt verblieben jedoch keine Optionen mehr, da aufgrund der topographischen Verhältnisse keine geeignete Notlandestelle verfügbar war. Dies führte dazu, dass der Unfall nicht mehr zu verhindern war und für alle Insassen tragisch endete.

Da die Abflugzeit in Saanen und die Abflugzeit des Linienfluges in Zürich knapp zwei Stunden auseinander lagen und die Flugzeit nach Zürich ca. 40 Minuten betrug, kann ein gewisser Zeitdruck nicht ausgeschlossen werden.

2.2.2 Der Pilot in der Funktion als Halter

Die Bodanair AG war ein kleines, sich im Aufbau befindliches Flugbetriebsunternehmen. Fachtechnisch war der Pilot der einzige Entscheidungsträger. Es ist bekannt, dass er auf technischer Seite den Rat von Experten beizog. Inwieweit ihm jedoch bewusst war, dass der Motor der HB-PRE aufgrund von dessen Lebenslauf allfällige Standschäden haben könnte, konnte nicht festgestellt werden. Daher konnte sich dieser Schaden im Motor soweit entwickeln, dass es am Unfalltag zu diesem markanten Leistungsabfall kam.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Die Untersuchung ergab Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall mit verursacht haben.
- Die PA-32R-300 wurde am 14. Juli 2009 als D-EHKM in die Schweiz überflogen.
- Die D-EHKM verfügte über ein durch das deutsche Luftfahrtbundesamt ausgestelltes ARC, welches bis zum 19. September 2009 gültig war.
- Dieses Flugzeug wurde am 18. August 2009 als HB-PRE ins schweizerische Luftfahrzeugregister eingetragen.
- In der Zeit zwischen dem 19. Oktober und dem 13. November 2009 wurde an der HB-PRE ein vollständiger *airworthiness review* und eine 100-Stundenkontrolle Zelle und eine 400-Stundenkontrolle Motor bei 1253:25 Betriebsstunden bescheinigt.
- Am 20. November 2009 wurde für die HB-PRE das Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt und die Maschine war damit zum Verkehr VFR zugelassen.
- Die HB-PRE und deren Motor waren 34 Jahre alt und wiesen zum Unfallzeitpunkt 1256:34 Betriebsstunden auf.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Das *Lycoming mandatory SB 480E: Oil and filter change and screen cleaning*, mit den Fälligkeiten im März und Juli 2010 wurde nicht ausgeführt.
- Im Motor wurden diverse Korrosions- und Verschleisschäden festgestellt.
- Speziell davon betroffen war der Nocken der Nockenwelle und die *tappet bodies* der Einlassventile der Zylinder 5 und 6.
- Die daraus resultierende Leistungseinbusse des Motors betrug mindestens 15 bis 20 %.
- In der HB-PRE war kein Notsender ELBA eingebaut.

3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Pilot flog auf dem Muster PA-32-300R insgesamt 5:46 h und absolvierte dabei 9 Landungen.

3.1.3 Flugverlauf

- Der Flugplatz Saanen liegt auf 3307 ft AMSL.
- Die Aussenlufttemperatur betrug ca. 30 °C bei schwachem Wind.
- Eine Nachrechnung ergab, dass im Normalfall die Startrollstrecke mit Klappen in der Stellung 25° 1100 ft (335 m) und die Startstrecke bis Erreichen von 50 ft AGL 1950 ft (594 m) betragen hätte.

- Die Startrollstrecke beim Unfallflug betrug ca. 800 m und die knapp 40 ft hohen Hindernisse nach Ende der 1400 m langen Piste 26 wurden mit ca. 5-10 ft überflogen.
- Das Flugzeug gewann kaum an Höhe und prallte auf einen Stapel Schwemmholz unmittelbar neben den Klärgruben der ARA Saanen, ausserhalb des Flugplatzes. Kurz nach dem Aufprall brach Feuer aus.
- Das Flugzeug brannte aus und die Insassen konnten vor den Flammen nicht mehr gerettet werden.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Motorenhersteller wies seit den sechziger Jahren auf mögliche Korrosionsschäden im Motor hin und erliess entsprechende technische Publikationen.
- Der Motorenhersteller empfahl eine Überholung des Motors alle 2000 Betriebsstunden oder alle zwölf Jahre.
- Des BAZL erachtete die Anwendung der empfohlenen Laufzeiten für Luftfahrzeuge für den Privatbetrieb, d.h. den nicht-gewerbsmässigen Einsatz, als nicht zwingend und delegierte die Verantwortung an den Halter.
- Es fanden sich in den technischen Unterlagen keine Hinweise, dass der Motor der verunfallten PA-32R-300 seit der Inbetriebnahme einer Überholung unterzogen wurde.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass es kurz nach dem Start zu einer Kollision mit dem Gelände kam, weil das Flugzeug wegen einer markant reduzierten Leistungsfähigkeit des Motors nicht genügend an Höhe gewinnen konnte. Der Leistungsverlust des Motors erklärt sich aufgrund von Korrosions- und Verschleisschäden an der Nockenwelle und den *tappet bodies*.

Zum Unfall beigetragen haben:

- Die Fortsetzung des Starts trotz reduzierter Motorleistung.
- Das Nichtbeachten der Empfehlungen des Herstellers betreffend der bekannten Korrosionsproblematik im Motor.
- Die Nicht-Integration der entsprechenden Empfehlungen des Herstellers in das Unterhaltsprogramm des Motors.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der ICAO richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, welche darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl ist jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) bezüglich der Umsetzung folgende Regelung vor:

„Art. 32 Sicherheitsempfehlungen

¹ Das UVEK richtet, gestützt auf die Sicherheitsempfehlungen in den Berichten der SUST sowie in den ausländischen Berichten, Umsetzungsaufträge oder Empfehlungen an das BAZL.

² Das BAZL informiert das UVEK periodisch über die Umsetzung der erteilten Aufträge oder Empfehlungen.

³ Das UVEK informiert die SUST mindestens zweimal jährlich über den Stand der Umsetzung beim BAZL.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Verbindlichkeit von Herstellerempfehlungen

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 26. August 2010 startete die PA-32R-300, eingetragen als HB-PRE, zu einem Privatflug mit zwei Passagieren von Saanen (LSGK) nach Zürich (LSZH). Während des Startlaufs wurden ungewöhnliche Motorengeräusche wahrgenommen. Die HB-PRE brauchte mit einer Startrollstrecke von ungefähr 800 m deutlich zu lang, bis sie abhob. Das Flugzeug gewann danach kaum an Höhe und prallte schlussendlich in einen Haufen Schwemmholz neben der ARA Saanen. Alle Insassen kamen ums Leben und das Flugzeug wurde zerstört.

Die Untersuchung zeigte, dass Korrosions- und Verschleisschäden an der Nockenwelle und den *tappet bodies* zu einem markanten Leistungsverlust des Motors führten.

Der Motorenhersteller erkannte bereits in den sechziger Jahren, dass an seinen Motoren Korrosionsschäden entstehen können, insbesondere wenn das Flugzeug selten genutzt, resp. in speziellen klimatischen Bedingungen eingesetzt wird. Dazu hatte er diverse technische Publikationen veröffentlicht.

Mit der technischen Mitteilung TM 02.020-30 erachtet das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) die Anwendung der vom Hersteller empfohlenen Laufzeiten für Luftfahrzeuge bis zu einer max. Abflugmasse von 5700 kg für den Privatbetrieb, d.h. den nicht-gewerbsmässigen Einsatz, als nicht zwingend und delegiert die Verantwortung an den Halter. Es ist offensichtlich, dass aus technischer Sicht eine Unterscheidung zwischen gewerbsmässigem und privatem Betrieb nicht sinnvoll ist.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 459

Das BAZL und die zuständigen ausländischen Behörden sollten Massnahmen prüfen, die sicherstellen, dass Empfehlungen der Hersteller bezüglich Betriebszeiten und kalendarischen Fälligkeiten in den von den Behörden genehmigten Instandhaltungsprogrammen berücksichtigt werden, ungeachtet davon ob Luftfahrzeuge gewerbsmässig oder privat betrieben werden.

Payerne, 4. Dezember 2012

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).

Bern, 10. Januar 2013