

Abschlussbericht

Unfall mit dem Motorflugzeug der Type Cessna A152,
am 06.08.2008, um ca. 16:30 Uhr UTC südlich des Flughafens Graz,
Gemeinde 8401 Kalsdorf/Graz, Bezirk Graz-Umgebung, Steiermark,
Österreich

GZ: 2025-0.051.306

Impressum

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und
Technologie, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt,
Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2025. Stand: 11. März 2025

Copyright und Haftung:

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne
schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/impressum/daten.html.

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz - UUG 2005, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung (Art. 2 Z 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Die im Untersuchungsbericht zitierten Regelwerke beziehen sich grundsätzlich auf die zum Zeitpunkt des Vorfalls gültige Fassung, ausgenommen es wird im Untersuchungsbericht ausdrücklich auf andere Fassungen Bezug genommen oder auf Regelungen hingewiesen, die erst nach dem Vorfall getroffen wurden.

Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt (Art. 5 Abs. 3 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Vorfall beteiligten Personen unterliegt der Bericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 2 Stunden).

Inhalt

Vorwort	3
Einleitung	6
Kurzdarstellung.....	6
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.1.1 Flugvorbereitung.....	10
1.2 Personenschäden.....	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Andere Schäden.....	11
1.5 Besatzung.....	12
1.5.1 Verantwortlicher Pilot	12
1.6 Luftfahrzeug.....	15
1.6.1 Borddokumente.....	17
1.6.2 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit	19
1.6.3 Instandhaltung.....	23
1.6.4 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs	33
1.6.5 Schäden und technische Mängel des Luftfahrzeugs	36
1.7 Flugwetter.....	43
1.7.1 Flugwetterbeobachtungsmeldungen	43
1.7.2 Sichtflug-Wetterbedingungen	44
1.7.3 Lichtverhältnisse	44
1.8 Navigationshilfen	45
1.9 Flugfernmeldedienste.....	45
1.10 Flugplatz.....	45
1.11 Flugschreiber	45
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	45
1.12.1 Unfallort.....	45
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	46
1.12.3 Cockpit und Instrumente	51
1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	52
1.13 Medizinische und pathologische Angaben.....	52
1.14 Brand.....	52
1.15 Überlebensaspekte.....	52
1.15.1 Rückhaltesysteme	52
1.15.2 Sonstige Ausrüstung	53
1.15.3 Evakuierung	53

1.15.4 Verletzungsursachen	53
1.15.5 Such- und Rettungsmaßnahmen	54
1.16 Weiterführende Untersuchungen	54
1.16.1 Technische Untersuchungen	54
1.17 Organisation und deren Verfahren.....	69
1.17.1 Notverfahren	69
1.17.2 Normalverfahren	71
1.18 Andere Angaben	72
1.18.1 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit	72
1.18.2 Instandhaltung.....	76
1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken	78
2 Auswertung.....	79
2.1 Flugbetrieb.....	79
2.1.1 Flugverlauf	79
2.1.2 Besatzung.....	81
2.2 Luftfahrzeug.....	81
2.2.1 Voraussetzungen für die Verwendung im Fluge.....	81
2.2.2 Beladung und Schwerpunkt.....	81
2.2.3 Instandhaltung.....	82
2.2.4 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit	87
2.2.5 Pflege- und Kontrollarbeiten	88
2.2.6 Technische Untersuchung	89
2.3 Flugwetter.....	95
2.4 Such- und Rettungsmaßnahmen	96
3 Schlussfolgerungen.....	97
3.1 Befunde.....	97
3.2 Wahrscheinliche Ursachen	104
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren	104
4 Sicherheitsempfehlungen	105
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	106
Tabellenverzeichnis.....	107
Abbildungsverzeichnis.....	108
Verzeichnis der Regelwerke	110
Abkürzungen.....	112

Einleitung

Luftfahrzeughalter¹:	Verein, Sitz in Österreich
Betreiber²:	Verein, Sitz in Österreich
Betriebsart:	Nichtgewerblicher Verkehr (Non-Commercial Operations) ³
Luftfahrzeughersteller:	Cessna Aircraft Company, USA
Musterbezeichnung:	A152
Luftfahrzeugart:	Luftfahrzeuge schwerer als Luft, mit eigenem Antrieb
Luftfahrzeugkategorie:	Flugzeug
Antriebsart:	Kolbenmotor
Gewichtsklasse:	0 bis 2250 KG
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Unfallort:	Südlich des Flughafens Graz, Gemeinde 8401 Kalsdorf/Graz, Bezirk Graz-Umgebung, Steiermark, Österreich (Ort der Notlandung)
Koordinaten (WGS84):	N 46°58,6' E 015°26,7' (Ort der Notlandung)
Ortshöhe über dem Meer:	ca. 330 M MSL (Ort der Notlandung)
Datum und Zeitpunkt:	06.08.2008, ca. 16:30 Uhr

Kurzdarstellung

Am 06.08.2008 gegen 16:30 Uhr startete das Motorflugzeug besetzt mit dem Piloten sowie einer Passagierin am Flughafen Graz zu einem Rundflug nach Sichtflugregeln. Während des Anfangsteigfluges bemerkte der Pilot eine Motorstörung und entschloss sich, zum

¹ § 13 Luftfahrtgesetz (LFG), BGBl. Nr. 253/1957 in der Fassung BGBl. I Nr. 83/2008: Halter eines Zivilluftfahrzeuges ist, wer das Zivilluftfahrzeug auf eigene Rechnung betreibt und jene Verfügungsmacht darüber besitzt, die ein solcher Betrieb voraussetzt.

² Art. 2 Abs. 10 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010: „*Betreiber*“ eine natürliche oder juristische Person, die ein oder mehrere Luftfahrzeuge betreibt oder zu betreiben plant.

³ Art 6 Abs. 7 und Art. 7 Abs. 4 der VO (EU) Nr. 996/2014: Relevante Informationen über Unfälle und schwere Störungen, die von Sicherheitsuntersuchungsstellen erfasst oder ausgegeben werden, werden ebenfalls in dieser nationalen Datenbank gespeichert (Art. 6 Abs. 6). Die in Art. 6 Abs. 6 genannten Datenbanken müssen Formate verwenden, die a) zur Erleichterung des Informationsaustauschs standardisiert und b) mit der Ecairs-Software und der ADREP-Systematik kompatibel sind.

Abflugplatz umzukehren. Kurz danach fiel der Motor aus und der Pilot führte eine Notlandung außerhalb des Flughafengeländes durch.

Dabei wurden der Pilot und die Passagierin leicht verletzt; das Motorflugzeug wurde erheblich beschädigt.

Die Unfalluntersuchungsstelle des Bundes (UUB), Fachbereich Luftfahrt, wurde am 06.08.2008 Uhr von der Austro Control GmbH (ACG) über den Unfall im Bereich Luftfahrt informiert. Da nicht bereits aufgrund der an die UUB gerichteten Meldung die Ursache des Unfalls als aufgeklärt erschien, war gemäß § 8 Abs. 2 Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idF BGBl. I Nr. 2/2008, eine Untersuchung vom Fachbereich Luftfahrt anzuordnen.

Gemäß § 3 Unfalluntersuchungsgesetz idGF war zur Untersuchung von Vorfällen sowie zur Unfallursachenforschung und Unfallprävention die UUB errichtet. Diese unterstand als Teil der Bundesanstalt für Verkehr dem Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie. Sie war funktionell und organisatorisch unabhängig von allen Behörden und Parteien, deren Interessen mit den Aufgaben der UUB kollidieren könnten.

Gemäß § 4 Abs. 2 Unfalluntersuchungsgesetz idGF war in der UUB ein Fachbereich für die Untersuchung von Vorfällen im Bereich Luftfahrt eingerichtet, dem ein Fachbereichsleiter vorstand.

Im August 2008 war an Arbeitstagen während der Normaldienstzeit von 06:00 Uhr bis 14:00 Uhr nur ein Mitarbeiter der UUB, Fachbereich Luftfahrt, ständig verfügbar, dem auf Grund seiner Qualifikation die Verantwortung für Organisation, Durchführung und Beaufsichtigung einer Untersuchung übertragen werden konnte (Untersuchungsleiter). Außerhalb der Normaldienstzeit war ein:e Untersuchungsleiter:in nicht ständig verfügbar.⁴ Allfällige Untersuchungen von Vorfällen im Bereich Luftfahrt, die der Fachbereichsleiter bzw. der Leiter der Unfalluntersuchungsstelle außerhalb der Normaldienstzeit anordnete, wurden spätestens am nächsten Arbeitstag begonnen.

⁴ § 50 Abs. 3 Beamten-Dienstrechtsgesetz 1979 – BDG 1979, BGBl. Nr. 333/1979 idF BGBl. I Nr. 61/1997: Soweit es dienstliche Rücksichten zwingend erfordern, kann der Beamte fallweise verpflichtet werden, in seiner dienstfreien Zeit seinen Aufenthalt so zu wählen, dass er jederzeit erreichbar und binnen kürzester Zeit zum Antritt seines Dienstes bereit ist (Rufbereitschaft). Rufbereitschaft gilt nicht als Dienstzeit.

Gemäß § 4 Abs. 3 Unfalluntersuchungsgesetz idgF durften Ermittlungen bei Unfällen im Bereich Luftfahrt, wenn hierbei eine Person tödlich oder schwer verletzt worden war, nur im Einvernehmen mit der zuständigen Staatsanwaltschaft durchgeführt werden.

Die betroffenen Behörden der beteiligten Staaten wurden - wie dies auch in der erst am 02.12.2010 in Kraft getretenen Verordnung (EU) Nr. 996/2010 vorgesehen ist - über den Unfall unterrichtet:

Eintragungsstaat:	Österreich
Betreiberstaat:	Österreich
Entwurfsstaat:	Vereinigte Staaten von Amerika (USA)
Herstellungsstaat:	Vereinigte Staaten von Amerika (USA)
Sonstige Staaten:	Keine

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Flugverlauf und Vorfalldhergang wurden aufgrund der Angaben des verantwortlichen Piloten und der Flugplatzbetriebsleitung des Flughafens Graz in Verbindung mit den Erhebungen der Organe des öffentlichen Sicherheitsdienstes und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Am 06.08.2008 Uhr gegen 16:30 Uhr startete der Pilot mit seiner Ehegattin an Bord des Motorflugzeugs Type Cessna A152 am Flughafen Graz (LOWG) zu einem Rundflug nach Sichtflugregeln (Sichtflug). Etwa zwei Minuten nach dem Abheben hörte er während des Anfangssteigfluges ein „Rumpeln“ im Motor. Er meldete sofort der Flugplatzkontrollstelle LOWG eine Motorstörung. Diese erteilte eine Landefreigabe. Kurz danach fiel der Motor aus. Der Pilot versuchte im Gleitflug eine Notlandung auf der Graspiste 17L/35R, welche jedoch nicht erreichbar schien, worauf er eine Notlandung außerhalb des Flughafengeländes durchführte. Nach dem Aufsetzen auf einem Maisfeld wurde das Flugzeug in eine Drehbewegung um die Flugzeughochachse versetzt und brach das Bugfahrwerk (siehe Abbildung 1).

Der Unfall ereignete sich innerhalb der Kontrollzone⁵ CTR Graz⁶ (überwachter Luftraum⁷).

⁵ § 2 Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005: „31. Kontrollzonen: überwachte Lufträume, die nach unten durch die Erdoberfläche und nach oben durch horizontale Flächen in bestimmten Höhen begrenzt sind.“

⁶ Im Anhang E der Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, aufgezählter kontrollierter Luftraum mit der Luftraumklasse D (Anhang B der LVR 1967 idF) klassifiziert.

⁷ § 2 Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005: „59. überwachte Lufträume: allseits umgrenzte Lufträume, in denen Flugverkehrskontrolldienst für Instrumenten- und Sichtflüge in Übereinstimmung mit der Luftraumklassifizierung ausgeübt wird; sie bestehen aus den Kontrollbezirken und den Kontrollzonen.“

Abbildung 1 Endlage des Motorflugzeugs in einem Maisfeld



Quelle: Luftfahrzeughalter

1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß § 5 Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, erforderliche Flugvorbereitung sah vor, dass sich der verantwortliche Pilot vor Beginn des Fluges auf sorgfältige Weise mit allen zur Verfügung stehenden Unterlagen vertraut zu machen hatte, die für den beabsichtigten Flug von Bedeutung sein konnten. Die Flugvorbereitung hatte bei Flügen, die über die Flugplatznähe hinausführten, zusätzlich ein sorgfältiges Studium der zur Verfügung stehenden Luftfahrtinformationen sowie der neuesten Wettermeldungen und Wettervorhersagen zu umfassen, die für den beabsichtigten Flug von Bedeutung sein konnten. Für den Fall, dass der Flug nicht in der vorgesehenen Weise durchgeführt werden konnte, waren Ausweichmaßnahmen zu planen und die hierfür notwendigen Betriebsstoffmengen vorzusehen.

Über die vom verantwortlichen Piloten vor dem Unfallflug am Unfalltag aufgenommenen Betriebsstoffe liegen keine Angaben vor (Abflug ca. 16:30 Uhr).

Im Bordbuch Nr. 5 des Luftfahrzeugs waren am Unfalltag eine Betriebsstoffaufnahme von 34 Litern Kraftstoff und 1 Liter Motoröl sowie 3 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 0:58 Stunden erfasst (Abflug 13:23 Uhr, Landung 14:21 Uhr).

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagier:innen	Andere
Tödliche	-	-	-
Schwere	-	-	-
Leichte	1	1	-
Keine	-	-	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt⁸.

1.4 Andere Schäden

Am Ort der Notlandung auf einem Maisfeld entstand Flurschaden und trat eine unbekannte Menge Kraftstoff aus, welche in das Erdreich gelangte.

⁸ Gemäß § 2 Abs. 3 Z 2 Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 in der Fassung BGBl. I Nr. 2/2008, galt als Unfall im Bereich Luftfahrt insbesondere ein Ereignis von Beginn des Anbordgehens von Personen mit Flugabsicht bis zu dem Zeitpunkt, zu dem alle diese Personen dieses Luftfahrzeug wieder verlassen hatten, wenn hierbei das Luftfahrzeug oder die Luftfahrzeugzelle (Flugwerk) einen Schaden erlitten hatte und der Festigkeitsverband der Luftfahrzeugzelle, die Flugleistungen oder die Flugeigenschaften dadurch beeinträchtigt worden war und die Behebung dieses Schadens in aller Regel eine große Reparatur oder einen Austausch des beschädigten Luftfahrzeugteils erfordert hätte.

1.5 Besatzung

1.5.1 Verantwortlicher Pilot

Der verantwortliche Pilot war am Unfalltag Inhaber einer Privatpilotenlizenz für Flugzeuge („PPL(A)“), welche von der zuständigen Behörde Austro Control GmbH (ACG) am 05.09.2007 ausgestellt worden und bis 12.06.2009 gültig war.⁹ Form und Inhalt des Zivilluftfahrer-Scheins gemäß § 1 Zivilluftfahrt-Personalverordnung 2006 – ZLPV 2006, BGBl. II Nr. 205/2006 idF BGBl. II Nr. 79/2008, hatte dem in Anlage 3 der ZLPV 2006 idF enthaltenen Muster zu entsprechen.

Der Inhaber der Lizenz PPL(A) war berechtigt, als verantwortlicher Pilot (oder Kopilot) auf einmotorigen Flugzeugen mit Kolbenmotor im nichtgewerblichen Luftverkehr tätig zu sein und Flüge nach Sichtflugregeln durchzuführen (JAR-FCL 1.110, Anhang 1 zu JAR-FCL 1.125).

Das Alter des Piloten lag über dem Mindestalter für Privatpiloten gemäß § 3 ZLPV 2006 idF.

Angaben über allfällige Verfehlungen im Sinne des § 4 ZLPV 2006 idF, welche geeignet wären, die Verlässlichkeit des Piloten in Zweifel zu ziehen, liegen nicht vor.

Gemäß § 8 Abs. 2 ZLPV 2006 idF richtete sich die Gültigkeitsdauer für Zivilluftfahrer-Scheine und allfällige damit verbundene Berechtigungen gemäß § 23 ZLPV 2006 idF nach den Bestimmungen der Anlage 1 zur ZLPV 2006 idF (JAR-FCL 1). Die Gültigkeitsdauer einer mit einem Schein gemäß § 23 ZLPV 2006 idF verbundenen Berechtigung galt als um einen Monat verlängert, sofern die gemäß den Bestimmungen der JAR-FCL 1 für die Verlängerung der Berechtigung erforderliche Befähigungsüberprüfung erfolgreich absolviert und dies vom Prüfer in die Lizenz mit einem entsprechenden Vermerk (Prüfervermerk) eingetragen wurde. Gemäß § 23 Abs. 1 ZLPV 2006 idF richteten sich die Voraussetzungen für die Verlängerung einer Privatpilotenlizenz und einer mit dieser verbundenen Berechtigung ebenfalls nach den Bestimmungen der Anlage 1 zur ZLPV 2006 idF (JAR-FCL 1).

Gemäß § 9 ZLPV 2006 idF hatte die zuständige Behörde Privatpilotenlizenzen und Berechtigungen für die in Anlage 1 zur ZLPV 2006 idF (JAR-FCL 1) bezeichnete

⁹ Angaben des verantwortlichen Piloten in der Meldung über einen Unfall oder eine Störung in der Zivilluftfahrt, Formular-Ausgabe „JUL 1997“, welche am 07.08.2008 von der ACG/RCC an die UUB weitergeleitet wurde.

Gültigkeitsdauer auf Antrag zu verlängern, wenn die Voraussetzungen für die Erteilung weiterhin gegeben waren und der Bewerber die Voraussetzungen für die Verlängerung nach den Bestimmungen der Anlage 1 zur ZLPV 2006 idgF (JAR-FCL 1) nachgewiesen hatte.

Gemäß § 117 Abs. 2 ZLPV 2006 idgF stand Privatpiloten die beschränkte Sprechfunkberechtigung bereits auf Grund ihrer Pilotenberechtigung zu. Als Nachweis der für Privatpiloten gemäß § 23 ZLPV 2006 idgF in Verbindung mit Anlage 1 zur ZLPV 2006 idgF (JAR-FCL 1) erforderlichen theoretischen Ausbildung und Befähigung für die Durchführung des Flugfunkdienstes war ein entsprechendes Funker-Zeugnis für den Flugfunkdienst gemäß dem Funker-Zeugnisgesetz 1998, BGBl. I Nr. 26/1999 idF BGBl. I Nr. 32/2002, erforderlich.

Der Inhaber der Lizenz PPL(A) hatte somit nachgewiesen, dass er den Sprechfunkverkehr an Bord des Luftfahrzeugs zumindest in deutscher Sprache durchführen konnte.

Gemäß § 5 ZLPV 2006 idgF hatten Privatpiloten das Vorliegen der für eine Privatpilotenlizenz für Flugzeuge erforderlichen Tauglichkeit durch ein gültiges Tauglichkeitszeugnis der Klasse 1 oder Klasse 2 gemäß den Bestimmungen der Anlage 2 der ZLPV 2006 idgF (JAR-FCL 3) nachzuweisen sowie damit im Zusammenhang stehende Verpflichtungen einzuhalten. Form und Inhalt des Tauglichkeitszeugnisses hatte dem in Anlage 4 der ZLPV 2006 idgF festgelegten Muster zu entsprechen.

Gemäß § 6 Abs. 2a ZLPV 2006 idgF richtete sich bei Privatpiloten die Gültigkeitsdauer des Tauglichkeitszeugnisses nach den Bestimmungen der Anlage 2 zur ZLPV 2006 idgF (JAR-FCL 3).

Gemäß § 142 Abs. 17 ZLPV 2006 idgF durften Tauglichkeitszeugnisse bis zum 01.05.2008 unter Anwendung der Bestimmungen der ZLPV 2006 idF BGBl. II Nr. 58/2007¹⁰ ausgestellt werden.

Gemäß JAR-FCL 3.105 idF BGBl. II Nr. 58/2007 betrug die Gültigkeitsdauer eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 1 zwölf Monate bzw. nach Vollendung des 40. Lebensjahres sechs Monate und eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses

¹⁰ Die ZLPV 2006 idF BGBl. II Nr. 58/2007 trat mit 15.03.2007 in Kraft.

der Klasse 2 60 Monate bis zur Vollendung des 30. Lebensjahres, danach 24 Monate bis zur Vollendung des 50. Lebensjahres und danach 12 Monate.

Gemäß JAR–FCL 3.105 idF BGBl. II Nr. 79/2008 betrug die Gültigkeitsdauer eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 1 zwölf Monate bis zur Vollendung des 60. Lebensjahres (keine gewerbliche Beförderung von Passagier:innen im Rahmen von Flügen mit einem:einer Pilot:in) und danach sechs Monate, und eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 2 60 Monate bis zur Vollendung des 40. Lebensjahres, danach 24 Monate bis zur Vollendung des 50. Lebensjahres und danach 12 Monate.

Der verantwortliche Pilot war am Unfalltag älter als 50 Jahre und hatte das 60. Lebensjahr noch nicht vollendet.

Über die Klasse und die Gültigkeitsdauer des Tauglichkeitszeugnisses des Piloten liegen keine Angaben vor.

Gemäß § 142 ZLPV 2006 idgF galten vor dem 01.06.2006 gemäß den Bestimmungen der Zivilluftfahrt-Personalverordnung – ZLPV, BGBl. Nr. 219/1958 idgF¹¹, ausgestellte Privatpilotenscheine, welche den Vermerk, dass sie gemäß den Bestimmungen der ICAO ausgestellt wurden, aufwiesen, ab dem 01.06.2006 als gemäß den Bestimmungen der ICAO ausgestellte Privatpilotenlizenzen im Sinne von § 23 ZLPV 2006 idgF in Verbindung mit den Bestimmungen der Anlage 1 zur ZLPV 2006 idgF (JAR-FCL 1) mit jenen Berechtigungen gemäß Anlage 1 (JAR-FCL 1) sowie gemäß den §§ 21 und 22 ZLPV 2006 idgF (Schleppflugberechtigung, Kunstflugberechtigung), die den mit dem betreffenden Privatpilotenschein verbundenen Berechtigungen gemäß ZLPV inhaltlich entsprachen. Vor dem 01.06.2006 gemäß den Bestimmungen der ZLPV ausgestellte Privatpilotenscheine konnten von der zuständigen Behörde ACG anlässlich der nächsten Verlängerung oder Erweiterung von Amts wegen eingezogen und durch einen entsprechenden Zivilluftfahrerschein gemäß Anlage 3 zur ZLPV 2006 idgF (Pilotenlizenz FCL) ausgetauscht werden.

¹¹ Gemäß § 141 ZLPV 2006 trat die ZLPV mit Ausnahme der §§ 4, 8, 28 bis 35, 58, 60 bis 64 sowie des Anhanges I mit Ablauf des 31.12.2008 außer Kraft.

Flugerfahrung des verantwortlichen Piloten¹²

- Auf dem Luftfahrzeugmuster Cessna 150/152: 182 Flugstunden
- davon innerhalb der letzten 3 Monate: 4 Flüge, 4 Flugstunden

In den Bordbüchern Nr. 4 und Nr. 5 des Luftfahrzeugs waren im Namen des Piloten im Zeitraum 25.06.2006 bis 15.06.2008 7 Flüge bzw. 4:41 Flugstunden erfasst.

Von der Passagierin ist nicht bekannt, dass sie Inhaberin eines am Unfalltag gültigen Zivilluftfahrerscheins war.

1.6 Luftfahrzeug

Luftfahrzeugart:	Luftfahrzeug schwerer als Luft mit eigenem Antrieb
Luftfahrzeugkategorie:	Flugzeug
Baumerkmale:	Einmotoriger, abgestrebter Schulterdecker in Ganzmetallbauweise, nichteinziehbares Fahrwerk in Bugradanordnung, 2 Sitzplätze
Hersteller:	Cessna Aircraft Company, USA
Herstellerbezeichnung:	A152
Musterkennblatt (TCDS):	FAA 3A19, Rev. 44
Abweichungen vom Baumuster:	Verwendung von Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 (EASA Approval No. 2004-11268 vom 30.11.2004)
Baujahr:	1982
Luftfahrzeughalter/Betreiber:	Verein, Sitz in Österreich
Gesamtflugzeit:	TSN 6351:26 Stunden
Landungen:	11425

Gesamtflugzeit und Anzahl der Landungen des Luftfahrzeugs beruhen auf den Einträgen im Bordbuch Nr. 5 (letzter Eintrag: Flug Nr. 11425, Datum 06.08.2008, Landung 14:29 Uhr). Die

¹² Angaben laut Meldung über einen Unfall gemäß § 5 Zivilluftfahrt-Meldeverordnung – ZMV idF BGBl. II Nr. 319/2007 mit dem von der Austro Control GmbH als zentrale Meldestelle in luftfahrtüblicher Weise kundgemachten Formblatt.

am Betriebsstundenzähler Fabrikat „Hobbs“ (Hobbsmeter) angezeigten Betriebszeiten waren nicht in den verfügbaren Bordbüchern Nr. 4 und Nr. 5 des Luftfahrzeugs vermerkt.

Triebwerk: Luftgekühlter, horizontal zu betreibender 4-Zylinder Boxer-Motor mit direktem Propellerantrieb (Viertakt-Ottomotor)

Hersteller: Avco Lycoming Division, USA

Herstellerbezeichnung: O-235-L2C

Musterkennblatt (TCDS): FAA E-223, Rev. 19

Werknummer: RL-12292-15¹³

Betriebszeit: TSO 1354:25 Stunden (TBO 2400 Stunden/12 Jahre¹⁴)

Baujahr: unbekannt

Einbau: 16.09.2005 (TSO 0:00 Stunden), bei Flugwerk TSN 4997:01 Stunden

Propeller: Zweiblatt-Festpropeller in einem Stück aus Aluminiumlegierung (im Uhrzeigersinn drehend)

Hersteller: McCauley Accessory Division, USA

Herstellerbezeichnung: 1A103TCM6958

Werknummer: P770635R¹⁵

Betriebszeit: TSO 1349:26 Stunden (TBO 2000 Stunden/6 Jahre¹⁶)

Einbau: 25.01.2006 (TSO 0:00 Stunden), bei Flugwerk TSN ca. 5092 Stunden

Die Betriebszeiten beruhen auf Angaben im Arbeits- und Kontrollnachweis des Luftfahrzeugs bzw. im „*Engine Maintenance Record*“ des Triebwerks, im „*Propeller Logbook*“ sowie im Instandhaltungsbericht („*Work Report*“) bzw. in der Freigabebescheinigung („*Release to Service*“) über die letzte Instandhaltung von Flugwerk und Triebwerk am 25.07.2008 (siehe auch 1.6.3 Instandhaltung).

¹³ „Remanufactured engine“

¹⁴ Vgl. Lycoming SI 1009 Rev. AS (Recommended Time between Overhaul Periods)

¹⁵ Angaben laut autorisierter Freigabebescheinigung gemäß Teil-145A.50 „*EASA FORM 1*“ (Authorised Release Certificate) für Propeller Type McCauley 1A103TCM6958, Werknummer P770635R, datiert 24.01.2006.

¹⁶ Angaben laut Gerätelaufr Karte für Propeller Type McCauley 1A103TCM6958, Werknummer R-770635, Stand 24.01.2006.

Im Stand der Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung „*Component Time List*“ (Betriebszeitenübersicht), datiert 08.08.2008, welche für Flugwerk TSN 6339:49 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1030:36 Stunden erstellt war, war für das Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, ein TBO-Intervall von 2880 Stunden / 12 Jahre angegeben und für den Propeller Type McCauley 1A103TCM6958, Werknummer R-770635, von 2400 Stunden / 6 Jahren.

Gemäß Lufttüchtigkeitshinweis ACG LTH 36 betreffend „*Abweichungen (Toleranzen) von Instandhaltungsintervallen*“¹⁷, herausgegeben am 13.11.2001, waren, sofern nicht durch ein genehmigtes Instandhaltungsprogramm anders festgelegt, Instandhaltungsarbeiten an Luftfahrzeugen und Luftfahrtgerät¹⁸, z.B. Motore und Propeller, grundsätzlich zu den vom Hersteller festgelegten und von der ACG genehmigten Intervallen durchzuführen. Falls die Hersteller von Luftfahrzeugen nicht verbindliche Werte für Abweichungen (Toleranzen) von den Instandhaltungsintervallen festgelegt hatten, waren Abweichungen gemäß ACG LTH 36 zulässig, z.B. betrug bei einem betriebsstundenabhängigen Intervall von mehr als 1000 Betriebsstunden die beanspruchbare Abweichung ± 50 Stunden und bei einem kalenderabhängigen Intervall von mehr als einem Jahr die beanspruchbare Abweichung ± 30 Tage.

1.6.1 Borddokumente

Eintragungsschein: ausgestellt am 26.02.1999 von ACG

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 09.08.2001 von ACG

Verwendungsbescheinigung: ausgestellt am 09.08.2001 von ACG;

- Verwendungsarten: Zivilluftfahrerausbildung¹⁹, Allgemeine Luftfahrt²⁰;
- Einsatzarten: Flüge zur Personenbeförderung, Kunstflüge, Grundsicherungsflüge;
- Navigationsarten: Flüge mit Luftfunkstelle, Nachtsicht-Platzflüge.

¹⁷ Rechtliche Grundlage: § 48 Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 1999 - ZLLV 1999 idF BGBl. II Nr. 363/1999

¹⁸ § 5 ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005

¹⁹ Ausbildung durch Zivilluftfahrerschulen im Sinne des § 2 Abs. 1 Z 3 ZLLV 2005

²⁰ Verwendung in der allgemeinen Luftfahrt im Sinne des § 2 Abs. 1 Z 4 ZLLV 2005

Nachprüfungsbescheinigung²¹ über die Durchführung einer periodischen Nachprüfung²²:

ausgestellt am 27.11.2007 vom ermächtigten Betrieb A²³ (Teil-145-Instandhaltungsbetrieb A²⁴), Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung 27.10.2008 (± 3 Monate).

Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 10.05.1993 von ACG

Versicherungsnachweise (Haftpflichtversicherung)

- Drittschäden:²⁵ MTOM von weniger als 1000 KG, am Vorfalldatum gültig
- Fluggäste:²⁶ für einen Fluggast, am Vorfalldatum gültig

Gemäß § 12 Abs. 1 Z 3 Luftfahrtgesetz (LFG), BGBl. Nr. 253/1957 idF BGBl. I Nr. 83/2008, durfte, soweit in den §§ 7, 18, 20 und 132 LFG idGF nichts Anderes bestimmt war²⁷, ein Zivilluftfahrzeug im Fluge nur verwendet werden, wenn von der Austro Control GmbH oder von einer auf Grund einer Übertragung gemäß § 140b LFG idGF zuständigen Behörde durch eine öffentliche Urkunde bestätigt worden war, dass es entsprechend dem § 164 LFG idGF versichert war.

Gemäß § 164 Abs. 1 LFG idGF hatte der Halter eines Luftfahrzeugs zur Deckung der Schadenersatzansprüche von Personen oder wegen Sachen, die nicht im Luftfahrzeug befördert wurden, eine Haftpflichtversicherung zumindest über die in § 151 LFG idGF vorgesehenen Beträge abzuschließen.

²¹ § 30 Abs. 2 ZLLV 2005

²² § 40 Abs. 1 Z 4 ZLLV 2005

²³ § 40 Abs. 4 ZLLV 2005

²⁴ § 52 Abs. 2 ZLLV 2005 (gemäß Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 genehmigter Instandhaltungsbetrieb)

²⁵ Haftpflichtversicherung zur Deckung der Schadenersatzansprüche von Personen oder wegen Sachen, die nicht im Luftfahrzeug befördert werden.

²⁶ Haftpflichtversicherung zur Deckung der Schadenersatzansprüche der Fluggäste pro vorhandenen Platz für Passagier:innen.

²⁷ Übungsbereiche und Erprobungsbereiche, Voraussetzungen für die Verwendung von ausländischen Luftfahrzeugen im Fluge, Zwischenbewilligung für Zivilluftfahrzeuge, besondere Verwendung von Zivilluftfahrzeugen.

Gemäß § 151 Abs. 1 LFG idgF haftete der Halter eines Luftfahrzeugs für jeden Unfall entsprechend der für den Abflug zugelassenen Höchstmasse des Luftfahrzeugs (Maximum Take-Off Mass – MTOM).

Gemäß § 164 Abs. 2 LFG idgF hatte der Halter eines Luftfahrzeugs zur Deckung der Schadenersatzansprüche der Fluggäste pro vorhandenem Platz für Passagier:innen eine Haftpflichtversicherung abzuschließen, welche sich nach MTOM und Betriebsart des Luftfahrzeugs richtete.

1.6.2 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

Die letzte periodische Nachprüfung des Luftfahrzeugs gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005²⁸, welche vom ermächtigten Betrieb A (Teil-145-Instandhaltungsbetrieb A²⁹) am 27.11.2007 bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1107:44 Stunden dokumentiert wurde, erfolgte gemäß § 40 Abs. 3 ZLLV 2005 stichprobenartig und umfasste die Durchsicht der vorgelegten Unterlagen, die Sichtkontrolle von Flugwerk, Triebwerk und Propeller sowie einen Bodenstandlauf.

Die gemäß § 31 Abs. 5 und § 55 ZLLV 2005 vorgelegten Beweismittel schlossen laut Nachprüfbericht vom 27.11.2007 folgende Unterlagen ein:

- Bordbuch Nr. 4;
- Betriebszeitenübersicht vom 17.11.2007;
- Änderungsstand Triebwerk vom 17.11.2007 (letztes FAA AD 2007-04-19 Rev. 1³⁰ vom 02.04.2007, letztes EASA AD 2005-0023 Rev. 3³¹ vom 29.05.2006, letzte Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 578³² vom 21.09.2007);

²⁸ Die ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005 trat mit 15.12.2005 in Kraft.

²⁹ Von der zuständigen Behörde in Österreich genehmigter Betrieb.

³⁰ Superior Air Parts, Inc. (SAP), Cylinder Assemblies Part Numbers Series: SA47000L, SA47000S, SA52000, SA55000, SL32000W, SL32000WH, SL32006W, SL36000TW, SL36000W, and SL36006W (Superior Air Parts MANDATORY SB B06-01 Rev. E)

³¹ Exhaust valve and guide – Inspection; MANDATORY Lycoming SB No. 388 Rev. C dated 22 November 2004; SI 1485 Rev. A dated July 2, 2003.

³² Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits

- Änderungsstand Propeller vom 17.11.2007 (letztes FAA AD 2006-24-07³³, kein EASA AD veröffentlicht, letzte Sonderanweisung McCauley SB 137AC³⁴);
- Änderungsstand Flugwerk vom 17.11.2007 (letztes FAA AD 2005-11-05³⁵, letztes EASA AD 2007-0256³⁶, letzte Sonderanweisung MANDATORY Cessna SEB 07-6³⁷);
- Beanstandungsliste vom 27.11.2007.

Gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung EASA AD 2005-0023 Rev. 3 vom 29.05.2006 waren Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C aufgrund von Leistungsverlust des Triebwerks durch Klemmen der Auslassventile in den Ventildüsen zu prüfen. Binnen 440 Betriebsstunden seit der letzten Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 oder vor dem 20.06.2006 war zu prüfen, ob Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C mit „Hi-Chrome“ Auslassventildüsen ausgerüstet waren. Bei Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C mit „Hi-Chrome“ Auslassventildüsen war keine neuerliche Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C erforderlich.

Die anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung aufgetragene Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 578 ergab, dass das Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, mit Zylindern der richtigen Teilenummer ausgerüstet war.

Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung war die Beanstandung eines fehlenden Hinweisschildes für den Betrieb des Luftfahrzeugs mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228³⁸ als am 28.11.2007 behoben vermerkt.

Gemäß *„Betriebsanweisung für die Verwendung von Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228“*, Ausgabe 2, genehmigt von ACG am 16.11.2004, welche dem Flughandbuch *„Cessna Pilot Operating Handbook P/N D1211-1-13PH, 20 April 1981, Revision 1 – 31 March 1983“* als Anhang beigefügt war (Supplement), war bei Verwendung des Kraftstoffs Super Plus gemäß EN228 die maximal zulässige Betriebshöhe (Dichtehöhe) mit 10.000 FT limitiert. Unverbleiter Kraftstoff Super Plus gemäß EN228 (Kraftfahrzeugbenzin) war gemäß

³³ Propellers serviced by Oxford Aviation Services Limited (doing business as CSE Aviation), Inspection

³⁴ Revised Time Between Overhaul (TBO), Check Bolt Torque

³⁵ Precise Flight, Inc. Models SVS I and SVS IA Standby Vacuum Systems

³⁶ Seat Restraint System Plastic Rotary Buckle Handle – Inspection / Replacement; Pacific Scientific SB 25-1111432 original issue dated 22 May 2007.

³⁷ Elevator Trim Tab Actuator Assembly Inspection (Model A152 Year 1982 Serial Numbers A1520984 thru A1521014)

³⁸ Kraftstoffe für Kraftfahrzeuge - Unverbleite Ottokraftstoffe - Anforderungen und Prüfverfahren

Lycoming SI 1070 (Specified Fuels for Spark-Ignited Gasoline Aircraft Engine Models) für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C zugelassen. Bei Verwendung von Kraftstoff Super Plus gemäß EN228 war das Öl-Additiv P/N L-16702 oder ein gleichwertiges Motorölprodukt wie Aeroshell 15W-50 zu verwenden.

Dem Nachprüfbericht vom 27.11.2007 war ein Ausrüstungsverzeichnis (Compliance Checklist), datiert 27.11.2007, beigelegt, welches dem Lufttüchtigkeitshinweis ACG LTH 44 Rev. A betreffend „*Mindestausrüstung für Motorflugzeuge*“, herausgegeben am 27.02.2007, entsprach und die operationellen Ausrüstungserfordernisse für die Verwendungs-, Einsatz- und Navigationsarten gemäß ZLLV 2005 regelte und die Bestimmungen über die Grundausrüstung für Flugzeuge in der Allgemeinen Luftfahrt konkretisierte. Unter Punkt „4.775 *Zusatzsauerstoff für Flugzeuge ohne Druckkabine*“ war vermerkt, dass die Flughöhe auf 10.000 FT beschränkt war und wurde auf den Anhang (Supplement) des Flughandbuchs über den Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 hingewiesen.

In der von der Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) bereitgestellten Liste der anwendbaren ACG Lufttüchtigkeitsanweisungen (LTA) und ACG Lufttüchtigkeitshinweisen (LTH) „*AD's Austro Control – Compliance – Record*“, datiert 08.08.2008, war hinsichtlich ACG LTH 1 betreffend „*Betrieb von Flugzeugen mit Auto-Superbenzin (MOGAS)*“ vermerkt, dass das Luftfahrzeug nur mit AVGAS betrieben wurde. Verbleiter Kraftstoff AVGAS 100LL (Flugbenzin, blau gefärbt) war gemäß Lycoming SI 1070 (Specified Fuels for Spark-Ignited Gasoline Aircraft Engine Models) für Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C zugelassen.

Die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs gemäß § 55 ZLLV 2005, Stand Flugwerk TSN 6339:49 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1030:36 Stunden, wurden vom Instandhaltungsbetrieb D³⁹ geführt, welcher eine gemäß § 57 ZLLV 2005 genehmigte Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) war. In der bereitgestellten Liste der durchgeführten bzw. beachteten Lufttüchtigkeitsanweisungen (LTA, ADs), z.B. „*AD's – Compliance Record*“, und Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Luftfahrzeugs und des

³⁹ Von der zuständigen Behörde in Österreich genehmigter Betrieb.

Triebwerks (SB, SI, SL), z.B. „Service Bulletins – Compliance Record“ und „Service Bulletins – Component Compliance Record – ENGINE“, datiert 08.08.2008, waren insbesondere erfasst

- EASA AD 2005-0023 Rev. 3 (Exhaust Valve and Guide Inspection)⁴⁰, alle 400 Stunden⁴¹ bzw. 1000 Stunden⁴², Durchführung der Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C vom Instandhaltungsbetrieb A am 03.10.2007 bei Flugwerk TSN 6081:02 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1084:01 Stunden dokumentiert und vom Instandhaltungsbetrieb D (CAMO) am 09.11.2007 bei Flugwerk TSN 6099:14 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1102:13 Stunden beachtet;
- MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B (Maintenance Procedures and Service Limitations for Valves⁴³), alle 400 Stunden, Durchführung zuletzt dokumentiert am 03.04.2008 bei Triebwerk TSO 1173:41 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C (Procedure to Determine Exhaust Valve and Guide Condition for Fixed Wing Aircraft with Hi-Chrom Valve Guide), alle 1000 Stunden, Durchführung zuletzt dokumentiert am 03.10.2007 bei Triebwerk TSO 1084:01 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E (Oil and Filter Change an Screen Cleaning, Oil Filter/Screen Content Inspection), alle 50 Stunden, Durchführung zuletzt dokumentiert am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 578 (Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits), Teilenummer der Zylinder geprüft am 28.11.2007 bei Triebwerk TSO 1107:44 Stunden (stimmte mit SB 578 und IPC überein);
- MANDATORY Lycoming SB 583 Rev. 0⁴⁴ (Reprint of MANDATORY Unison Service Bulletin No. SB208 Rev. 0⁴⁵), alle 100 Stunden, Durchführung zuletzt dokumentiert am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 183 Rev. A (Magneto Timing Discrepancies), alle 100 Stunden, Durchführung zuletzt dokumentiert am 12.06.2008 bei Triebwerk TSO 1281:53 Stunden;

⁴⁰ Anwendbar auf Lycoming Kolbenflugmotore Musterkennblatt (TCDS) Nr. FAA E-223

⁴¹ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C (Procedure to Determine Exhaust Valve and Guide Condition)

⁴² Vgl. Lycoming SI 1485 Rev. A (Exhaust Valve and Guide Identification Procedure)

⁴³ Ein- und Auslassventile, Ventilsitze- und -führungen

⁴⁴ Issued 03 June 2008 (Rev. A: 21 July 2008)

⁴⁵ Issued 02 May 2008 (Rev. A: 01 July 2008); Mandatory inspections on all Slick 4300/6300 magnetos, with serial numbers beginning with 0610XXXX through 0804XXXX.

- MANDATORY Lycoming SB 240 Rev. T (Mandatory Parts Replacement at Normal Overhaul and During Repair or Normal Maintenance)⁴⁶, alle 50 Stunden, zuletzt beachtet am 13.05.2008 (bei Grundüberholung des Triebwerks durchzuführen);
- ACG LTA 46 (Replacement Intervals for Elastomere Hoses), alle 60 Monate, Durchführung zuletzt dokumentiert am 08.11.2007;
- Cessna SE 82-30 Rev. 0 (Warning Against Use of Automotive Gasoline)⁴⁷, zuletzt beachtet am 10.12.2007;
- MANDATORY Cessna SEB 93-20 Rev. 0 (Inspection of Textron Lycoming Engine Connecting Rods for Fretting and/or Galling and Repair of Fretting)⁴⁸, zuletzt beachtet am 09.11.2007 (bei Grundüberholung des Triebwerks durchzuführen);
- MANDATORY Cessna SEB 93-11 Rev. 0 (Inspection and Straightening of Bent Crankshaft Flanges on Textron Lycoming Engines)⁴⁹, zuletzt beachtet am 10.12.2007;
- MANDATORY Cessna 93-19 Rev. 1 (Push Rod Inspection on Lycoming O-235 Engines)⁵⁰, zuletzt beachtet am 09.11.2007.

1.6.3 Instandhaltung

Sofern nicht durch ein gemäß § 48 Abs. 2 ZLLV 2005 genehmigtes Instandhaltungsprogramm anders festgelegt, waren Instandhaltungsarbeiten an Luftfahrzeugen⁵¹ und Luftfahrtgerät⁵² grundsätzlich zu den vom Hersteller festgelegten und von der ACG genehmigten Intervallen durchzuführen.

Dem Instandhaltungsbetrieb D als der gemäß § 57 ZLLV 2005 genehmigten Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) lag ein genehmigtes

⁴⁶ Vgl. MANDATORY Cessna SEB 92-11 Rev. 1 (Lycoming Mandatory Replacement of Parts at Overhaul)

⁴⁷ Vgl. Lycoming SI 1070 Rev. N (Specified Fuels)

⁴⁸ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 439 Rev. A (Connecting Rods, Inspection for Fretting and/or Galling, Repair of Fretting)

⁴⁹ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 201 Rev. E (sudden engine stoppage), am 26.03.2013 ersetzt durch MANDATORY Lycoming SB 201 Rev. F (prohibits straightening or grinding of bent crankshaft propeller flanges).

⁵⁰ Vgl. MANDATORY SB 453 Rev. D (Push Rods on O-235 Series Engines)

⁵¹ § 4 ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005

⁵² § 5 ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005

Instandhaltungsprogramm für das Luftfahrzeug, das nicht in einem Luftfahrtunternehmen verwendet wurde, vor.

Das Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, wurde zuletzt vom Teil-145-Instandhaltungsbetrieb C ⁵³ grundüberholt (TSO 0:00 Stunden) und vom Instandhaltungsbetrieb A anlässlich der 100-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk TSN 4997:01 Stunden in das Luftfahrzeug eingebaut.

Die Grundüberholung des Triebwerks war mit autorisierter Freigabebescheinigung gemäß Teil-145A.50 ⁵⁴ „EASA FORM 1“ (Authorised Release Certificate), datiert 13.09.2005, bescheinigt (Auszug):

„Beschreibung: Engine Lycoming

Teile-Nr.: O-235 L2C

Verwendbarkeit: „various“; to be verified by installer

Anzahl/Menge: 1

Werk-/Los-Nr.: RL-12292-15

Zustand/Arbeiten: Overhauled [...]

Bemerkungen: All affected LTAs and SBs inspected / performed. Engine overhauled in accordance with Lycoming Overhaul Manual Form 60294-7 Revision of June 2002 in work order no. [...]. For engine preservation please refer to latest editions of SL 180⁵⁵ and SI 1481⁵⁶. For oil and filter change and inspection please refer to latest edition of SB 480⁵⁷. Do not use automotive fuels⁵⁸ and/or automotive oils with this engine. Use straight mineral oil without additive for first 50 hrs. of operation. After "Engine Break In" the use of Oil Additive LW-16702 in accordance with latest edition SI 1409⁵⁹ is

⁵³ Von der zuständigen Behörde in der BRD genehmigter Betrieb.

⁵⁴ Verordnung (EG) Nr. 2042/2003

⁵⁵ Engine Preservation for Active and Stored Aircraft

⁵⁶ Factory Engine Preservation

⁵⁷ Oil and Filter Change an Screen Cleaning/Inspection

⁵⁸ Vgl. Cessna SE 82-33 (Warning Against Use of Automotive Gasoline; all Single Engine Aircraft Originally Certified for Engine Operation with 100 Octane Fuel) und Lycoming SI 1070 Rev. N (Specified Fuels)

⁵⁹ Vgl. FAA SAIB (Special Airworthiness Information Bulletin) NE-06-31 für zugelassene Additivöle

recommended by engine manufacturer. Total engine TBO in accordance with SI 1009 AR⁶⁰ and SL 213⁶¹: 2400 hrs. [...] TSO: 0:00 hrs."

Zur Erhöhung des TBO-Intervalls von 2000 Stunden (empfohlen) auf 2400 Stunden, waren in hochverdichtenden Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C gemäß Lycoming SL 213 Rev. A Kolben mit erhöhter Festigkeit P/N LW-18729 anstelle von P/N LW-13623 zu verwenden. Aufgrund eines Gewichtsunterschieds wurde der Kolben P/N LW-13623 nicht mehr angeboten und war für die TBO-Verlängerung ein Satz mit vier Kolben P/N LW-18729 erhältlich.⁶² Die Verwendung von Kolben P/N LW-18729 mit anderen Kolben war nicht zulässig.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, im Luftfahrzeug war die Freigabebescheinigung („*Released to service according to EASA Part 145.A.50*“), datiert 16.09.2005, im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwarts („*Mechanic*“) ausgestellt (Auszug):

*„Motorwechsel durchführen [...] Motor Lyc O-235-L2C SN RL-12292-15 von Fa.
[Instandhaltungsbetrieb C] OH. Siehe EASA FORM 1 Nr. [...] Eingebaut und aufgerüstet.
Propeller montiert. 6,5 Liter Einlauföl BP S 100 gefüllt. Standlauf gem.
Herstellervorgabe durchgeführt. I.O.“*

Anlässlich der letzten Grundüberholung des Triebwerks war im Prüflauf-Protokoll vom 12.09.2005 ein Druckverlust bei 80 PSI von 77 PSI bei Zylinder 1 und 78 PSI bei Zylinder 2 bis Zylinder 4 vermerkt (Differenzdruckprüfung bei TSO 0:00). Vom Instandhaltungsbetrieb A war im Instandhaltungsbericht („*Work Report*“), datiert 03.04.2008, anlässlich der 100-Stunden-Kontrolle bei Triebwerk TSO 1173:41 Stunden die Durchführung der Differenzdruckprobe mit einem Druckverlust bei 80 PSI von 79 PSI (Zylinder 1), 78 PSI (Zylinder 2) und 72 PSI (Zylinder 3 und Zylinder 4) dokumentiert. Anlässlich der nachfolgenden bis zum Eintreten des Motorschadens dokumentierten Instandhaltungsarbeiten waren die Ergebnisse der Differenzdruckproben in den

⁶⁰ Time Between Overhaul (TBO) Schedules

⁶¹ Time Between Overhaul (TBO) Extension Kit

⁶² TBO Extension Kit P/N 05K19614 (Nitrided Cylinders); TBO Extension Kit P/N 05K19613 (Chrome Cylinders)

verfügbaren Instandhaltungsberichten („*Work Report*“) vom Instandhaltungsbetrieb B⁶³ nicht vermerkt.

Im Luftfahrzeug-Bordbuch war der Motorwechsel durch Eintragung der Art der Instandhaltung unter Beisetzung der Unterschrift und der Nummer des Wartscheines („*Permit*“) im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwarts die Flugklarheit in Bezug auf die Instandhaltung per 16.09.2005 bescheinigt (Auszug):

*„100 HOURS INSPECTION ACC. W.O. [Work Order No.] PERFORMED [...] T.T. AIRFRAME AT 4997:01 [HRS] T.S.O. ENGINE 0:00 [HRS] NEXT INSPECTION AT 5050 [HRS]”⁶⁴.
THIS IS TO CERTIFY THAT THE ABOVE MENTIONED WORK EXCEPT AS OTHERWISE SPECIFIED WAS CARRIED OUT IN ACCORDANCE WITH EASA PART 145 AND IN RESPECT TO THAT WORK THE AIRCRAFT IS CONSIDERED READY FOR RELEASE TO SERVICE.“*

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, im Luftfahrzeug am 16.09.2005 war anlässlich der nächsten 50-Stunden-Kontrolle am 07.10.2005 bei Triebwerk TSO 50:05 Stunden die Verwendung des Motoröls Castrol AD 100 und anlässlich der 200-Stunden-Kontrolle am 14.02.2006 bei Triebwerk TSO 117:02 Stunden die Verwendung des Motoröls Castrol AD 80 in den Instandhaltungsberichten („*Work Report*“) eingetragen. Ab der 100-Stunden-Kontrolle am 19.04.2006 bei Triebwerk TSO 214:12 Stunden war in den Instandhaltungsberichten beim Motorölwechsel die Verwendung des Motoröls Aeroshell W 15W-50⁶⁵ eingetragen. Die vom Hersteller empfohlenen Motoröle waren vom FAA SAIB (Special Airworthiness Information Bulletin) NE-06-31 für das zugelassene Öl-Additiv LW-16702 erfasst.⁶⁶

Air BP bot Luftfahrtkolbenölen unter der Marke Castrol Aviator an. Es handelte sich dabei um Einbereichsöle, die die verwendeten Sorten AD 80 und AD 100 einschlossen.

⁶³ Von der zuständigen Behörde in Österreich genehmigter Betrieb.

⁶⁴ 53 HRS T.S.O. ENGINE

⁶⁵ Niedrigtemperatur-Viskosität: SAE 15W; Hochtemperatur-Viskosität: SAE 50

⁶⁶ Vgl. Lycoming SI 1409 (Lycoming Engines P/N LW-16702, Oil Additive), MANDATORY Lycoming SB 446 (The Use of Lycoming LW16702 Oil Additive)

Anlässlich der letzten Grundüberholung des Triebwerks wurden Lufttüchtigkeitsanweisungen und Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks durchgeführt, insbesondere

- ACG LTA 71 Rev. A (Sonderkontrolle an Lycoming Kolbenflugmotoren), nach 12 Jahren, danach alle 3 bzw. 6 Jahre⁶⁷;
- Lycoming SI 1511 Rev. A (Inspection of PID stamped crankshafts);
- FAA AD 98-01-06 (Precision MA-3, MA-3A, MA-3PA, MA-3SPA and MA-4SPA Carburetors, Precision Airmotive Corporation Carburetors);
- MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B (Maintenance Procedures and Service Limitations for Valves; Valve Inspection);
- MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. B (Inspection of exhaust valve and guide condition), alle 400 Stunden⁶⁸;
- MANDATORY Cessna SEB 92-11 Rev. 1 (Lycoming Mandatory Replacement of Parts at Overhaul)⁶⁹.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks wurde anlässlich von Instandhaltungsarbeiten die Durchführung bzw. Beachtung von Lufttüchtigkeitsanweisungen (LTA, DA) und Sonderanweisungen (SB, SI, SL) des Inhabers der Musterzulassung des Luftfahrzeugs und des Triebwerks dokumentiert, insbesondere

- ACG LTA 71 Rev. A (Sonderkontrolle an Lycoming Kolbenflugmotoren), nach 12 Jahren, danach alle 3 bzw. 6 Jahre, vom Instandhaltungsbetrieb A am 26.09.2007 bei Flugwerk TSN 6081:02 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1084:01 Stunden beachtet;
- MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E (Oil and Filter Change an Screen Cleaning/Inspection), alle 50 Stunden, durchgeführt am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden;

⁶⁷ Lycoming Kolbenflugmotore, die älter als 12 Jahre seit Herstellung oder seit letzter Grundüberholung sind. Sonderprüfung bei Erreichen der vom Hersteller empfohlenen, kalendermäßigen Betriebszeit zur Durchführung einer Grundüberholung (alle 12 Jahre) zur Erstreckung der Frist bis zum Erreichen von 24 Jahren.

⁶⁸ Vgl. MANDATORY Cessna SEB 92-21 Rev. 1 (Textron Lycoming Procedures to Determine Exhaust Valve and Guide Condition) und Cessna SEB 84-2 (Maintenance Procedures to Reduce Valve Sticking in Lycoming Engines)

⁶⁹ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 240 Rev. N (Mandatory Parts Replacement at Overhaul and During Repair or Maintenance)

- FAA AD 98-01-06 (Precision MA-3, MA-3A, MA-3PA, MA-3SPA and MA-4SPA Carburetors), alle 100 Stunden/1 Jahr, durchgeführt am 30.07.2007 bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden;
- EASA AD 2005-0023 Rev. 3 (Inspection of exhaust valve and guide condition), alle 440 Stunden, Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C durchgeführt vom Instandhaltungsbetrieb B am 26.07.2006 bei Triebwerk TSO 390:51 Stunden (ohne Beanstandung);
- MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B (Maintenance Procedures and Service Limitations for Valves; Valve Inspection), alle 400 Stunden, durchgeführt vom Instandhaltungsbetrieb A am 13.04.2007 bei Triebwerk TSO 785:41 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C vom 22.11.2004 (Procedure to Determine Exhaust Valve and Guide Condition; Inspection of exhaust valve and guide condition), alle 1000 Stunden gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A vom 02.07.2003 (Exhaust Valve and Guide Identification Procedure), durchgeführt vom Instandhaltungsbetrieb A am 29.08.2007 bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden (ohne Beanstandung) und am 03.10.2007 bei Triebwerk TSO 1084:01 Stunden (Spiel der Auslassventile in den Ventilführungen von Zylinder 1 und Zylinder 3 außer Limit);
- Lycoming SI 1068 Rev. A (Tappet Clearance; Supplement 1: When steel push rods P/N 15F22200 are installed), alle 100 Stunden, durchgeführt bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden;
- Lycoming SI 1080 Rev. C (Maintenance Items for Special Attention), alle 50 Stunden, durchgeführt bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden;
- Lycoming SI 1437 (Engine Timing Marks), alle 100 Stunden, durchgeführt bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden;
- Lycoming SI 1042 Rev. Y (Approved Spark Plugs)⁷⁰, letzter Tausch der Zündkerzen CHAMPION REM37BY am 12.06.2008 bei Triebwerk TSO 1281:53 Stunden;
- Lycoming SI 1443F (Approved Slick Magnetos on Lycoming Engines), beachtet bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden;
- Lycoming SI 1487 (Oil Drainback Tube Clearance), alle 50 Stunden, durchgeführt bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 583 Rev. 0⁷¹ (Reprint of MANDATORY Unison Service Bulletin No. SB208 Rev. 0⁷², Mandatory inspections on all Slick 4300/6300 magnetos),

⁷⁰ Vgl. Cessna SE 80-100 (Improved Spark Plugs Resistant to Lead Fouling)

⁷¹ Issued 03 June 2008 (Rev. A: 21 July 2008)

⁷² Issued 02 May 2008 (Rev. A: 01 July 2008)

binnen 50 Stunden, danach alle 100 Stunden, durchgeführt am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden;

- MANDATORY Lycoming SB 183 Rev. A (Magneto Timing Discrepancies), alle 100 Stunden, durchgeführt am 12.06.2008 bei Triebwerk TSO 1281:53 Stunden;
- Lycoming SI 1409 (Lycoming Engines P/N LW-16702, Oil Additive)⁷³, beachtet bei Triebwerk TSO 1236:09 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 578 (Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits), Teilenummer der Zylinder geprüft am 28.11.2007 bei Triebwerk TSO 1107:44 Stunden (Zylinder mit richtiger Teilenummer installiert: Cylinder Kit P/N 05K23037, Cylinder Assembly P/N 16A23033);⁷⁴
- MANDATORY Lycoming SB 369 Rev. J (Engine Inspection after Overspeed), beachtet am 26.09.2007 bei Triebwerk TSO 1084:01 Stunden („*Derzeit nicht aufgetreten*“);
- MANDATORY Lycoming SB 240 Rev. T (Mandatory Parts Replacement at Overhaul, Maintenance, Repair), beachtet am 26.09.2007 („*At Overhaul*“);
- Lycoming SI 1070 Rev. N (Specified Fuels) und Cessna SE 82-30 Rev. 0 (Warning Against Use of Automotive Gasoline), beachtet am 26.09.2007;
- MANDATORY Cessna SEB 93-20 Rev. 0 (Inspection of Textron Lycoming Engine Connecting Rods for Fretting and/or Galling and Repair of Fretting)⁷⁵, beachtet am 26.09.2007 (bei Grundüberholung des Triebwerks durchzuführen);
- MANDATORY Cessna SEB 93-11 Rev. 0 (Inspection and Straightening of Bent Crankshaft Flanges)⁷⁶, beachtet am 26.09.2007 („*Derzeit N/A*“);
- MANDATORY Cessna 93-19 Rev. 1 (Push Rod Inspection on Lycoming O-235 Engines)⁷⁷, alle 100 Stunden, beachtet am 30.07.2007 bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15 (TSO 0:00 Stunden), im Motorflugzeug Type Cessna A152 bei

⁷³ MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E durchgeführt

⁷⁴ Vgl. MANDATORY Cessna SEB 07-10 (Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits)

⁷⁵ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 439 Rev. A (Connecting Rods, Inspection for Fretting and/or Galling, Repair of Fretting)

⁷⁶ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 201 Rev. E (sudden engine stoppage), am 26.03.2013 ersetzt durch MANDATORY Lycoming SB 201 Rev. F (prohibits straightening or grinding of bent crankshaft propeller flanges).

⁷⁷ Vgl. MANDATORY SB 453 Rev. D (Push Rods on O-235 Series Engines); betrifft Stößelstangen P/N 73806.

Flugwerk TSN 4997:01 Stunden am 16.09.2005 wurden Instandhaltungsarbeiten am Luftfahrzeug vom Instandhaltungsbetrieb A durchgeführt:

- 50-Stunden-Kontrollen des Flugwerks gemäß Herstellervorschrift Cessna Service Manual AF D2064-113/TR3 vom 10.03.2003;
- 50-Stunden-Kontrollen des Triebwerks gemäß Herstellervorschrift Lycoming Installation and Operation Manual Nr. 60297-9/Rev. 4, Jänner 1998 (bis 29.08.2007 bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden);
- 50-Stunden-Kontrollen des Triebwerks gemäß Herstellervorschrift Lycoming Installation and Operation Manual Nr. 60297-9/Rev. 5, Jänner 2007 (ab 14.02.2008 bei Triebwerk TSO 1134:57 Stunden);
- 100- und 200-Stunden-Kontrollen von Flugwerk und Triebwerk gemäß Herstellervorschrift Cessna Service Manual AF D2064-1 -13/TR3 vom 10.03.2003;
- die 200- bzw. 1000-Stunden-Kontrolle am 09.06.2006 gemäß Herstellervorschrift Cessna Service Manual AF D2064-1-13/TR3 vom 10.03.2003 bei Flugwerk TSN 5309:13 Stunden bzw. Triebwerk TSO 312:12 Stunden.
- die 100- bzw. 500-Stunden-Kontrolle am 03.04.2008 gemäß Herstellervorschrift Cessna Service Manual AF D2064-1-13/TR4 vom 15.01.2008 bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1173:41 Stunden.

Am 14.02.2006 war die Durchführung einer 200-Stunden-Kontrolle gemäß Herstellervorschrift Cessna Service Manual AF D2064-1 -13/TR3 vom 10.03.2003 bei Flugwerk TSN 5114:03 Stunden bzw. Triebwerk TSO 117:02 Stunden bescheinigt.

Im Zeitraum vom 26.07.2006 (Flugwerk TSN 5388:22 Stunden, Triebwerk TSO 390:51 Stunden) bis 12.10.2006 (Flugwerk TSN 5495:28 Stunden, Triebwerk TSO 497:45 Stunden) wurden Instandhaltungsarbeiten am Luftfahrzeug vom Instandhaltungsbetrieb B durchgeführt:

- 50- und 100-Stunden-Kontrollen gemäß Cessna Service Manual D971-3-13⁷⁸ Rev. Nr. 3 vom 07.10.2002;
- 200-Stunden-Kontrollen gemäß Cessna Service Manual D2064-1-13⁷⁹ Rev. Nr. 3 vom 10.03.2003.

⁷⁸ MODEL 150 SERIES (1969 thru 1976) SERVICE MANUAL

⁷⁹ MODEL 152 SERIES (1978 thru 1985) SERVICE MANUAL

Im Zeitraum vom 08.05.2008 (Flugwerk TSN 6233:20 Stunden, Triebwerk TSO 1236:09 Stunden) bis 25.07.2008 (Flugwerk TSN 6329:07 Stunden, Triebwerk TSO 1331:56 Stunden) wurden Instandhaltungsarbeiten am Luftfahrzeug ebenfalls vom Instandhaltungsbetrieb B durchgeführt:

- 50- und 200-Stunden-Kontrollen gemäß Service Manual D2064-1-13 Rev. Nr. TR4 vom 15.01.2008.

Im Zeitraum 16.09.2005 bis 12.06.2008 waren Freigabebescheinigungen („*Release to Service*“) wiederholt im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwarts („*Mechanic*“) abgezeichnet.

Die letzte dokumentierte Instandhaltung des Luftfahrzeugs war eine 50-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk TSN 6329:07 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1331:56 Stunden. Diese Instandhaltung wurde vom Instandhaltungsbetrieb B mit Instandhaltungsbericht („*Work Report*“) und Freigabebescheinigung („*Release to Service*“), datiert 25.07.2008, bescheinigt (Auszug):

„1. 50 Std. Kontrolle durchgeführt [...] – gemäß Service Manual: D2064-1-13, Rev.Nr.: TR4, vom 15.01.2008 [...]

5. Unison SB2-08 / Lyc SB 583 Rev. 0 – Performed

6. Slick SB2-08 Rev. 0 – Performed, Magneto Timing 20°

7. Ignition Switch Insp. SEB 92-29⁸⁰ – Performed

8. Ignition Switch Lub. Starter Cont. SEB 91-5 Rev. 1⁸¹ – Performed

9. Oil, Oilfilter Change / Oilscreen SB 480 Rev. E – Performed

Es wird bescheinigt, dass die angeführten Arbeiten, wenn nicht anders ausgewiesen, in Übereinstimmung mit der ZLLV i.d.g.F. ausgeführt wurden und dass hinsichtlich dieser Arbeiten das Luftfahrzeug/Luftfahrzeugbauteile als flugklar zur Verwendung betrachtet wird. [...] Für den Flugbetrieb freigegeben: 25.07.2008.“

Die Freigabebescheinigung am Instandhaltungsbericht war im Namen eines der beiden ausführenden Luftfahrzeugwarte („*Mechanic*“) abgezeichnet, der auch im Bordbuch Nr. 5 des Luftfahrzeugs durch Eintragung der Art der Instandhaltung und des Termines der nächsten vorherbestimmbaren Instandhaltung unter Beisetzung seiner Unterschrift und der

⁸⁰ Ignition Switch Inspection (alle 50 Stunden)

⁸¹ Ignition Switch Lubrication and Starter Contactor Diode Installation (alle 2000 Stunden)

Nummer seines Wartscheines die Flugklarheit in Bezug auf die Instandhaltung per 25.07.2008 bescheinigte (Auszug):

„50 HRS INSPECTION AT 6329:07 HRS TT AIRFRAME PERFORMED, 1331:56 HRS TSO ENGINE PERFORMED [...] NEXT [INSPECTION] DUE AT 6379 HRS TT AIRFRAME.⁸² THIS IS TO CERTIFY THAT THE ABOVE MENTIONED WORK EXCEPT AS OTHERWISE SPECIFIED WAS CARRIED OUT IN ACCORDANCE WITH THE AUSTRIAN NATIONAL LAW ZLLV (i.d.g.F.) AND IN RESPECT TO THAT WORK THE AIRCRAFT COMPONENT IS CONSIDERED READY FOR RELEASE TO SERVICE.“

Auf dem Umschlag von Bordbuch Nr. 5 des Luftfahrzeugs befand sich ein ergänzender Vermerk im Sinne des Lufttüchtigkeitshinweises ACG LTH 36 betreffend „*Abweichungen (Toleranzen) von Instandhaltungsintervallen*“⁸³, herausgegeben am 13.11.2001 (Auszug):

„Nächste Wartung [100-Stunden-Kontrolle; Anm.] bei 6379 TT ± 10 [Stunden] 25.11.2008 ± 15 Tage Abgelaufen bei 6389 TT / am 10.12.2009 [korrekt: 10.12.2008; Anm.]“⁸⁴

Die nächste planmäßige Instandhaltung wäre eine 1000-Stunden-Kontrolle gemäß Service Manual D2064-1-13, Rev.Nr. TR4, vom 15.01.2008, gewesen, welche laut der von der Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) bereitgestellten Liste der planmäßigen Kontrollen „*Scheduled Inspections – Compliance – Record*“, Stand Flugwerk TSN 6339:49 Stunden, zuletzt am 09.06.2006 bei Flugwerk TSN 5309:13 Stunden durchgeführt worden war und bei Flugwerk TSN 6300 Stunden fällig war. Die nächste 500-Stunden-Kontrolle, welche laut der von der CAMO bereitgestellten Liste

⁸² 1381 HRS TSO ENGINE

⁸³ Rechtliche Grundlage: § 48 Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 1999 - ZLLV 1999 idF BGBl. II Nr. 363/1999

⁸⁴ Falls die Hersteller von Luftfahrzeugen nicht verbindliche Werte für Abweichungen (Toleranzen) von den Instandhaltungsintervallen festgelegt hatten, waren für alle Luftfahrzeuge, ausgenommen Luftfahrzeuge, die in der Verwendungsart „*Gewerbsmäßige Beförderung*“ im Rahmen eines Luftbetreiberzeugnisses (AOC) betrieben wurden, ua. folgende Abweichungen zulässig (Auszug): Betriebsstundenabhängige Intervalle bis einschließlich 100 Betriebsstunden, beanspruchbare Abweichung ± 10%; kalenderabhängige Intervalle zwischen zwei Monaten und einem Jahr, beanspruchbare Abweichung ± 15 Tag.

der planmäßigen Kontrollen zuletzt am 03.04.2008 bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden durchgeführt worden war und bei Flugwerk TSN 6680 Stunden fällig war.

Im Sinne des Lufttüchtigkeitshinweises ACG LTH 36 betrug für ein betriebsstundenabhängiges Intervall von 1000 Stunden die beanspruchbare Abweichung ± 25 Stunden (abgelaufen bei TSN 6325 Stunden), ebenso für 500 Stunden (abgelaufen bei TSN 6705 Stunden).⁸⁵

Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 und Abs. 3 ZLLV 2005 bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1107:44 Stunden war im Nachprüfbericht vom 27.11.2007 die Durchführung der vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten nach den letztgültigen Instandhaltungsanweisungen und entsprechend ZLLV 2005 idgF bestätigt.

1.6.4 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs

Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung des Luftfahrzeugs am 27.11.2007 bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden waren im Nachprüfbericht folgende Massenangaben laut Wiegebericht und Ausrüstungsliste vom 27.10.2003 angegeben:

- Leermasse: 1238 LBS
- Leermassenmoment: 38638 IN LBS

Dem Nachprüfbericht vom 28.10.2003 war der Wiegebericht vom 27.10.2003 beigelegt; das Ausrüstungsverzeichnis vom 28.10.2003 fehlte. Laut der verfügbaren Ausrüstungsliste, datiert 23.10.2003, schloss die Instrumentierung des Luftfahrzeugs zur Motorüberwachung Drehzahlmesser⁸⁶ sowie Anzeigen für Öltemperatur⁸⁷ und Öldruck⁸⁸ ein, jedoch keine

⁸⁵ Falls die Hersteller von Luftfahrzeugen nicht verbindliche Werte für Abweichungen (Toleranzen) von den Instandhaltungsintervallen festgelegt hatten, waren für alle Luftfahrzeuge, ausgenommen Luftfahrzeuge, die in der Verwendungsart „Gewerbsmäßige Beförderung“ im Rahmen eines Luftbetreiberzeugnisses (AOC) betrieben wurden, ua. folgende Abweichungen zulässig (Auszug): Betriebsstundenabhängige Intervalle zwischen 101 und 1000 Betriebsstunden, beanspruchbare Abweichung $\pm 5\%$.

⁸⁶ Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Limitations: Maximum 2550 RPM

⁸⁷ Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Limitations: Maximum 245°F (118°C).

⁸⁸ Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Limitations: Minimum 25 PSI; Maximum 115 PSI.

Anzeige der Abgastemperatur (EGT). In der Ausrüstungsliste war eine Anzeige der Zylinderkopftemperatur (CHT) weder vorgesehen noch eingetragen.

Gemäß Nachprüfbericht vom 27.11.2007 schlossen die erforderlichen und zum Zeitpunkt der letzten periodischen Nachprüfung des Luftfahrzeugs gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 und Abs. 3 ZLLV 2005 vorhandenen Betriebsunterlagen das Flughandbuch (POH) „*Cessna Pilot Operating Handbook P/N D1211-1-13PH, Revision 1*“, ein.

Die letzte Wiegung des Luftfahrzeugs erfolgte anlässlich der vom Instandhaltungsbetrieb A bescheinigten 100- bzw. 500-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden und war mit Wiegebericht, datiert 03.04.2008, dokumentiert (Intervall 48 Monate):

- Leermasse: 1239 LBS⁸⁹
- Leermassenmoment: 39493 IN LBS
- Kategorie / Höchstabflugmasse: A⁹⁰ / 1670 LBS⁹¹
- Höchstzulässige Anzahl der Insassen: 2

Das Ausrüstungsverzeichnis hatte sich laut Wiegebericht vom 03.04.2008 in den von der CAMO geführten Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs befunden und stand der SUB nicht zur Verfügung.

Aufgrund fehlender Angaben des Piloten zur Abflugmasse des Luftfahrzeugs und zum Kraftstoffvorrat⁹² werden zur Rekonstruktion der Abflugmasse für die Masse der Personen an Bord des Motorflugzeugs ersatzweise die von der EASA verlautbarten Standardmassen⁹³ für Besatzungsmitglieder⁹⁴ und Passagier:innen⁹⁵ herangezogen, welche für Flugzeuge mit

⁸⁹ Inklusive nichtausfliegbarem Treibstoff und Triebwerksöl

⁹⁰ Acrobatic Category

⁹¹ Vgl. Musterkennblatt (TCDS) FAA 3A19, Rev. 44.

⁹² Meldung über einen Unfall gemäß § 5 Zivilluftfahrt-Meldeverordnung – ZMV idF BGBl. II Nr. 319/2007 mit dem von der Austro Control GmbH als zentrale Meldestelle in luftfahrtüblicher Weise kundgemachten Formblatt

⁹³ Quelle: DECISION N° 2012/018/DIRECTORATE R OF THE EXECUTIVE DIRECTOR (ED) OF THE AGENCY OF 24th OCTOBER 2012, Annex to ED Decision 2012/018/R, Acceptable Means of Compliance (AMC) and Guidance Material (GM) to Part-CAT, initial issue 25 October 2012.

⁹⁴ Standardmasse für männliche Besatzung: 85 KG

⁹⁵ Standardmassen für männliche Passagiere: 92-104 KG; Standardmassen für weibliche Passagiere: 74-86 KG

19 oder weniger Sitzplätzen sowie Hubschrauber seit dem Jahr 2012 gelten. Für den Piloten werden 85 KG angenommen und für die Passagierin 74 KG (ohne Fallschirme).

Die Rekonstruktion des ausfliegbaren Kraftstoffvorrats beruht auf den im Luftfahrzeug-Bordbuch eingetragenen Betriebsstoffaufnahmen und dem Gesamtinhalt der Kraftstofftanks in den Tragflächen (Standardtanks):

- Gesamtinhalt 26 US.LIQ.GAL (entspricht ca. 98,5 Liter),
- davon ausfliegbar 24,5 US.LIQ.GAL (entspricht ca. 92,9 Liter).⁹⁶

Laut Bordbuch Nr. 5 des Luftfahrzeugs wurde am 05.08.2008 das Luftfahrzeug mit 80 Liter Kraftstoff betankt und wurden im Anschluss 9 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 2:02 Stunden durchgeführt. Am Unfalltag waren eine Betriebsstoffaufnahme von 34 Liter Kraftstoff und 1 Liter Motoröl sowie 3 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 0:58 Stunden im Bordbuch Nr. 5 erfasst (Abflug 13:23 Uhr, Landung 14:21 Uhr).

Die durchschnittliche Flugzeit des Piloten auf dem Luftfahrzeugmuster Cessna 150/152, welche auf seinen Angaben zur Flugerfahrung innerhalb der letzten 3 Monate und den eingetragenen Flugzeiten im Luftfahrzeug-Bordbuch beruht, betrug ca. 1 Stunde pro Flug.

Wird angenommen, dass der ausfliegbare Kraftstoffvorrat nach der Betankung am 05.08.2008 ca. 92 Liter entsprochen hätte und die Höchstflugdauer mit vollen Standardtanks inkl. 45 Minuten Flugzeitreserve (Endurance) ca. 4 Flugstunden⁹⁷, würde der Gesamtflugzeit am 05.08.2008 und am Unfalltag von ca. 3 Flugstunden ein Kraftstoffbedarf von ca. 69 Liter gegenüberstehen (durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch ca. 23 Liter pro Flugstunde). Zuzüglich der am Unfalltag nachgetankten Kraftstoffmenge käme zum Zeitpunkt des Unfalls überschlägig ein ausfliegbarer Kraftstoffvorrat von ca. 57 Liter in Betracht ($92+34-69 = 57$ Liter).

Hätte der ausfliegbare Kraftstoffvorrat lediglich den am 05.08.2008 und am Unfalltag getankten Kraftstoffmengen von 80 Liter und 34 Liter entsprochen, würde sich der

⁹⁶ 1 US.LIQ.GAL. = ca. 3,79 Liter

⁹⁷ 75 % gesetzte Motorleistung im Reiseflug bis 8000 FT MSL (Vgl. Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Section 5, Performance, Figure 5-10: ENDURANCE PROFILE, 45 MINUTES RESERVE, 24,5 GALLONS USABLE FUEL; CONDITIONS: 1670 Pounds, Recommended Lean Mixture for Cruise, Standard Temperature; NOTE: This chart allows for fuel used for engine start, taxi, takeoff and climb, and the time during climb).

ausfliegbarer Kraftstoffvorrat zum Zeitpunkt des Unfalls überschlägig auf ca. 45 Liter reduzieren, was einer Höchstflugdauer von ca. 2 Stunden entspräche ($80+34-69 = 45$ Liter).

Angenommene Beladung zum Zeitpunkt des Unfalls:

- Pilot und Passagierin – ca. 159 KG (ca. 350 LBS)
- Ausfliegbare Kraftstoff – ca. 45-57 L @ ca. 0,75 KG/L⁹⁸ (ca. 74-94 LBS)
- Abzüglich Kraftstoff für Anlassen des Motors, Rollen und Kontrollen vor dem Abflug – ca. 5 LBS

Die rekonstruierte Flugmasse zum Zeitpunkt des Unfalls beträgt ca. 1658-1678 LBS.

Rekonstruktion der Flugmassenschwerpunktlage zum Zeitpunkt des Unfalls:

- Hebelarm für Flugmasse 1658 LBS – ca. 33,8 IN hinter dem Bezugspunkt⁹⁹
- Hebelarm für Flugmasse 1678 LBS – ca. 33,9 IN hinter dem Bezugspunkt

Der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt zum Zeitpunkt des Unfalls liegt innerhalb der (interpolierten) Schwerpunktgrenzen des Motorflugzeugs gemäß Flughandbuch „*Cessna Pilot Operating Handbook P/N D1211-1-13PH, 20 April 1981, Revision 1 – 31 March 1983*“.

1.6.5 Schäden und technische Mängel des Luftfahrzeugs

Im Bordbuch Nr. 5 des Luftfahrzeugs, begonnen am 26.03.2008 bei einer Gesamtbetriebszeit des Luftfahrzeugs in diesem Zeitpunkt seit der Herstellung TSN 6162:05 Stunden (10925 Landungen), waren die Schmierstoffaufnahme sowie wahrgenommene Schäden und technische Mängel des Luftfahrzeugs eingetragen (siehe Tabelle 2).

⁹⁸ Dichte ca. 0,73–0,78 KG pro Liter (15 °C)

⁹⁹ Brandschott Vorderseite

Tabelle 2 Schmierstoffaufnahme sowie wahrgenommene Schäden und technische Mängel des Luftfahrzeugs laut Eintrag im Bordbuch Nr. 5

Flug Nr.	Datum	Gesamtflugzeit (TSN)	Schmierstoffaufnahme (Flugzeit dieses Fluges) Wahrgenommene Schäden und technische Mängel
10928	28.03.2008	6164:55 Stunden	Schmierstoff 0,5 Liter (1:26 Stunden)
10956	05.04.2008	6176:14 Stunden	Schmierstoff 0,5 Liter (0:59 Stunden)
10961	08.04.2008	6180:16 Stunden	<i>„Stall Warning funktioniert nicht!“</i>
10995	13.04.2008	6186:39 Stunden	Schmierstoff 1 Liter (0:42 Stunden)
11175	06.05.2008	6231:00 Stunden	Schmierstoff 1 Liter (0:32 Stunden)
11195	09.05.2008	6238:22 Stunden	<i>„Transponder bei Acro Kontaktfehler ztw.“</i>
11218	18.05.2008	6254:34 Stunden	Schmierstoff 0,5 Liter (0:37 Stunden)
11222	22.05.2008	6255:29 Stunden	<i>„Funkanzeige flackert im Betrieb + fällt aus?“</i>
11277	01.06.2008	6273:03 Stunden	<i>„Funkausfall beim TO!“</i>
11297	13.06.2008	6279:59 Stunden	<i>„Rechter Türgriff defekt“</i>
11352	11.07.2008	6316:50 Stunden	Schmierstoff 0,5 Liter (0:58 Stunden)
11357	15.07.2008	6319:01 Stunden	<i>„Transponder temp U/S“</i>
11368	19.07.2008	6325:23 Stunden	<i>„Transponder Wackelkontakt; Funk schlecht“</i>
11369	20.07.2008	6326:00 Stunden	<i>„Transponder sometimes U/S, works now and then“</i>
11425	06.08.2008	6351:26 Stunden	Schmierstoff 1 Liter (0:58 Stunden)

Im Bordbuch Nr. 4 des Luftfahrzeugs, begonnen am 17.01.2006 bei einer Gesamtbetriebszeit des Luftfahrzeugs in diesem Zeitpunkt seit der Herstellung TSN 5092:44 Stunden (7410 Landungen), waren auch wahrgenommene Störungen und technische Mängel sowie durchgeführte Wartungsarbeiten des Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, eingetragen (siehe Tabelle 3).

Tabelle 3 Wahrgenommene Schäden und technische Mängel sowie durchgeführte Wartungsarbeiten am Triebwerk laut Eintrag im Bordbuch Nr. 4

Flug Nr.	Datum	Gesamtflugzeit (TSN)	Wahrgenommene Schäden und technische Mängel Durchführung von Wartungsarbeiten
7423	03.02.2006	5102:06	„CHT U/S“ (behooben)
6754 ¹⁰⁰	20.06.2006	5335:46	„Starter defekt!“, (Starter am 22.06.2006 erneuert)
10769	24.09.2007	6081:02	„Achtung Einlauföl gefüllt. Nächster Motorölwechsel in 25 Stunden, d.h. bei TTA 6106:02“; (SB 388 am 03.10.2007 durchgeführt)
10817	17.11.2007	6104:45	„Ölwechsel durchgeführt. Einlauföl gefüllt“; (Zwischenölwechsel und Ölfilterkontrolle am 28.11.2007 durchgeführt)

Vom Instandhaltungsbetrieb A waren mit Instandhaltungsberichten („*Work Report*“), datiert 29.08.2007 und 03.10.2007, die Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden und bei Triebwerk TSO 1084:01 Stunden bescheinigt. Die Namen der ausführenden Luftfahrzeugwarte („*Mechanic*“), welche die Instandhaltungsberichte und Freigabebescheinigungen („*Released to service according to EASA Part 145.A.50*“) abgezeichnet hatten, unterschieden sich. In der vom Instandhaltungsbetrieb A zuletzt anlässlich der 200-Stunden-Kontrolle bei Triebwerk TSO 1084:01 Stunden erstellten Liste der Lufttüchtigkeitsanweisungen und Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, datiert 26.09.2007, war die Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C bei Triebwerk TSO 540:03 Stunden erfasst.

Vom Instandhaltungsbetrieb A war die Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C anlässlich der 50-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk TSN 5537:04 Stunden bzw. Triebwerk TSO 540:03 Stunden weder im Instandhaltungsbericht („*Work Report*“), datiert 27.10.2006, bescheinigt noch in der Liste der Lufttüchtigkeitsanweisungen und Sonderanweisungen, datiert 27.10.2006, erfasst.

Die letzte Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C betreffend den Zustand der Auslassventile und Führungen („*Exhaust Valve and Guide, Procedure to Determine Condition*“) anlässlich der 200-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk

¹⁰⁰ Laufende Nummer des Fluges am 16.02.2006 von 7449 auf 6168 berichtigt.

6081:02 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1084:01 Stunden wurde vom Instandhaltungsbetrieb A mit Instandhaltungsbericht („*Work Report*“), datiert 03.10.2007, bescheinigt (Auszug):

„SB 388 gem. Anweisung durchgef. Zyl. I u. III außer Limit. Zyl. II 0,68 [MM]¹⁰¹ u. IV 0,55 [MM]¹⁰². Zyl. I u. III demontiert und zur Rep. zur Fa. [Teil-145-Instandhaltungsbetrieb C]¹⁰³ gesandt. Rep. Zylinder wieder [montiert]. Probelauf und Zylinderflug durchgeführt.“

Die Durchführung des Motorlwechsels war mit dem Vermerk „*Motoröl Type Aeroshell W 15W-50 erneuert*“ dokumentiert.

Vor der Reparatur von Zylinder 1 und Zylinder 3 war anlässlich der 50-Stunden-Kontrolle am 29.08.2007 bei Triebwerk TSO 1040:11 Stunden vom Instandhaltungsbetrieb A die Prüfung des Zustands der Auslassventile und Führungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C ohne Beanstandung.

Die ausgeschlagenen Auslassventilführungen von Zylinder 1 und Zylinder 3 wurden vom Instandhaltungsbetrieb C erneuert und durch „*Hi-Chrome*“ Auslassventilführungen gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A vom 02.07.2003 (Exhaust Valve and Guide Identification Procedure) ersetzt, die Auslass- und Einlassventilsitze nachgefrst und die Laufbuchsen nachgehont. Die Reparatur der beiden Zylinder war mit autorisierter Freigabebescheinigung gemäß Teil-145A.50 ¹⁰⁴ „*EASA FORM 1*“ (Authorised Release Certificate), datiert 02.10.2007, bescheinigt (Auszug):

*„Beschreibung: Cylinder Kit, Lycoming
Teile-Nr.: 05K23037
Verwendbarkeit: O-235 series
Anzahl/Menge: 2
Werk-/Los-Nr.: 07466, 07467
Zustand/Arbeiten: Repaired [...]“*

¹⁰¹ Gemessener Wert entspricht 0,027 IN

¹⁰² Gemessener Wert entspricht 0,022 IN

¹⁰³ Von der zuständigen Behörde in der BRD genehmigter Betrieb.

¹⁰⁴ Verordnung (EG) Nr. 2042/2003

Bemerkungen: Repair of Valve guide(s), exhaust; Valve seat(s), intake; Valve seat(s), exhaust, Cylinder bore surface(s) [...]

All work performed in accordance with Overhaul Manual Form Lycoming 60294-7 Rev. Jan. 2007

Additional Remarks: Kits contain contain FAA-PMA parts. Exhaust valve guides are HiChrome i.a.w. LTA D-2005-419R3¹⁰⁵, EASA AD 2005-0023R3, SB 388 [Rev.] C, SI 1485 [Rev.] A, ECI¹⁰⁶ SI03-11 [Rev.] 1; Cylinders are not affected by LTA D-2005-495¹⁰⁷ and LTA D-2007-109R1¹⁰⁸”

Der Instandhaltungsbetrieb C wies bei der Auslieferung der reparierten Zylinder 1 und Zylinder 3 in den Begleitdokumenten ausdrücklich darauf hin, dass

- Lycoming SI 1485 Rev. A eine Prüfung gemäß Lycoming SB 388 Rev. C spätestens nach 1000 Betriebsstunden bzw. nach Ablauf des halben empfohlenen TBO-Intervalls, dringstenst empfiehlt;¹⁰⁹
- die Zylinder nicht für die Verwendung von Autokraftstoffen geeignet und hierfür auch nicht zugelassen sind;
- nur vom Hersteller zugelassene bzw. empfohlene Öle zu verwenden sind (z.B. Lycoming SI 1409) und die Verwendung von Einbereichsölen empfohlen wird;
- zur Vermeidung von Zylinderschäden, z.B. „Ventilklemmen“, sollte insbesondere nicht bis zum EGT-Peak oder darüber hinaus das Kraftstoff-Luft-Gemisch abgemagert („geleant“), auf unbeschädigte Luftleitbleche und Sauberkeit des Luftfilters geachtet sowie Ölwechsel regelmäßig durchgeführt werden.

¹⁰⁵ Vom LBA am 02.06.2006 bekanntgegebene Lufttüchtigkeitsanweisung betreffend „*Starker Leistungsverlust des Triebwerks durch Klemmen der Auslassventile in den Ventilführungen.*“ (EASA AD 2005-0023 Rev. 3, Lycoming SB 388 Rev. C, Lycoming SI 1485 Rev. A)

¹⁰⁶ Engine Components, Inc., USA

¹⁰⁷ Vom LBA am 29.12.2005 bekanntgegebene Lufttüchtigkeitsanweisung betreffend „*Starker Leistungsverlust und Ausfall des Triebwerks im Fluge durch Ribbildung und Bruch der Zylinder aufgrund eines Materialfehlers.*“ (LTA D-2005-495 wurde durch LTA D-2005-495R1 vom 02.04.2007 ersetzt).

¹⁰⁸ Vom LBA am 04.04.2007 bekanntgegebene Lufttüchtigkeitsanweisung betreffend „*Möglicher Triebwerksausfall oder Triebwerksbrand im Fluge durch Bruch oder Loslösung von Zylindern.*“ (FAA AD 2007-04-19 Rev. 1)

¹⁰⁹ Triebwerke mit sogenannten „C“-Zylindern, welche an einem eingepprägten Buchstaben „C“ zu erkennen waren, verfügten als Produktverbesserung über ein neues Auslassventilführungs material mit erhöhtem Chromanteil für verbesserte Verschleiß eigenschaften (sogenannte „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen). Zur Verlängerung des Inspektionsintervalls von 400 Stunden gemäß Service Bulletin Nr. 388 auf 1000 Stunden oder das halbe empfohlene TBO-Intervall, je nachdem, was zuerst eintrat, mussten alle Zylinder des betreffenden Motors mit den verbesserten „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen ausgestattet sein.

Nach dem Einbau der reparierten Zylinder 1, Werknummer 07466 (vor Reparatur: 05439), und Zylinder 3, Werknummer 07467 (vor Reparatur: 05441), im Triebwerk war die vom Instandhaltungsbetrieb A ausgestellte Freigabebescheinigung („*Released to Service according to EASA Part 145.A.50*“), datiert 03.10.2007, im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwerts („*Mechanic*“) abgezeichnet.

Im Bordbuch Nr. 4 des Luftfahrzeugs war durch Eintragung der Art der Instandhaltung unter Beisetzung der Unterschrift und der Nummer des Wartscheines („*Permit*“) im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwerts die Flugklarheit in Bezug auf die Instandhaltung per 28.11.2007 bescheinigt (Auszug):

„ANN. + 200 HRS INSPECTION ACC. W.O. [Work Order No.] PERFORMED [...] T.T. AIRFRAME AT 6081:02 [HRS] T.S.O. ENGINE 1084:01 [HRS] NEXT INSPECTION AT 6131 [HRS]¹¹⁰ OD. 09/2008. THIS IS TO CERTIFY THAT THE ABOVE MENTIONED WORK EXCEPT AS OTHERWISE SPECIFIED WAS CARRIED OUT IN ACCORDANCE WITH EASA PART 145 AND IN RESPECT TO THAT WORK THE AIRCRAFT IS CONSIDERED READY FOR RELEASE TO SERVICE.“

Die Durchführung von sogenannten „*Zylinderflügen*“, wie im Instandhaltungsbericht („*Work Report*“) vermerkt, war im Luftfahrzeug-Bordbuch nicht eingetragen.

Anlässlich der periodischen Nachprüfung und der Behebung diverser Beanstandungen durch Instandhaltungsbetrieb A am 27.11.2007 bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1107:44 Stunden wurde ein Motorölwechsel durchgeführt (Zwischenölwechsel nach 25 Stunden) und war im Instandhaltungsbericht („*Work Report*“), datiert 28.11.2007, das Einlauföl Castrol S 80 anstelle des Motoröls Aeroshell W 15W-50 eingetragen; die Ölfilterkontrolle war in Ordnung. Ab der 50-Stunden-Kontrolle am 14.02.2008 bei Triebwerk TSO 1134:57 Stunden war in den Instandhaltungsberichten beim Motorölwechsel wieder die Verwendung des Motoröls Aeroshell W 15W-50 eingetragen.

Air BP bot Luftfahrerkolbenöle unter der Marke Castrol Aviator an. Es handelte sich dabei um Einbereichsöle, die die verwendete Sorte S 80 einschlossen.

Die Befunde der Ölfilterkontrollen und die Durchführung der Motorölwechsel in 50-Stunden-Intervallen war in den Instandhaltungsberichten („*Work Report*“) vom

¹¹⁰ 1134 HRS T.S.O. ENGINE

Instandhaltungsbetrieb A bis zur 100-Stunden-Kontrolle am 03.04.2008 bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1173:41 Stunden dokumentiert. Anlässlich der nachfolgenden bis zum Eintreten des Motorschadens durchgeführten Instandhaltungsarbeiten waren die Ölfilterkontrollen und Motorölwechsel gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E in den verfügbaren Instandhaltungsberichten („*Work Report*“) vom Instandhaltungsbetrieb B dokumentiert.

Laut den zur Verfügung stehenden Instandhaltungsberichten bzw. Freigabebescheinigungen wurden von den Instandhaltungsbetrieben A und B insbesondere folgende Beanstandungen am Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, behoben:

- Zündkerzen und Ansaugluftfilter P/N P107150 getauscht bei Flugwerk TSN 6279:04 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1281:53 Stunden;
- Antrieb der Vakuumpumpe erneuert und 500-Stunden-Kontrolle des Starters durchgeführt bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1173:41 Stunden;
- Undichtheit des Vergasers am Kraftstoff-Einlassfitting abgedichtet und Zentralluftfilter P/N D9181 erneuert (TBO 500 Stunden) bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1107:44 Stunden;
- MANDATORY Lycoming SB 388 durchgeführt, Zylinder 1 und Zylinder 3 repariert sowie verbrauchter Luftfilter und defektes Luftleitblech erneuert bei Flugwerk TSN 6081:02 bzw. Triebwerk TSO 1084:01 Stunden;
- Undichte Ansaugkrümmerdichtung gereinigt, defektes Luftleitblech von Zylinder 3 erneuert und 500-Stunden-Kontrolle der Zündmagnete Slick Teilenummer 4381, Werknummer 05051773 (Links) und 05051774 (Rechts), durchgeführt bei Flugwerk TSN 6037:12 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1040:11 Stunden;
- gerissenes Auspuffrohr von Zylinder 2 repariert sowie verschmutzten und löchrigen Ansaugluftfilter P/N P107150 erneuert bei Flugwerk 5976:55 Stunden bzw. Triebwerk TSO 979:54 Stunden;
- defektes Zündkerzenkabel von Zylinder 2 repariert bei Flugwerk TSN 5931:47 Stunden bzw. TSO 934:46 Stunden;
- Schläuche und Schlauchleitungen im Motorraum für Kraftstoff und Motoröl gemäß ACG LTA 46 (Schläuche und Schlauchleitungen aus Elastomeren) am 07.05.2007 erneuert (TBO 60 Monate);

- verschmutzten Ansaugluftfilter P/N P107150 erneuert, löchriges Auspuffrohr von Zylinder 2 repariert und gerissenes Leitblech (Baffle) von Zylinder 3 erneuert bei Flugwerk TSN 5586:56 Stunden bzw. Triebwerk TSO 589:55 Stunden;
- ausgerissenes Luftblech repariert bei Flugwerk TSN 5438:03 bzw. Triebwerk TSO 440:20 Stunden;
- gerissenes Luftblech repariert bei Flugwerk TSN 5388:22 bzw. Triebwerk TSO 390:51 Stunden;
- Züge für Gas- und Gemischhebel sowie Vergaservorwärmung bei Flugwerk 5347:57 Stunden bzw. Triebwerk TSO 350:56 erneuert (TBO 1500 Stunden);
- rostige Ventildeckel erneuert bei Flugwerk TSN 5309:13 Stunden bzw. Triebwerk TSO 312:12 Stunden;
- defekten Drehzahlmesser getauscht bei Flugwerk TSN 5211:13 Stunden bzw. Triebwerk TSO 214:12 Stunden.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, im Luftfahrzeug waren in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs, insbesondere in den Luftfahrzeug-Bordbüchern, keine Ereignisse vermerkt im Zusammenhang mit Überdrehzahl des Motors ¹¹¹, z.B. während des Kunstfluges ¹¹² oder infolge eines defekten Drehzahlmessers, oder mit Propellerschäden, z.B. Bodenberührung oder Kollision mit Hindernissen¹¹³.

1.7 Flugwetter

1.7.1 Flugwetterbeobachtungsmeldungen

Auszug aus den Flugwetterbeobachtungsmeldungen mit Landwettervorhersage ¹¹⁴ (METAR) für den Flughafen Graz (LOWG), ELEV 1120 FT MSL, herausgegeben vom Flugwetterdienst ACG am 06.08.2008 im Zeitraum 13:20 bis 16:50 Uhr (SAOS31):

¹¹¹ Lycoming O-235-E, -K (Except -K2C) -L, -M -N -P: 2800 RPM (vgl. MANDATORY Lycoming SB 369 Rev. J)

¹¹² Vgl. MANDATORY Lycoming SB 369 Rev. J (Engine Inspection after Overspeed)

¹¹³ Vgl. MANDATORY Lycoming SB 533 Rev. B (Recommended Action for Sudden Engine Stoppage, Propeller/Rotor Strike or Loss of Propeller/Rotor Blade or Tip)

¹¹⁴ Vorhersage, gültig für die nächsten zwei Stunden (TREND)

“METAR LOWG 061650Z 15005KT 130V190 9999 FEW040 26/14 Q1015 NOSIG=
METAR LOWG 061620Z 16004KT 120V210 9999 FEW040 26/13 Q1016 NOSIG=
METAR LOWG 061550Z 15006KT 110V190 9999 FEW040 27/13 Q1015 NOSIG=
METAR LOWG 061520Z 15006KT 090V200 9999 FEW040 27/14 Q1016 NOSIG=
METAR LOWG 061450Z 15006KT 110V180 9999 FEW040 27/14 Q1016 NOSIG=
METAR LOWG 061420Z 16005KT 130V200 9999 FEW040 27/14 Q1016 NOSIG=
METAR LOWG 061350Z 15006KT 100V180 9999 FEW040 27/14 Q1017 NOSIG=
METAR LOWG 061320Z 16006KT 080V200 9999 FEW040 26/13 Q1017 NOSIG=“¹¹⁵

1.7.2 Sichtflug-Wetterbedingungen

Gemäß § 41 Abs. 3 Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005, war es innerhalb einer Kontrollzone verboten, im Sichtflug zu starten oder zu landen oder in eine Flugplatzverkehrszone oder einen Platzrundenbereich einzufliegen, sofern hierfür von der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle (§ 69 LVR 1967 idgF) keine Freigabe für einen Sonder-Sichtflug (§ 44 LVR 1967 idgF) erteilt wurde, bei einer Hauptwolkenuntergrenze von weniger als 450 M oder einer Bodensicht von weniger als 5 KM (Sichtflug-Wetterbedingungen¹¹⁶).

Gemäß § 42 LVR 1967 idgF durften Sichtflüge, soweit in § 44 LVR 1967 idgF (Sonder-Sichtflüge) nichts Anderes bestimmt war, nur unter Sichtflug-Wetterbedingungen durchgeführt werden.

1.7.3 Lichtverhältnisse

Gemäß § 42 LVR 1967 idgF durften Sichtflüge, soweit in den § 45 LVR 1967 idgF (Nacht-Sichtflüge) nichts Anderes bestimmt war, nur bei Tag durchgeführt werden; Sichtflüge waren so zu planen und so rechtzeitig zu beginnen, dass die Landung noch bei einer für ihre sichere Durchführung ausreichenden Helligkeit ausgeführt werden konnten.

¹¹⁵ „NOSIG“: Keine wesentliche Wetteränderung innerhalb der nächsten 2 Stunden zu erwarten.

¹¹⁶ § 2 Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967 idF BGBl. II Nr. 454/2005: „53. Sichtflug-Wetterbedingungen: Wetterbedingungen, bei denen die Sicht, der Abstand von Wolken und die Hauptwolkenuntergrenze zumindest den für Sichtflüge festgelegten Mindestwerten entsprechen.“

Laut Luftfahrthandbuch Österreich (AIP AUSTRIA) GEN 2.7 war das Ende der bürgerlichen Abenddämmerung (ECET) am 06.08.2008 am Flughafen Graz (LOWG) um ca. 18:59 Uhr.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Flugfernmeldedienste

Nicht betroffen.

1.10 Flugplatz

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Der Ort der Notlandung befand sich auf einem Maisfeld außerhalb des Flughafens Graz (LOWG) ca. 800 M südlich der Schwelle der Bitumenpiste 35C bzw. ca. 200 M östlich der verlängerten Pistenmittellinie 17C. Das Luftfahrzeug wurde am Unfalltag von der UUB zur Bergung freigegeben und für die weitere Befundung durch Mitarbeiter der UUB am 07.08.2008 in einem Hangar am Flughafen Graz sichergestellt.

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Vor der Bergung des Luftfahrzeugs wurden der Brandhahn geschlossen, da Kraftstoff ausfloss, und die Flugzeugbatterie vom Bordnetz getrennt. Nach dem Öffnen der Motorverkleidung war am Kurbelgehäuse und am Zylinder 4 des Kolbenmotors ein Schaden sichtbar.

Die weitere Befundung des Luftfahrzeugs erfolgte nach der Bergung am Flughafen Graz.

Die Bepankung der Flügelnase beider Tragflächen wies Beulen auf und war neben dem linken Randbogen nach hinten gebogen. Beide Landeklappen waren eingefahren (0°).

Ein Propellerblatt war nach hinten gebogen und wies Erdanhaftungen auf. Das andere Propellerblatt war ohne sichtbare Durchbiegung. An den Blattspitzen und Blattprofilvorderkanten des im Uhrzeigersinn drehenden Propellers waren keine Schäden durch Kollision mit Hindernissen sichtbar.

Das Bugfahrwerk war abgerissen. Der Motorträger wies aufschlagbedingte Brüche an der Verstrebung der Bugfahrwerkaufhängung auf.

Die Kraftstoffleitung vom Brandhahn zum Gehäuse des Kraftstoffsiebs (Fuel Strainer) war gebrochen. Im Kraftstoffsystem befand sich farblos bzw. gelblich schimmernder Kraftstoff. Alle Zylinder mit Ausnahme von Zylinder 3 waren an die Primer-Leitung¹¹⁷ angeschlossen. Der Anschluss der Primer-Leitung am Zylinderkopf von Zylinder 3 war durch einen Stopfen mit Innensechskant (Allen Head Plug)¹¹⁸ verschlossen. An den untersuchten Kraftstoffleitungen waren ansonsten keine Schäden sichtbar (keine Dichtheitsprüfung).

Der Zylinder 4 war vom Kurbelgehäuse getrennt, wurde jedoch noch vom Ansaugrohr und vom Abgasrohr im Triebwerkverband gehalten. Das Ansaugrohr war am zylinderseitigen Ende eingedellt und die Rohrdichtung gebrochen (siehe Abbildung 2).

¹¹⁷ Kaltstarthilfe: Kraftstoff wird aus dem Kraftstofffiltergehäuse angesaugt und direkt in den Ansaugkanal des Zylinders eingespritzt

¹¹⁸ P/N 1102 laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

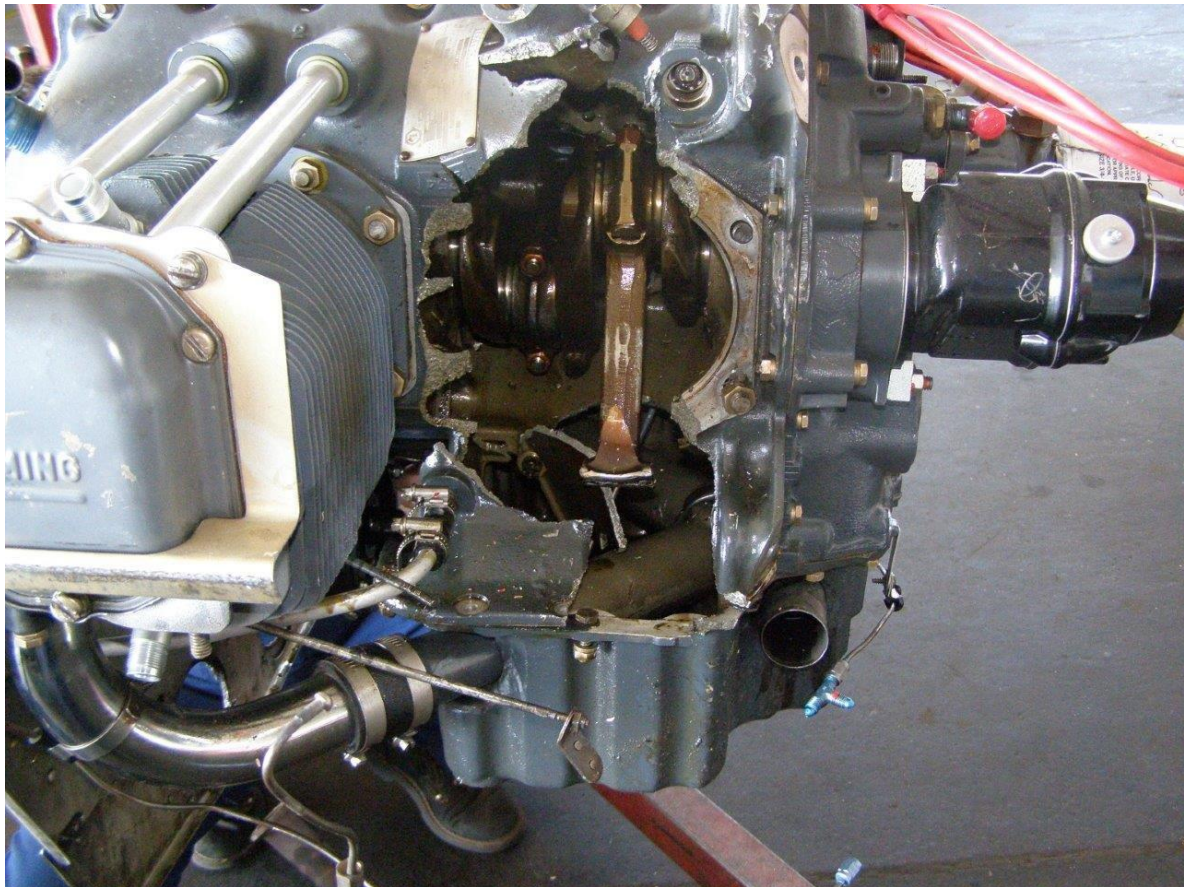
Abbildung 2 Zustand von Kurbelgehäuse und Zylinder 4 nach der Bergung des Flugzeugs



Quelle: SUB

Das Kurbelgehäuse des Motors war im Bereich der Verschraubung mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 gewaltsam aufgebrochen. Das Pleuel 4 war am kleinen Pleuelauge gebrochen und die Gleitlagerbuchse fehlte (siehe Abbildung 3).

Abbildung 3 Zustand von Kurbelgehäuse und Pleuel 4 nach Entfernung von Zylinder 4



Quelle: SUB

Der Kolben 4 mit dem Kolbenbolzen saß in der Laufbuchse des losen Zylinders 4 am oberen Totpunkt fest (siehe Abbildung 4).

Abbildung 4 Zustand von Zylinder 4 und Kolben 4



Quelle: SUB

Der Boden der Ölwanne war aufgebrochen. Die gesammelte Restölmeng aus Ölkühler und Ölschläuchen belief sich auf ca. 150 ML. Der Ölmesstab „6 QTS“, ca. 54 CM (Teilstriche 4, 5 und 6 QTS), war im Messstabrohr P/N 75736 verschraubt.

Die untere Motorverkleidung (Cowling) wies aufschlagbedingte Schäden auf. Auf der Innenseite der unteren Motorverkleidung waren keine Ölverschmutzungen sichtbar.

Der Motor wurde am 07.08.2008 ausgebaut und zur weiteren Befundung zum Standort der UUB in Wien transportiert (siehe auch 1.16.1 Technische Untersuchungen).

Anbauteile des Motors, welche beim Ausbau des Motors abgebaut und einer Sichtprüfung unterzogen wurden:

- Bowdenzüge (Drosselklappe, Gemischregler, Vergaservorwärmung)

- Auspuffanlage
- Luftleitbleche
- Zündmagnete
- Starter
- Generator
- Kraftstoffleitungen
- Schläuche und Rohrleitungen des Ansaugluftsystems
- Vergaser
- Vergaservorwärmklappe
- Ansaugluftfilter
- Ölkühler
- Ölschläuche
- Öltemperatursensor
- Tachowelle (Drehzahlmesser)

Beim Abbau der Anbauteile wurden von der Verschraubung der Kurbelgehäusehälften und der Ölwanne mit dem Kurbelgehäuse Bolzen entfernt.

Am Auspufftopf des Motors waren das Endrohr des Schalldämpfers und die Luftstutzen des Wärmetauschers eingedellt. Die Heißluftschläuche waren von den Luftstutzen abgezogen. Beim Schütteln des Auspufftopfs trat am Endrohr des Schalldämpfers weiße Asche aus. In der Auspuffanlage waren keine sicht-, spür- oder hörbaren Fremdkörper feststellbar.

Ein Luftleitblech war aufschlagbedingt verformt, ein weiteres eingerissen.

Die Befestigung der beiden Zündmagnete Slick Teilenummer 4381, Werknummer 05051773 und 05051774, auf dem Gehäuse für die Zusatzaggregate (Accessory Housing Assembly), welche Einfluss auf die Einstellung des Zündzeitpunkts hat, war ohne Beanstandung. Beim händischen Durchdrehen der beiden Zündmagnete waren die Lager unauffällig. Die Antriebsritzeln waren gesichert und die Zahnflanken unauffällig. An der Isolation der Zündkerzen- und Magnetanschlüsse des Zündgeschirrs waren keine Schäden sichtbar. Der Schutzmantel eines Zündkerzenkabels war stellenweise bis zur Abschirmung durchgescheuert, an der Abschirmung waren keine Schäden sichtbar. Die Prüfung der Zündmagnete am Prüfstand ergab, dass die Schnappkupplung (500 RPM oder weniger), die Funkenbildung bei 2000 RPM an allen Zündkerzensteckern und der Kurzschlussstest ohne Beanstandung waren.

Das Antriebsritzel des Starters war nicht im Eingriff mit dem Starterzahnkranz.

Der Ansaugluftfilter des Vergasers war auf der Außenseite mit Erdreich verschmutzt. Das Schwimmerkammergehäuse des Vergasers war auf der Rückseite im Bereich der Gewindebohrung für die Ablassschraube (Drain plug) aufgebrochen, die Schraube fehlte. Das Vergaservorwärmklappengehäuse war auf der Rückseite aufgerissen. An den Bowdenzügen waren keine Schäden sichtbar. Der Bowdenzug der Vergaservorwärmklappe war auf der Rückseite der Schelle zur Befestigung der Zughülle am Klappengehäuse abgerissen.

Am Ölkühler, am Öltemperatursensor und an den untersuchten Ölschläuchen waren keine Schäden sichtbar (keine Dichtheitsprüfung). Fremdkörper, welche den Ölkühler oder die Ölschläuche verlegen könnten, wurden nicht gefunden.

Am Generator und an der Tachowelle waren keine Schäden sichtbar.

1.12.3 Cockpit und Instrumente

Nach der Bergung des Luftfahrzeugs wurden am 07.08.2008 die Hebel, Schalter und Anzeigen zur Bedienung des Triebwerks in folgender Stellung vorgefunden:

- Vergaservorwärmung – vorne („AUS“)
- Gashebel – zwischen Vollgas- und Leerlaufstellung
- Gemischhebel – vorne (voll reiches Gemisch)
- Primer – eingeschoben
- Landeklappen – „0“
- Zündschalter – „OFF“
- Hauptschalter – „OFF“
- Betriebsstundenzähler Fabrikat „Hobbs“ (Hobbsmeter) – 5583,6 Stunden
- Zusammenstoßwarnlicht „BCN“ – „ON“

Am Instrumentenbrett war ein Hinweis für den Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 gemäß Anhang zum Flughandbuch des Luftfahrzeugs angebracht.

Eine Anzeige der Abgastemperatur (EGT) war nicht vorhanden.

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Die Anzeigen des Beschleunigungsmessers mit Schleppzeiger und der Zylinderkopftemperatur (CHT), Fabrikat „Alcor“, waren jeweils mit einem Aufkleber „U/S“ (außer Betrieb) gekennzeichnet.

An den untersuchten Anbauteilen des abgebauten Motors wurden abgesehen von einer Stoßstange von Zylinder 1 mit geringfügiger Durchbiegung keinerlei Hinweise auf allenfalls vor dem Vorfall bestandene Mängel gefunden, welche zu einem Versagen oder einer Funktionsstörung hätten beitragen können (siehe auch 1.16.1 Technische Untersuchungen).

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten vor.

Organe des öffentlichen Sicherheitsdienstes führten mit dem Piloten nach dem Unfall einen Alkoholvortest durch, der einen Wert von 0,00 Milligramm Alkohol pro Liter Atemluft ergab.

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Rückhaltesysteme

Beide Sitze des zweisitzigen Luftfahrzeugs verfügten über Becken- und Schultergurte.

Die letzte Erneuerung der Gurtbänder und Prüfung der Gurtschlösser der Sicherheitsgurte Gadringer Teilenummer 93244/050 gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung ACG LTA 91¹¹⁹ war vom Instandhaltungsbetrieb A anlässlich der 100- bzw. 500-Stunden-Kontrolle bei Flugwerk TSN 6170:42 Stunden mit autorisierter Freigabebescheinigung gemäß Teil-145A.50¹²⁰ „EASA FORM 1“ (Authorised Release Certificate), datiert 03.04.2008, bescheinigt.

Die alle 100 Stunden bzw. alle 12 Monate durchzuführende Prüfung der Anschlüsse der Becken- und Schultergurte gemäß Sonderanweisung MANDATORY Cessna SEB 96-2¹²¹ war vom Instandhaltungsbetrieb B anlässlich der 200-Stunden-Kontrolle bzw. Jahreskontrolle am 12.06.2008 bei Flugwerk TSN 6279:04 Stunden mittels Instandhaltungsbericht („Work Report“) und Freigabebescheinigung („Release to Service“), datiert 12.06.2008, bescheinigt.

1.15.2 Sonstige Ausrüstung

Der vorgeschriebene automatische Notsender (ELT) wurde im Luftfahrzeug mitgeführt, war betriebsbereit und löste aus. Vor der Bergung des Luftfahrzeugs wurde der Notsender ausgeschaltet.

1.15.3 Evakuierung

Der Pilot und die Passagierin konnten das erheblich beschädigte Luftfahrzeug selbständig verlassen.

1.15.4 Verletzungsursachen

Der Pilot und die Passagierin erlitten durch die Notlandung leichte Verletzungen. Sie wurden zur ambulanten Behandlung in das Unfallkrankenhaus Graz verbracht.

¹¹⁹ Aus synthetischen Werkstoffen hergestellte Anschnallgurte in Luftfahrzeugen waren spätestens 20 Jahre ab dem Herstellungsdatum gegen neue auszutauschen oder war zumindest das Gurtband von einem dazu autorisierten Betrieb zu erneuern.

¹²⁰ Verordnung (EG) Nr. 2042/2003

¹²¹ Seat Belt and Shoulder Harness Connection Inspection

1.15.5 Such- und Rettungsmaßnahmen

Der Unfall ereignete sich innerhalb des Flugplatzrettungsbereichs des Flughafens Graz (LOWG).

Um ca. 16:40 Uhr löste die Flugplatzkontrollstelle LOWG das während der Betriebszeiten des Zivilflugplatzes bei Flugnotfällen innerhalb des Flugplatzrettungsbereichs vorgesehene Alarmzeichen aus (große Sirene). Daraufhin war der Flughafen LOWG wegen Alarmstufe 3 (Notstufe) von 16:40 bis 17:15 Uhr gesperrt. Am Ort der Notlandung waren Flughafenfeuerwehr und Flugplatzbetriebsleitung LOWG, das Österreichische Rote Kreuz, ein Notarzt, Organe der Polizeiinspektionen 8141 Unterpremstätten, 8401 Kalsdorf/Graz und Flughafen Graz sowie ein Hubschrauber des Bundesministeriums für Inneres (Flugpolizei) im Einsatz.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Der ausgebaute Motor der Type Lycoming O-235-L2C, Werknummer RL-12292-15, wurde am Standort der UUB in Wien zerlegt und befundet.

Am Kurbelgehäuse war ein Klebeetikett angebracht mit dem Namen von Instandhaltungsbetrieb C und der Auftragsnummer der Grundüberholung des Triebwerks am 13.09.2005.

Das Kurbelgehäuse (Boxer-Motor) zeigte im Bereich der Verschraubung mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 einen massiven Materialausbruch, der sich von den Stößelführungen für das Einlassventil (EV) und das Auslassventil (AV) bis zur Ölwanne erstreckte. Fragmente des Kurbelgehäuses waren noch mit dem Zylinderfuß verschraubt. Die Stößelführung für das Einlassventil von Zylinder 4 war gewaltsam aus dem Kurbelgehäuse gebrochen. Stoßstange und Stoßstangen-Schutzrohr des Einlassventils von Zylinder 4 fehlten (nicht gefunden). In der Bewegungsebene von Pleuel 4 bzw. Pleuelzapfen 4 (Kurbelwelle) war die Unterseite des Kurbelgehäuses aufgebrochen und die Ölsaugleitung der Ölwanne durch einen Fremdkörperereinschlag deformiert bzw. durchtrennt. Die Ölwanne war am Ölsieb der Ölsaugleitung im Bereich der Verschlusschraube, die mit Draht gegen unbeabsichtigte Öffnung gesichert war, gewaltsam aufgebrochen.

Auf den Dichtflächen der beiden Kurbelgehäusehälften war durchgehend weißes Dichtmittel aufgebracht.

Am Ablassventil der Ölwanne, das mit Draht gegen unbeabsichtigte Öffnung gesichert war, waren keine Schäden sichtbar (keine Dichtheitsprüfung). Die Ölwanne enthielt neben Bruchstücken des aufgebrochenen Kurbelgehäuses silbrig glänzende und kupferfarbene Metallpartikel und -fragmente. Die Magnetprobe zeigte, dass diese eisenhaltig und nichteisenhaltig waren:

- Die Abmessungen der eisenhaltigen Fragmente (Materialstärke, maximale Länge ca. 4 CM) entsprachen dem kleinen Pleuelauge von Pleuel 4 (Breite ca. 4 CM).
- Die nichteisenhaltigen Partikel wurden der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 (vermutlich kupferhaltige Legierung) sowie dem Schaft von Kolben 4 und dem Kurbelgehäuse (Leichtmetalllegierung) zugeschrieben.
- Die Beschaffenheit der nichteisenhaltigen Fragmente aus Leichtmetalllegierung (Materialstärke, Form) entsprachen dem Schaft von Kolben 4 und dem Kurbelgehäuse.

Auf der Innenseite der beiden Kurbelgehäusehälften waren Fremdkörpereinschläge vorhanden.

Die Nockenwelle wies an den Nockenaufläufen ein unauffälliges Verschleißbild. Auf den Gleitlagern der Nockenwelle waren keine auffälligen Riefen sichtbar. Eine Nocke wies einen Fremdkörpereinschlag auf. Fremdkörper, welche die Ölbohrungen der Lagerstellen verlegen könnten, wurden nicht gefunden.

Die Gleitlagerhalbschalen der Kurbelwelle im Kurbelgehäuse wiesen keine markanten Spuren metallischen Kontakts zwischen Welle und Gleitlager auf, z.B. Fressspuren. In den beiden Gleitlagerhalbschalen der zweiten Hauptlagerstelle der Kurbelwelle (vom Propellerflansch gezählt) waren kupferfarbene Riefen vorhanden. Das Verschleiß- und Tragbild der Wellenzapfen der Kurbelwelle war unauffällig. Fremdkörper, welche die Ölbohrungen der rechten Gleitlagerhalbschalen oder der Kurbelwellenzapfen verlegen könnten, wurden nicht gefunden.

Die Verschraubung des großen Pleuelauges (geteiltes Pleuel) von Pleuel 1 bis Pleuel 4, P/N 78030, war äußerlich intakt. Alle Pleuel waren ohne auffälligen Widerstand und ohne auffälliges radiales Spiel auf den Pleuelzapfen der Kurbelwelle frei drehbar.

An Pleuel 1 bis Pleuel 3 waren keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung). Am kleinen Pleuelauge von Pleuel 2 und Pleuel 3 waren Fremdkörpereinschläge vorhanden. An der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 1 bis Pleuel 3 waren keine Auffälligkeiten hinsichtlich Beschädigung, Beweglichkeit, Fehlstellung oder Abnutzung sichtbar (unauffälliges Verschleiß- und Tragbild).¹²² Die Pleuelbolzen von Pleuel 1 bis Pleuel 3 waren ohne auffälliges radiales Spiel in den Gleitlagerbuchsen von Pleuel 1 bis Pleuel 3 frei beweglich.

Das kleine Pleuelauge von Pleuel 4 war gebrochen. Die Bruchstellen des Pleuelauges waren in Richtung des unteren Totpunkts verhämmert. Auf der Innenseite des Pleuelauges waren Riefen vorhanden und die Gleitlagerbuchse fehlt (siehe Abbildung 5).

Abbildung 5 Kleines Pleuelauge von Pleuel 4 (ohne Gleitlagerbuchse)



Quelle: SUB

¹²² Vgl. Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 630 Rev. A vom 13.06.2017 (Connecting Rod Inspection after Cylinder Removal)

Das Gehäuse und die Antriebe für die Zusatzaggregate (Accessory Housing Assembly) sowie die Zusatzaggregate waren ohne sichtbare Schäden (Ölpumpe, Ölfilter, Ölkühler-Bypass-Ventil, Vakuumpumpenantrieb, Zündmagneteantrieb, Drehzahlmesserwelle).

Die Ölpumpe (Zahnradpumpe) wurde zerlegt. An den Zahnrädern und Wellen waren keine Schäden sichtbar. Weder im Gehäuse noch im Zu- und Ablauf wurden Fremdkörper gefunden.

Der Einweg-Ölfilter wurde aufgeschnitten. Im Filtergehäuse und im Filtereinsatz waren reichlich silbrig glänzende und kupferfarbene Metallpartikel vorhanden (siehe Abbildung 6). Die Magnetprobe zeigte, dass diese Nichteisenmetalle waren.

Abbildung 6 Metallpartikel im Gehäuse des Einweg-Ölfilters (aufgeschnitten)



Quelle: SUB

Das Triebwerk verfügte mit sogenannten „C“-Zylindern, welche an einem eingepprägten Buchstaben „C“ zu erkennen waren, als Produktverbesserung über ein neues Auslassventilführungsmaterial mit erhöhtem Chromanteil für verbesserte Verschleißeigenschaften (sogenannte „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen).¹²³

Sichtbefunde der Baugruppen von Zylinder 1 (rechte Zylinderbank vorne), Zylinder 2 (linke Zylinderbank vorne) und Zylinder 3 (rechte Zylinderbank hinten) einschließlich teilweiser Zerlegung des Ventiltriebs:

- Stößel EV und AV (Tappet Body): P/N 71105R („71105R“); unauffälliges Verschleißbild an den Nockenkontaktflächen und in den Kugelpfannen; keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung); Stößel in der Stößelführung ohne auffälliges radiales Spiel frei beweglich.
- Stoßstangen (Push Rod) EV und AV: P/N 15F22200; geschraubte Kugelköpfe mit Handkraft nicht verdrehbar; beim Abrollen einer Stoßstange von Zylinder 1 geringfügige Durchbiegung feststellbar.
- Stoßstangen-Schutzrohr EV und AV¹²⁴: Keine Schäden sichtbar.
- Kipphebel EV und AV¹²⁵: Unauffälliges Verschleißbild an den Ventilkontaktflächen und in den Kugelpfannen; in den Gleitlagerbuchsen keine Schäden sichtbar (minimale Riefenbildung am Kipphebel EV von Zylinder 1 und Zylinder 2 sowie am Kipphebel AV von Zylinder 3).
- Kipphebelbolzen¹²⁶: Unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an den Kontaktflächen der Gleitlager im Zylinderkopf; höherer Verschleißgrad an den Kontaktflächen der Gleitlager in den Kipphebeln; Bolzen ohne radiales Spiel in den Gleitlagerbuchsen des Zylinderkopfs und der Kipphebel frei beweglich.

¹²³ Gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A mussten zur Verlängerung des Inspektionsintervalls von 400 Stunden gemäß Service Bulletin Nr. 388 auf 1000 Stunden oder das halbe empfohlene TBO-Intervall, je nachdem, was zuerst eintrat, alle Zylinder des betreffenden Motors mit den verbesserten „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen ausgestattet sein.

¹²⁴ P/N 60903 (Push Rod Shroud Tube) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹²⁵ P/N 60831 (Valve Rocker) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹²⁶ P/N LW-13790 (Valve Rocker Shaft) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

- Ventilkegelstücke EV und AV¹²⁷: Regelrechter Sitz in der Halterille des Ventilschafts und im oberen Ventildfederteller; keine Schäden sichtbar (nicht zerlegt).
- Obere Ventildfederteller EV und AV (Upper Valve Spring Seat): P/N LW-10077; keine Schäden sichtbar (nicht zerlegt).
- Untere Ventildfederteller EV und AV¹²⁸: Keine Schäden sichtbar (nicht zerlegt).
- Ventildfedern EV und AV¹²⁹: Keine Federbrüche sichtbar (nicht zerlegt).
- Einlass- und Auslassventil¹³⁰: Regelrechter Sitz im Ventilsitz; dunkelbraune Ablagerung auf der Außenseite des Einlassventiltellers; hellbraune Ablagerungen auf der Außenseite des Auslassventiltellers; Ventilschaft in der Ventilführung ohne auffälliges radiales Spiel frei beweglich; keine Schäden sichtbar (nicht zerlegt).
- Ventildeckel¹³¹: Schrauben mit Handkraft nicht lösbar; Innenseite korrodiert.
- Zündkerzen: Fabrikat CHAMPION REM37BY; Verschraubung mit Handkraft nicht lösbar; hellbraunes Kerzenbild; Elektrode, Isolator und Masselektrode ohne sichtbare Schäden; Elektroden der unteren Zündkerze von Zylinder 3 verölt.
- Kolben (Piston): Teilenummer „LW-18729“¹³² auf der Rückseite des Kolbenbodens sichtbar (Kolben 3: keine Teilenummer sichtbar, Masse und Bauart wie Kolben 1 und Kolben 2); Fremdkörpereinschläge auf der Kolbeninnenseite und entlang des Kolbenschafttrands; auf der Außenseite des Kolbenschafts in axialer Richtung verlaufende Riefen (nicht von Fremdkörpereinschlägen ausgehend); Kolbenschaft ohne Anzeichen mangelhafter Schmierung, z.B. Reibspuren (siehe Abbildung 7); Kolbenboden mit hellbraunen Ablagerungen; Feuersteg und Ringpartie mit dunkelbraunen Ablagerungen.

¹²⁷ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 60009 (Valve Key) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹²⁸ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 65441 (Lower Valve Spring Seat) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹²⁹ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N LW-11795 (Inner Spring), LW-11800 (Outer Spring) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹³⁰ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 17A23939 (Intake Valve), P/N 17B23940 (Exhaust Valve) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹³¹ P/N 61247 (Rocker Box Cover) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹³² Kolben P/N LW-18729 mit erhöhter Festigkeit anstelle von P/N LW-13623 laut Sonderanweisung Lycoming SL 213 Rev. A (Time Between Overhaul Extension Kit); Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N LW-18729 laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

Abbildung 7 Kolben 1 (mit Kolbenringen)



Quelle: SUB

- Kolbenringe¹³³: 2 Kompressionsringe und 1 Ölabstreifring ohne sichtbare Schäden; Ringe in den Kolbenringnuten frei beweglich.

¹³³ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 78862 (Compression Piston Ring), P/N 78864 (Oil Piston Ring) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

- Kolbenbolzen¹³⁴: Unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an der Kontaktfläche des Gleitlagers im kleinen Pleuelauge und in den Kolbenbolzenbohrungen; Bolzen sitzt ohne radiales Spiel in den Kolbenbolzenbohrungen.
- Kolbenbolzenkappen (Piston Pin Plug): P/N LW-11625; unauffälliges Verschleißbild an der Kontaktfläche der Zylinderlauffläche.
- Zylinder 1 (Cylinder Assembly): „C“-Zylinder P/N 16A23033, S/N 07466; am Umfang der Auslassöffnung rosa verfärbt; in der Lauffläche vom unteren Totpunkt bis zum etwa halben Kolbenhub in axialer Richtung verlaufende Riefen; Brennraum mit hellbraunen Ablagerungen (keine Fremdkörpereinschläge); Verschraubung der Öldrainage-Leitung¹³⁵ am Zylinderkopf ohne sichtbare Schäden; in den Gleitlagerbuchsen des Kipphebelbolzens im Zylinderkopf keine Schäden sichtbar.
- Zylinder 2 (Cylinder Assembly): „C“-Zylinder P/N 16A23033, S/N 05440; Befunde analog Zylinder 1, zusätzlich Fremdkörpereinschläge und plastische Verformungen der Lamellen der Kühlrippen des Zylinderkopfs.
- Zylinder 3 (Cylinder Assembly): „C“-Zylinder P/N 16A23033, S/N 07467; Befunde analog Zylinder 1, zusätzlich Fremdkörpereinschläge am kurbelgehäuseseitigen Ende der Laufbuchse auf der Rückseite (Einbaulage).

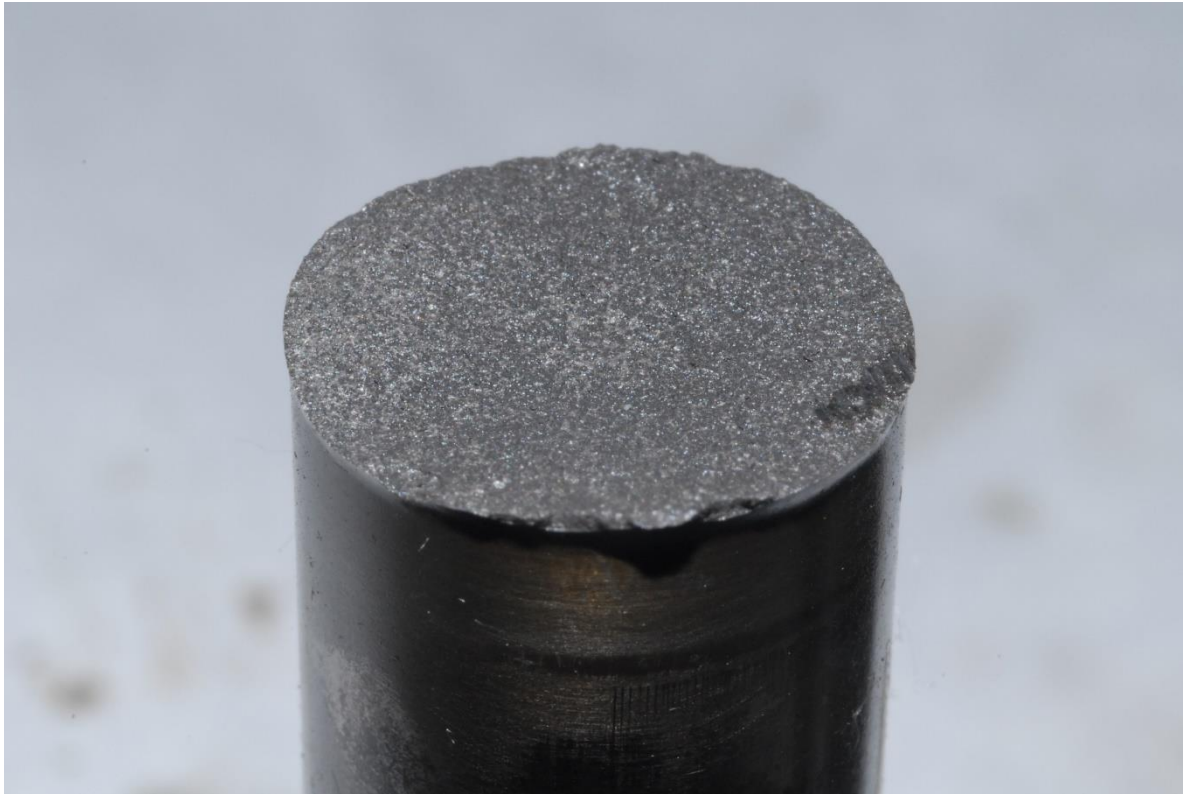
Der Kolben 4 saß in der Laufbuchse von Zylinder 4 am oberen Totpunkt fest. Zur Befundung der Baugruppen von Zylinder 4 (linke Zylinderbank hinten) einschließlich des Ventiltriebs wurde Zylinder 4 neben dem Zylinderkopf aufgeschnitten und Kolben 4 entnommen:

- Stößel EV (Tappet Body): P/N 71105R („71105R“); am Übergang vom Stößelschaft zum Stößelteller gewaltsam gebrochen (siehe Abbildung 8); Fremdkörpereinschläge auf der Vorder- und Rückseite des Stößeltellers und am Rand der Nockenkontaktfläche (siehe Abbildung 9); unauffälliges Verschleißbild an der Nockenkontaktfläche und in der Kugelpfanne; Stößel in der Stößelführung bis zu einer Kerbe ca. 1 CM vomnockenseitigen Ende ohne auffälliges radiales Spiel frei beweglich (Schaft in der Führung am Kerbengrat anstehend).

¹³⁴ P/N LW-13445 (Piston Pin) verwendet mit Kolbenbolzenkappe (Piston Pin Plug) P/N LW-11625 laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹³⁵ Oil Drain Tube Assembly: P/N 60890 (Zylinder 1), P/N 60821 (Zylinder 2) und P/N 60928 (Zylinder 3) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

Abbildung 8 Stößel des Einlassventils von Zylinder 4 am Übergang vom Stößelschaft zum Stößelteller gebrochen (Gewaltbruch)



Quelle: SUB

Abbildung 9 Fremdkörpereinschläge auf der Rückseite des Stößeltellers des gebrochenen Stößel des Einlassventils von Zylinder 4



Quelle: SUB

- Stößel AV (Tappet Body): P/N 71105R („71105R“); unauffälliges Verschleißbild an der Nockenkontaktfläche und in der Kugelpfanne; keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung); Stößel in der Stößelführung ohne auffälliges radiales Spiel frei beweglich.
- Stoßstange AV (Push Rod): P/N 15F22200; geschraubte Kugelköpfe mit Handkraft nicht verdrehbar; ca. 7 CM vom stößelseitigen Ende geknickt.
- Stoßstangen-Schutzrohr AV¹³⁶: Am stößelseitigen Ende deformiert.
- Stoßstange EV, Stoßstangen-Schutzrohr EV: Fehlen (nicht gefunden).

¹³⁶ P/N 60903 (Push Rod Shroud Tube) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

- Kipphebel EV und AV¹³⁷: Unauffälliges Verschleißbild an den Ventilkontaktflächen und in den Kugelpfannen; in den Gleitlagerbuchsen keine Schäden sichtbar (minimale Riefenbildung am Kipphebel AV).
- Kipphebelbolzen¹³⁸: Unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an den Kontaktflächen der Gleitlager im Zylinderkopf; höherer Verschleißgrad an den Kontaktflächen der Gleitlager in den Kipphebeln; Bolzen ohne radiales Spiel in den Gleitlagerbuchsen des Zylinderkopfs und der Kipphebel frei beweglich.
- Ventilkegelstücke EV und AV¹³⁹: Regelrechter Sitz in der Halterille des Ventilschafts und im oberen Ventilderteller; keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung).
- Obere Ventilderteller EV und AV (Upper Valve Spring Seat): P/N LW-10077; unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an den Federkontaktflächen; keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung).
- Ventilderteller EV und AV¹⁴⁰: Keine Federbrüche sichtbar.
- Einlass- und Auslassventil¹⁴¹: Regelrechter Sitz im Ventilsitz; dunkelbraune Ablagerung auf der Außenseite des Einlassventiltellers; hellbraune Ablagerungen auf der Außenseite des Auslassventiltellers; Ventilschaft in der Ventilführung ohne auffälliges radiales Spiel frei beweglich; in der Halterille keine Brüche sichtbar (ohne Rissprüfung); keine Fremdkörpereinschläge an den Ventiltellern bzw. Dichtflächen.
- Untere Ventilderteller EV und AV (Lower Valve Spring Seat): P/N 65441; unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an den Federkontaktflächen; keine Brüche sichtbar (keine Rissprüfung).
- Ventildeckel¹⁴²: Schrauben mit Handkraft lösbar.
- Zündkerzen: Fabrikat CHAMPION REM37BY; Verschraubung mit Handkraft lösbar; hellbraunes Kerzenbild; Elektrode, Isolator und Masseelektrode ohne sichtbare Schäden.

¹³⁷ P/N 60831 (Valve Rocker) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹³⁸ P/N LW-13790 (Valve Rocker Shaft) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹³⁹ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 60009 (Valve Key) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹⁴⁰ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N LW-11795 (Inner Spring), LW-11800 (Outer Spring) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹⁴¹ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 17A23939 (Intake Valve), P/N 17B23940 (Exhaust Valve) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

¹⁴² P/N 61247 (Rocker Box Cover) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

- Kolben¹⁴³: Auf der Rückseite des Kolbenbodens ist keine Teilenummer sichtbar (Masse und Bauart von Kolben 4 wie Kolben 1 bis Kolben 3); Fremdkörpereinschläge auf der Kolbeninnenseite und entlang des Kolbenschafrands; auf der Außenseite des Kolbenschafts in axialer Richtung verlaufende Riefen (nicht von Fremdkörpereinschlägen ausgehend); Kolbenschaft ohne Anzeichen mangelhafter Schmierung, z.B. Reibspuren; Kolbenboden mit hellbraunen Ablagerungen und münzförmiger Materialabtragung (Durchmesser und Lage entsprechen dem Auslassventilteller, siehe Abbildung 10); Feuersteg und Ringpartie mit dunkelbraunen Ablagerungen; Kolbenboden am Umfang und entlang des Feuerstegs zwischen den Kolbenbolzenbohrungen sichelförmig plastisch verformt (Material in axialer und radialer Richtung gestaucht) mit zur Sichelmitte schmaler werdendem Verformungsbereich (siehe Abbildung 10); Kolbenschaft zwischen den Kolbenbolzenbohrungen auf Zylinderoberseite (Einbaulage) in axialer Richtung vom Schafrand zum Kolbenboden ca. 4 CM breit ausgefräst bzw. ausgebrochen (von den Bruchrändern ausgehende in axialer Richtung bis zur Ringpartie verlaufende Risse); zwei Risse auf der Innenseite des Kolbenschafts auf der Zylinderunterseite (Einbaulage) in axialer Richtung vom Kolbenschafrand bis zur Ringpartie verlaufend; Riss im Kolbenschaft zwischen den beiden axial verlaufenden Rissebenen in umlaufender Richtung (zirkumferentiell) verlaufend (siehe Abbildung 11); beidseits der axial verlaufenden Rissebenen auf der Innenseite des Kolbenschafts in umlaufender Richtung (zirkumferentiell) verlaufende Riefen (Gesamtbreite ca. 4 CM).

¹⁴³ Kolben P/N LW-18729 mit erhöhter Festigkeit anstelle von P/N LW-13623 laut Sonderanweisung Lycoming SL 213 Rev. A (Time Between Overhaul Extension Kit); Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N LW-18729 laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

Abbildung 10 Außenseite von Kolben 4 (mit Kolbenringen) mit münzförmiger Materialabtragung am Kolbenboden (links) und sichelförmigen Verformungen am Umfang



Quelle: SUB

Abbildung 11 Innenseite von Kolben 4 (mit Kolbenbolzen) mit Brüchen, Riefen und Rissen im Kolbenschaft



Quelle: SUB

- Kolbenringe¹⁴⁴: 2 Kompressionsringe und 1 Ölabbstreifring ohne sichtbare Schäden; alle Ringe in den Kolbenringnuten am Nutgrund festsitzend (nicht zerlegt).

¹⁴⁴ Cylinder Kit P/N 05K23037: P/N 78862 (2 Compression Piston Ring), P/N 78864 (1 Oil Piston Ring) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235-L2C Series (P/N PC-302-L2C)

- Kolbenbolzen¹⁴⁵: Unauffälliges Verschleiß- und Tragbild an der Kontaktfläche des Gleitlagers im kleinen Pleuelauge; Kolbenbolzen in den Kolbenbolzenbohrungen festsitzend (nicht zerlegt).
- Kolbenbolzenkappen (Piston Pin Plug): P/N LW-11625; unauffälliges Verschleissbild an der Kontaktfläche der Zylinderlaufläche.
- Zylinder (Cylinder Assembly): „C“-Zylinder P/N 16A23033, S/N 05442; am Umfang der Auslassöffnung rosa verfärbt; Zylinderfuß auf der Zylinderunterseite (Einbaulage) in Richtung Zylinderkopf gebogen und mit Fragmenten des Kurbelgehäuses verschraubt; am Zylinderfuß auf Zylinderunterseite (Einbaulage) Bolzenauge radial ausgerissen; Laufbuchse auf Zylinderunterseite (Einbaulage) am kurbelgehäuseseitigen Ende ca. 5 CM breit nach außen gewaltsam aufgebrochen mit Riefen und Frässtellen; Laufbuchse auf Zylinderoberseite (Einbaulage) am kurbelgehäuseseitigen Ende nach außen plastisch verformt; in der Laufläche vom oberen bis zum unteren Totpunkt (Kolbenhub) in axialer Richtung verlaufende Riefen; Brennraum mit hellbraunen Ablagerungen; Fremdkörpereinschläge sichelförmig am Umfang des sphärischen Brennraums links und rechts der Zündkerzenbohrungen (siehe Abbildung 12); an den Ventilsitzen und Öffnungen der Ventilführungen keine Fremdkörpereinschläge sichtbar; an den Ventilführungen keine Schäden sichtbar; Verschraubung der Öldrainage-Leitung¹⁴⁶ am Zylinderkopf ohne sichtbare Schäden; in den Gleitlagerbuchsen des Kipphebelbolzens im Zylinderkopf keine Schäden sichtbar.

¹⁴⁵ P/N LW-13445 (Piston Pin) verwendet mit Kolbenbolzenkappe (Piston Pin Plug) P/N LW-11625 laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

¹⁴⁶ Oil Drain Tube Assembly: P/N 60928 (Zylinder 4) laut Lycoming Aircraft Engines Parts Catalog O-235 Series (P/N PC-302)

Abbildung 12 Sphärischer Brennraum von Zylinder 4 (ohne Ventile und Zündkerzen) mit sichelförmigen Fremdkörpereinschlägen links und rechts der Zündkerzenbohrungen



Quelle: SUB

1.17 Organisation und deren Verfahren

1.17.1 Notverfahren

Auszug aus dem Flughandbuch (POH) „Cessna Pilot Operating Handbook P/N D1211-1-13PH, 20 April 1981, Revision 1 – 31 March 1983“:

“AIRSPEEDS FOR EMERGENCY OPERATION

Engine Failure After Takeoff ... 60 KIAS [...]

Maximum Glide ... 60 KIAS [...]

Landing Without Engine Power:

Wing Flaps Up ... 65 KIAS

Wing Flaps Down ... 60 KIAS

OPERATIONAL CHECKLISTS

[...]

ENGINE FAILURES

ENGINE FAILURE IMMEDIATELY AFTER TAKEOFF

Airspeed - 60 KIAS.

Mixture - IDLE CUT-OFF.

Fuel Shutoff Valve - OFF.

Ignition Switch - OFF-

Wing Flaps - AS REQUIRED.

Master Switch - OFF.

[...]

EMERGENCY LANDING WITHOUT ENGINE POWER

Airspeed - 65 KIAS (flaps UP), 60 KIAS (flaps DOWN).

Mixture - IDLE CUT-OFF.

Fuel Shutoff Valve - OFF.

Ignition Switch - OFF.

Wing Flaps - AS REQUIRED (30° recommended).

Master Switch - OFF.

Doors - UNLATCH PRIOR TO TOUCHDOWN.

Touchdown - SLIGHTLY TAIL LOW.

Brakes - APPLY HEAVILY.

[...]

AMPLIFIED PROCEDURES

[...]

ENGINE FAILURE

[...]

Prompt lowering of the nose to maintain airspeed and establish a glide attitude is the first response to an engine failure after takeoff. In most cases, the landing should be planned straight ahead with only small changes in direction to avoid obstructions.

Altitude and airspeed are seldom sufficient to execute a 180° gliding turn necessary to return to the runway. The checklist procedures assume that adequate time exists to secure the fuel and ignition systems prior to touchdown.

[...]

FORCED LANDINGS

If all attempts to restart the engine fail and a forced landing is imminent, select a suitable field and prepare for the landing as discussed under the Emergency Landing Without Engine Power checklist.

[...]

ROUGH ENGINE OPERATION OR LOSS OF POWER

CARBURETOR ICING

A gradual loss of RPM and eventual engine roughness may result from the formation of carburetor ice. [...]

SPARK PLUG FOULING

A slight engine roughness in flight may be caused by one or more spark plugs becoming fouled by carbon or lead deposits. [...]

MAGNETO MALFUNCTION

A sudden engine roughness or misfiring is usually evidence of magneto problems. [...]

LOW OIL PRESSURE

If low oil pressure is accompanied by normal oil temperature, there is a possibility the oil pressure gage or relief valve is malfunctioning. [...]

If a total loss of oil pressure is accompanied by a rise in oil temperature, there is good reason to suspect an engine failure is imminent. Reduce engine power immediately and select a suitable forced landing field. [...]"

1.17.2 Normalverfahren

Auszug aus dem Flughandbuch (POH) „Cessna Pilot Operating Handbook P/N D1211-1-13PH, 20 April 1981, Revision 1 – 31 March 1983“:

“SPEEDS FOR NORMAL OPERATION

The following speeds are based on a maximum weight of 1670 pounds and may be used for any lesser weight.

Takeoff:

Normal Climb Out ... 65-75 KIAS

Short Field Takeoff, Flaps 10°, Speed at 50 Feet ... 54 KIAS

CHECKLIST PROCEDURES

[...]

TAKEOFF

NORMAL TAKEOFF

- 1. Wing Flaps - 0°- 10°.*
- 2. Carburetor Heat - COLD.*

3. Throttle - FULL OPEN.

4. Elevator Control - LIFT NOSE WHEEL at 50 KIAS.

5. Climb Speed - 65-75 KIAS.

[...]

AMPLIFIED PROCEDURES

[...]

TAKEOFF

POWER CHECK

It is important to check full-throttle engine Operation early in the takeoff roll. [...] The engine should run smoothly and turn approximately 2280 to 2380 RPM with carburetor heat off and mixture leaned to maximum RPM. [...]

Prior to takeoff from fields above 3000 feet elevation, the mixture should be leaned to give maximum RPM in a full-throttle, static runup.

[...]

WING FLAP SETTINGS

Normal takeoffs are accomplished with wing flaps 0°- 10°. Using 10° wing flaps reduces the total distance over an obstacle by approximately 10 %. Flap deflections greater than 10° are not approved for takeoff. If 10° wing flaps are used for takeoff, they should be left down until all obstacles are cleared and a safe flap retraction speed of 60 KIAS is reached. [...]"

1.18 Andere Angaben

1.18.1 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

Für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Zivilluftfahrzeugen galten die Bestimmungen der Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005¹⁴⁷.

Gemäß § 3 Abs. 4 ZLLV 2005 war, soweit in der ZLLV 2005 nichts Anderes bestimmt wurde, die Verwendung des Luftfahrzeugs unbeschadet der Bestimmung des § 44 ZLLV 2005 (Voraussetzungen für die zulässige Verwendung) insbesondere nur zulässig, wenn

¹⁴⁷ Die ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005 trat mit 15.12.2005 in Kraft.

- die Lufttüchtigkeit beurkundet worden war,
- der Weiterbestand der Lufttüchtigkeit nach Durchführung einer Nachprüfung gemäß § 40 ZLLV 2005 beurkundet worden war,
- die erforderlichen Instandhaltungsarbeiten bescheinigt und entsprechend den anwendbaren Bestimmungen durchgeführt worden war,
- die erforderlichen Versicherungen aufrecht waren,
- die auf Grund einer Nachprüfung gemäß § 40 ZLLV 2005 vorgeschriebenen Anordnungen durchgeführt worden waren,
- die Anweisungen und Hinweise gemäß § 48 Abs. 4 und 5 ZLLV 2005 (Lufttüchtigkeitsanweisungen, Lufttüchtigkeitshinweise) beachtet worden waren,
- die zugehörigen Anweisungen gemäß § 33 Abs. 1 Z 8 und 9 (Betriebsanweisungen, Instandhaltungsanweisungen) beachtet wurden.

Gemäß § 3 Abs. 5 ZLLV 2005 war der Luftfahrzeughalter (§ 13 LFG idgF) für die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit verantwortlich und hatte insbesondere dafür zu sorgen, dass

- sich das Luftfahrzeug in einem lufttüchtigen Zustand befand, und
- die für den beabsichtigten Betrieb erforderliche Betriebs- und Notausrüstung korrekt eingebaut und betriebsbereit war,
- das Lufttüchtigkeitszeugnis seine Gültigkeit behielt,
- die Instandhaltung des Luftfahrzeugs in Übereinstimmung mit dem gemäß § 48 Abs. 2 ZLLV 2005 genehmigten Instandhaltungsprogramm durchgeführt wurde.

Gemäß § 3 Abs. 6 ZLLV 2005 hatte der Luftfahrzeughalter die ihm gemäß § 3 Abs. 5 ZLLV 2005 obliegenden Verpflichtungen mit Vertrag einem gemäß § 57 ZLLV 2005 genehmigten Betrieb (Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit)¹⁴⁸ übertragen und die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit gemäß § 55 ZLLV 2005 dem von ihm beauftragten Betrieb übergeben.

¹⁴⁸ Betrieb (CAMO), der eine Genehmigung gemäß M.A. 711 lit. a Z 1 des Anhangs I Unterabschnitt G der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 innehatte (anerkanntes Unternehmen zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit).

Die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs mussten insbesondere aus den folgenden Elementen bestehen:

- einem Luftfahrzeug-Bordbuch,
- einem Motor-Logbuch,
- dem technischen Bordbuch,
- einer Laufkarte für den Propeller,
- den Laufkarten für Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung.

Die Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs mussten folgende Angaben enthalten:

- den gültigen Stand der Lufttüchtigkeitsanweisungen bzw. Lufttüchtigkeitshinweisen (§ 48 Abs. 4 und 5 ZLLV 2005),
- den gültigen Stand der Änderungen und Reparaturen,
- den gültigen Stand des Instandhaltungsprogramms zum Zeitpunkt der Arbeitsdurchführung,
- den gültigen Stand der Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung,
- den aktuellen Wägebericht,
- die Liste aufgeschobener Instandhaltungsarbeiten.

Zusätzlich zur Freigabebescheinigung¹⁴⁹ oder einer gleichwertigen Bescheinigung (§ 30 Abs. 7 ZLLV 2005) mussten für alle eingebauten Komponenten relevante Angaben in das jeweilige Motor-Logbuch, die Laufkarten für den Propeller und für Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung aufgenommen werden, insbesondere die Kennzeichnung der Komponenten, Einbau und Ausbau der Komponenten des betreffenden Luftfahrzeugs und die zutreffende Gesamtbetriebszeit und/oder Kalenderzeit der Komponenten.

Gemäß § 30 Abs. 2 ZLLV 2005 haben gemäß § 40 Abs. 4 ZLLV 2005 ermächtigte Betriebe nach Durchführung einer periodischen Nachprüfung gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 lit. a ZLLV 2005 eine Nachprüfungsbescheinigung nach dem Muster 11 der Anlage A zur ZLLV 2005 auszustellen.

¹⁴⁹ Ausstellung einer Freigabebescheinigung gemäß JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003.

Gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 lit. a ZLLV 2005 war für ein Flugzeug zur Feststellung des Weiterbestandes der Lufttüchtigkeit vom Luftfahrzeughalter bei der zuständigen Behörde ACG¹⁵⁰ die Durchführung einer Nachprüfung in periodischen Abständen (periodische Nachprüfung) von jeweils 24 Monaten ab dem Nachprüfreferenzdatum zu beantragen. Aus Gründen der Sicherheit der Luftfahrt konnten von der zur Durchführung der Nachprüfung zuständigen Behörde ACG mit Bescheid kürzere Abstände für die periodische Nachprüfung festgelegt werden. Im Falle der Durchführung der Nachprüfung durch einen gemäß § 40 Abs. 4 ZLLV 2005 bewilligten Betrieb war dieser Bescheid von der zuständigen Aufsichtsbehörde ACG¹⁵¹ zu erlassen.

Gemäß § 40 Abs. 3 ZLLV 2005 hatte sich die Nachprüfung auf eine stichprobenartige Prüfung zu beschränken, wenn nach Vorlage entsprechender Nachweise (§ 31 Abs. 5 ZLLV 2005¹⁵² und § 55 ZLLV 2005¹⁵³) keine Bedenken gegen den Weiterbestand der Lufttüchtigkeit bestanden.

Gemäß § 40 Abs. 4 ZLLV 2005 hatte der Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie auf Antrag bei Vorliegen der Voraussetzungen die Zuständigkeit für die Durchführung periodischer Nachprüfungen gemäß § 40 Abs. 1 Z 4 ZLLV 2005 für Flugzeuge, die nicht für die Verwendungsart „*Beförderung von Personen und Sachen im gewerblichen Luftverkehr*“ im Sinne des § 2 Abs. 1 Z 1 ZLLV 2005 betrieben wurden, an einen gemäß § 52 Abs. 1 oder 2 ZLLV 2005 genehmigten Instandhaltungsbetrieb zu übertragen.

Gemäß § 52 Abs. 2 ZLLV 2005 war Instandhaltungsbetrieben auf Antrag von der zuständigen Behörde ACG¹⁵⁴ bei Vorliegen der Voraussetzungen eine Genehmigung nach den europäischen Bestimmungen für die Genehmigung eines Instandhaltungsbetriebes (JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003) zu erteilen.

¹⁵⁰ § 64 Abs. 1 ZLLV 2005

¹⁵¹ § 63 Abs. 1 ZLLV 2005

¹⁵² Bauurkunden, Musterprüfberichte, Prüfungszeugnisse über Werkstoffe, Lärmmessungen, Angaben über die Bauausführung, den Schweißerg, die zerstörungsfreie Werkstoffprüfung, den Bauzustand und das Betriebsverhalten am Boden und im Fluge, Lufttüchtigkeitszeugnisse, Prüfscheine, Instandhaltungshandbücher, Prüfungszeugnisse, Instandhaltungsbescheinigungen, Musterkennblätter

¹⁵³ Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs

¹⁵⁴ § 64 Abs. 1 ZLLV 2005

1.18.2 Instandhaltung

Für die Instandhaltung von Zivilluftfahrzeugen galten die Bestimmungen der Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005¹⁵⁵.

Die Instandhaltungsbescheinigungen gemäß § 50 bzw. § 54 Abs. 3 ZLLV 2005, welche in den Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs gemäß § 55 ZLLV 2005 aufzunehmen und enthalten war, mussten folgenden Anforderungen entsprechen:

- Bei der Durchführung von Instandhaltungsarbeiten waren die dem letzten Stand des Instandhaltungsprogramms entsprechenden Instandhaltungskontrolllisten zu verwenden.
- Die Arbeiten mussten in diesen Instandhaltungskontrolllisten, getrennt nach den Baugruppen des Flugwerkes, der Motoren und der Ausrüstung sowie deren Bestandteile, unter Hinweis auf das entsprechende Instandhaltungsprogramm beschrieben sein.
- Zur Bestätigung darüber, dass die Instandhaltungsarbeiten entsprechend den Bestimmungen der §§ 47 bis 50 Abs. 1 ZLLV 2005 durchgeführt worden sind, hatte der:die Durchführungsberechtigte jene Arbeitsgänge, welche von ihm:ihr ausgeführt wurden, einzeln abzuzeichnen.
- Nach Ausführung aller auf den Instandhaltungskontrolllisten für die jeweilige Instandhaltung angeführten Arbeitsgänge hatte außerdem zumindest eine der an den Arbeiten beteiligt gewesenen Personen gemäß § 47 Abs. 3 bis 5 ZLLV 2005, welche die Berechtigung zur Durchführung der erfolgten Instandhaltungsarbeiten haben muss, die vollständige Durchführung aller Arbeiten nach dem letztgültigen Instandhaltungsprogramm am Ende der Instandhaltungskontrollliste bzw. des Arbeitsberichtes durch ihre Unterschrift zu bestätigen (Instandhaltungsbescheinigung).¹⁵⁶
- Die Überprüfung der ordnungsgemäßen Durchführung der Instandhaltungsarbeiten gemäß § 46 Abs. 3 bis 5 ZLLV 2005 war von einer hiezu bestellten Person vorzunehmen, welche die Berechtigung zur Durchführung der erfolgten

¹⁵⁵ Die ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005 trat mit 15.12.2005 in Kraft.

¹⁵⁶ Das Verfahren zur Ausstellung einer Freigabebescheinigung gemäß JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 war als gleichwertig anzusehen.

Instandhaltungsarbeiten hatte (Kontrollwart:innen). Durch ihre Unterschrift auf der Instandhaltungsbescheinigung hatte diese Person die Übereinstimmung der Instandhaltungsdurchführung mit dem letztgültigen Instandhaltungsprogramm und die fachgerechte Arbeitsausführung zu bestätigen.¹⁵⁷

- Mit der Ausstellung der Instandhaltungsbescheinigung bestätigte die zur Unterschrift verpflichtete Person, dass die Instandhaltungsarbeiten ordnungsgemäß beendet waren und während der Instandhaltungsarbeiten weder Mängel an anderen Teilen festgestellt worden waren, als an jenen, an denen die Instandhaltung erfolgte, noch im Falle deren Nichtbehebung die Lufttüchtigkeit nicht mehr gegeben war.
- Dem Luftfahrzeughalter sind alle festgestellten und alle nicht behobenen Mängel nachweisbar mitzuteilen. § 3 Abs. 4 Z 3 ZLLV 2005 ist anzuwenden.
- Die gemäß § 50 Abs. 3 oder 4 ZLLV 2005 zur Zeichnung der Instandhaltungsbescheinigung verpflichteten Personen außerdem unverzüglich im Bordbuch oder in einem entsprechenden Flight and Maintenance Log des Luftfahrzeugs durch Eintragung der Art der Instandhaltung, der Mängelbehebung und des Termines der nächsten vorherbestimmbaren Instandhaltung unter Beisetzung ihrer Unterschrift und erforderlichenfalls der Nummer ihres Wartscheines die Flugklarheit in Bezug auf die Instandhaltung zu bescheinigen. Diese Bescheinigung darf entweder nur von einer Person gemäß § 47 Abs. 3 bis 6 und 8 ZLLV 2005 ausgestellt werden, welche die Instandhaltungsberechtigung für alle Fachrichtungen der entsprechenden Luftfahrzeugtype besitzt, oder von mehreren jeweils für deren Fachrichtung. Verfahren gemäß JAA - Bestimmungen zur Ausstellung einer Freigabebescheinigung sind als gleichwertig anzusehen.

Gemäß § 52 Abs. 1 ZLLV 2005 durfte Instandhaltungsbetrieb B auf Antrag bei Erfüllung der Voraussetzungen des § 51 Abs. 3 und 4 ZLLV 2005 (Instandhaltungshilfsbetriebe) mit einer Bewilligung der zuständigen Behörde ACG¹⁵⁸ betrieben werden. § 49 Abs. 1 Z 5 bis 8 und § 49 Abs. 2 bis 5 ZLLV 2005 (Instandhaltungsbetriebshandbücher) waren sinngemäß anzuwenden.

Gemäß § 47 Abs. 1 Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 - ZLLV 2005 idF BGBl. II Nr. 424/2005 durfte ein Luftfahrzeug nur verwendet werden, wenn die erforderlichen Instandhaltungsarbeiten, welche vom Luftfahrzeughalter zu veranlassen

¹⁵⁷ Das Verfahren zur Ausstellung einer Freigabebescheinigung gemäß JAR-145/Teil-145 der Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 war als gleichwertig anzusehen.

¹⁵⁸ § 64 Abs. 1 ZLLV 2005

waren, ordnungsgemäß abgeschlossen waren. Alle Instandhaltungsarbeiten waren entsprechend dem genehmigten Instandhaltungsprogramm (§ 48 Abs. 2 ZLLV 2005) auszuführen.

Gemäß § 47 Abs. 2 Z 2 lit. a ZLLV 2005 war die Instandhaltung des Flugzeugs und seiner Bau- und Bestandteilen, das für die Verwendungsart „Zivilluftfahrerausbildung“ im Sinne des § 2 Abs. 1 Z 3 ZLLV 2005 betrieben werden durfte, von einem gemäß § 52 Abs. 1 oder 2 genehmigten Instandhaltungsbetrieb durchzuführen.

Gemäß § 47 Abs. 2 Z 2 lit. a ZLLV 2005 war die Instandhaltung des Flugzeugs (bis zu 5700 KG höchstzulässiger Abflugmasse), das für die Verwendungsart „Allgemeine Luftfahrt“ im Sinne des § 2 Abs. 1 Z 4 ZLLV 2005 betrieben werden durfte, von einem Instandhaltungsbetrieb im Sinne des § 52 Abs. 1 oder 2 ZLLV 2005 oder von Luftfahrzeugwart:innen mit entsprechender Instandhaltungsberechtigung durchzuführen.

Gemäß § 47 Abs. 3 ZLLV 2005 durften Wartungsarbeiten und Inspektionen im Sinne des § 46 Abs. 2 und Abs. 6 ZLLV 2005 nur von Luftfahrzeugwart:innen oder von Luftfahrzeugwart:innen I. Klasse mit entsprechender Berechtigung oder von anderen Personen, die im Rahmen eines Instandhaltungsbetriebes gemäß § 52 Abs. 1 oder 2 ZLLV 2005 nach einem von der zuständigen Behörde genehmigten Verfahren bestellt wurden, durchgeführt werden.

Gemäß § 46 Abs. 7 ZLLV 2005 fielen Pflege- und Kontrollarbeiten, für welche die Qualifikation eines:einer Luftfahrzeugwart:in nicht erforderlich war, wie Versorgung mit Betriebsstoffen, Vorflugkontrollen und dergleichen, fallen nicht unter den Begriff Instandhaltung. Sie konnten von Personen durchgeführt werden, denen auf Grund ihrer Ausbildung solche Arbeiten geläufig sind, insbesondere als Pilot:in.

Gemäß § 48 Abs. 1 ZLLV 2005 beinhalteten Instandhaltungsanweisungen insbesondere das Instandhaltungshandbuch einschließlich der Lufttüchtigkeits-Limitierungen, die Instandhaltungsintervalle sowie die Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung bzw. Änderungsanweisungen (wie Service Letters and Service Bulletins).

1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Der Unfallflug wurde vom verantwortlichen Pilot im nichtgewerblichen Luftverkehr nach Sichtflugregeln auf einem einmotorigen Flugzeug mit Kolbenmotor durchgeführt.

Während des Anfangsteigfluges nahm der verantwortliche Pilot ein „Rumpeln“ im Motor wahr. Während des Rückfluges zum Abflugplatz fiel der Motor aus.

Der Pilot versuchte nach dem Triebwerksausfall am Abflugplatz zu landen, was ihm jedoch im antriebslosen Gleitflug (Mangel an Triebkraft) nicht gelang. Er führte stattdessen eine Notlandung auf einem Maisacker außerhalb des Flughafengeländes im Flugplatzrettungsbereich durch.

Während des Unfallfluges betrug die Flughöhe stets weniger als 10.000 FT MSL.

Die von der SUB erhobenen Befunde bestätigen einen mechanischen Schaden am Triebwerk des gegenständlichen Luftfahrzeuges als Ursache für den Triebwerksausfall während des Fluges und die nachfolgende durch Mangel an Triebkraft erzwungene Außenlandung (Notlandung im Sinne des § 10 Abs. 1 Z 1 Luftfahrtgesetz idgF).

Während des Steigfluges mit der Geschwindigkeit des Besten Steigens (V_y) wird das von der Flächenbelastung des Luftfahrzeugs abhängige Eigensinken durch die verfügbare Motorleistung ausgeglichen. Die Steigrate hängt dabei vom verfügbaren Leistungsüberschuss ab, welcher die bei gleicher Fluggeschwindigkeit für den Horizontalflug in ruhiger Luft erforderliche Motorleistung übersteigt.

Mit zunehmender Flugmasse steigt ein Motorflugzeug langsamer, weil das Eigensinken höher ist, ebenso sinkt es schneller ohne Motorleistung. Aufgrund der höheren Flächenbelastung im Kurvenflug ist auch das Eigensinken während der Umkehrkurve höher.

Nach dem Entschluss, beim Auftreten einer Motorstörung während des Anfangssteigfluges zum Abflugplatz zurückzufliegen, wäre zu berücksichtigen gewesen, dass im Falle eines Triebwerksausfalls durch das Eigensinken des Motorflugzeugs im antriebslosen Gleitflug bei unveränderter Fluggeschwindigkeit ein Zukurzkommen wahrscheinlich ist:

- Dem kleineren (positiven) Steigwinkel im Steigflug mit der Geschwindigkeit des Besten Steigens (V_y)¹⁵⁹ steht ein größerer (negativer) Gleitwinkel im antriebslosen Gleitflug mit der Geschwindigkeit des Besten Gleitens¹⁶⁰ gegenüber, welcher sich bei stehendem Propeller jedoch geringfügig verringert.

Nach dem Auftreten der Motorstörung während des Anfangssteigfluges wäre aufgrund einer hierdurch möglicherweise verminderten Motorleistung und der geringen Flughöhe über Grund der Wahl des Flugweges zum Erreichen eines geeigneten Notlandefeldes und zur Durchführung des empfohlenen Notverfahrens im Falle eines Triebwerksausfalls bzw. der Nichterreichbarkeit des Abflugplatzes Vorrang zu geben gewesen.

Die nach dem Unfall dokumentierten Hebel- und Schalterstellungen zur Bedienung des Triebwerks, insbesondere der am Unfallort in Stellung „*OFFEN*“ vorgefundene Brandhahn, lassen den Schluss zu, dass die nach dem Triebwerksausfall verbleibende Flughöhe über Grund bzw. Flugzeit nicht ausreichte, um das für die Notlandung nach einem Triebwerksausfall gemäß Flughandbuch empfohlene Notverfahren, insbesondere das Schließen des Brandhahns, anzuwenden.

Am Unfallort war aufgrund des Bruchs der Kraftstoffleitung vom Brandhahn zum Gehäuse des Kraftstoffsiebs (Fuel Strainer) eine unbekannte Menge Kraftstoff ausgetreten, der sich an heißen Triebwerksteilen hätte entzünden können.

¹⁵⁹ Fluggeschwindigkeit 66 KIAS, Steigrate 675 FPM in Druckhöhe 1000 FT, Steigrate 630 FPM in Druckhöhe 2000 FT (Vgl. Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Section 5, Performance, Figure 5-7: TIME, FUEL, AND DISTANCE TO CLIMB, MAXIMUM RATE OF CLIMB; CONDITIONS: Flaps Up, Full Throttle, Standard Temperature.)

¹⁶⁰ Ca. 1,56 NM Gleitstrecke über Grund pro 1000 FT Höhenverlust (Vgl. Cessna POH P/N D1211-1-13PH, Revision 1, Section 3, Emergency Procedures, Figure 3-1: MAXIMUM GLIDE; Speed 60 KIAS, Propeller Windmilling, Flaps Up, Zero Wind)

2.1.2 Besatzung

Der verantwortliche Pilot war am Unfalltag Inhaber einer gültigen Privatpilotenlizenz für Flugzeuge („PPL(A)“), die ihn berechtigte, als verantwortlicher Pilot im nichtgewerblichen Luftverkehr Flüge nach Sichtflugregeln auf einmotorigen Flugzeugen mit Kolbenmotor durchzuführen.

Der Inhaber des PPL(A) durfte seine mit der Lizenz verbundenen Rechte nur ausüben, wenn er in Besitz eines gültigen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 1 oder 2 war (JAR-FCL 1.105).

Für die nichtgewerbliche Beförderung von Passagier:innen im Rahmen von Flügen mit einem:einer Pilot:in betrug die Gültigkeitsdauer eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 1 oder der Klasse 2 für die Altersgruppe des Piloten 12 Monate (JAR-FCL 3.105 idgF).

Ob der verantwortliche Pilot am Unfalltag im Besitz eines gültigen Tauglichkeitszeugnisses Klasse 1 oder 2 war, ist nicht bekannt.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Voraussetzungen für die Verwendung im Fluge

Das Zivilluftfahrzeug erfüllte hinsichtlich der Beurkundung der österreichischen Staatszugehörigkeit (§ 15 LFG idgF) und der Lufttüchtigkeit (§ 17 LFG idgF) sowie des Abschlusses einer Haftpflichtversicherung (§ 164 LFG idgF) am Unfalltag die Voraussetzungen für seine Verwendung im Fluge.

2.2.2 Beladung und Schwerpunkt

Der Unfall ereignete sich innerhalb des kalenderabhängigen Intervalls für die Wiegung des Luftfahrzeugs.

Der rekonstruierte ausfliegbare Kraftstoffvorrat zum Zeitpunkt des Unfalls beträgt ca. 45-57 Liter. Unter Zugrundelegung eines durchschnittlichen Kraftstoffverbrauchs von ca. 23 Liter pro Flugstunde und einer durchschnittlichen Flugzeit des Piloten auf dem Luftfahrzeugmuster Cessna 150/152 von ca. 1 Stunde pro Flug wird der rekonstruierte ausfliegbare Kraftstoffvorrat als ausreichend erachtet.

Die im Luftfahrzeug-Bordbuch erfassten Flugzeiten und Betriebsstoffaufnahmen sowie die angenommenen Massen der Personen an Bord des Luftfahrzeugs ergeben eine rekonstruierte Flugmasse zum Zeitpunkt des Unfalls von ca. 1658-1678 LBS.

Die Höchstabflugmasse (MTOM) des Motorflugzeugs Type Cessna A152 gemäß Musterkennblatt (TCDS) beträgt 1670 LBS.

Ein allfälliges Überschreiten der Höchstabflugmasse erhöht das Risiko einer Überlastung des Luftfahrzeugs, z.B. des Fahrwerks bei harten Landungen, sowie einer Verschlechterung von Flugeigenschaften und Flugleistungen, z.B. ein höheres Eigensinken bzw. eine höhere Sinkgeschwindigkeit im antriebslosen Gleitflug.

Der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt zum Zeitpunkt des Unfalls liegt innerhalb der Schwerpunktgrenzen des Motorflugzeugs Type Cessna A152 gemäß Flughandbuch.

Da sich die Leermasse des Luftfahrzeugs zwischen den beiden letzten dokumentierten Wiegungen am 27.10.2003 und am 03.04.2008 lediglich um 1 LBS erhöht hatte, ist davon auszugehen, dass sich die Ausrüstung des Luftfahrzeugs zum Zeitpunkt der letzten Wiegung nur geringfügig von der verfügbaren Ausrüstungsliste vom 23.10.2003 unterschied.

Demnach schloss die Instrumentierung des Luftfahrzeugs zur Motorüberwachung Drehzahlmesser sowie Anzeigen für Öltemperatur und Öldruck ein, jedoch keine Anzeige der Abgastemperatur (EGT). In der Ausrüstungsliste vom 23.10.2003 war eine Anzeige der Zylinderkopftemperatur (CHT) weder vorgesehen noch eingetragen. Das Luftfahrzeug war nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks im Luftfahrzeug am 16.09.2005 mit einer CHT-Anzeige ausgerüstet, zumal ein Defekt der Anzeige am 03.02.2006 im Luftfahrzeug-Bordbuch als „*behoben*“ vermerkt war.

2.2.3 Instandhaltung

Der Triebwerksausfall ereignete sich ca. 44 % vor Ablauf des empfohlenen TBO-Intervalls von 2400 Stunden und ca. 76 % vor Ablauf des empfohlenen TBO-Intervalls von 12 Jahren. Die an Lycoming-Kolbenflugmotoren durchzuführenden Sonderkontrolle gemäß ACG LTA 71 Rev. A wäre ebenfalls 12 Jahre nach Herstellung oder letzter Grundüberholung fällig gewesen.

Für hochverdichtende Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, welche auf Kolben mit erhöhter Festigkeit P/N LW-18729 umgerüstet waren, erhöhte sich gemäß Lycoming SI 1009 Rev. AR und Sonderanweisung Lycoming SL 213 das empfohlene TBO-Intervall auf 2400 Stunden bzw. 12 Jahren.

Zwei von vier Kolben des Triebwerks waren mit der Teilenummer „LW-18729“ gekennzeichnet. Die Verwendung von Kolben P/N LW-18729 mit anderen Kolben war nicht zulässig. Alle vier Kolben hatten die gleiche Masse und Bauart.

Die im Stand der Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung bzw. in der Betriebszeitenübersicht des Flugzeugs für das Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C und den Propeller Type McCauley 1A103TCM6958 angegebene TBO-Intervall von 2880 Stunden (Triebwerk) bzw. 2400 Stunden (Propeller) entsprach jeweils einem um 20 % höheren als vom jeweiligen Hersteller des Luftfahrtgeräts festgelegten bzw. empfohlenen betriebsstundenabhängigen Intervall von 2400 Stunden (Triebwerk) bzw. 2000 Stunden (Propeller).

Im Sinne des Lufttüchtigkeitshinweises ACG LTH 36 betrug für ein betriebsstundenabhängiges Intervall von mehr als 1000 Stunden die beanspruchbare Abweichung ± 50 Stunden.

Die letzte dokumentierte Instandhaltung des Triebwerks war eine 50-Stunden-Kontrolle am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden.

Der Unfall ereignete sich bei Triebwerk TSO ca. 1354 Stunden.

Die in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks erfassten und durchgeführten Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks Lycoming O-235-L2C betrafen insbesondere die Zylinder, die Kolben sowie den Ventiltrieb.

In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs waren nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks keine Beanstandungen oder Reparaturen von Zylinder 4, Pleuel 4 oder Kolben 4 erfasst, welche einen Ausbau von Zylinder 4 erfordert hätten.

Anlässlich der letzten Grundüberholung des Triebwerks wurden gemäß MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B die Ein- und Auslassventile sowie die Ventilsitze- und führungen geprüft und wurde gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. B der Zustand der Auslassventilführung geprüft (TSO 0:00 Stunden).

Alle vier Zylinder des Triebwerks waren mit der Teilenummer „16A23033“ und entsprechend der Ausrüstung mit „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A als „C“-Zylinder gekennzeichnet.

Zylinder P/N 16A23033 (Cylinder Kit P/N 05K23037) waren von der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 578 (Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits)¹⁶¹ nicht betroffen.

Gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B waren bei Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C die Ein- und Auslassventile sowie die Ventilsitze- und führungen alle 400 Stunden zu prüfen. Die Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B war am 13.04.2007 bei Triebwerk TSO 785:41 Stunden mittels Instandhaltungsbericht ohne Beanstandung bescheinigt und am 03.04.2008 bei Triebwerk TSO 1173:41 Stunden in der Liste der Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks als „durchgeführt“ eingetragen.

Gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung EASA AD 2005-0023 Rev. 3 vom 29.05.2006 waren Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C aufgrund von Leistungsverlust des Triebwerks durch Klemmen der Auslassventile in den Ventilführungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 zu prüfen.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks war die Prüfung des Zustands der Auslassventile und Führungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C erstmals am 26.07.2006 bei Triebwerk TSO 390:51 Stunden bescheinigt.

Gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung EASA AD 2005-0023 Rev. 3 vom 29.05.2006 war bei Flugzeugen mit Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C und „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen eine neuerliche Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C nicht erforderlich. Lycoming SI 1485 Rev. A empfahl jedoch auch für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C mit „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen eine

¹⁶¹ Vgl. MANDATORY Cessna SEB 07-10 (Incorrect Cylinder Assemblies Shipped with Cylinder Kits)

Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C nach 1000 Betriebsstunden oder nach Ablauf des halben empfohlenen TBO-Intervalls (2400 Stunden, 12 Jahre), je nachdem, was zuerst eintrat.

Anlässlich der 50-Stunden-Kontrollen des Triebwerks bei TSO 1040:11 Stunden war die Prüfung des Zustands der Auslassventile und Führungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C mittels Instandhaltungsbericht ohne Beanstandung bescheinigt.

Die Durchführung dieser Prüfung war jedoch nicht in der Liste der Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C als „durchgeführt“ eingetragen worden. Stattdessen war die Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C bei Triebwerk TSO 540:03 Stunden vermerkt, wofür in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs jedoch keine Bescheinigungen enthalten waren.

Anlässlich der nächsten 100-Stunden-Kontrollen des Triebwerks bei TSO 1084:01 Stunden wurde augenscheinlich in Unkenntnis der bereits durchgeführten Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C die Prüfung wiederholt und das Spiel der Auslassventile in den Ventildührungen von Zylinder 1 und Zylinder 3 als „außer Limit“ beurteilt.

Da die von zwei verschiedenen Luftfahrzeugwarten binnen weniger als 50 Betriebsstunden durchgeführten Prüfungen zu unterschiedlichen Prüfergebnissen bei zwei Zylindern geführt hatten, waren individuelle Unterschiede bei der Durchführung des Prüfverfahrens gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. nicht auszuschließen. Die Freigabebescheinigung am Instandhaltungsbericht wurde jeweils im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwarte abgezeichnet.

Die Reparatur von Zylinder 1 und Zylinder 3 schloss den Ersatz der ausgeschlagenen Auslassventildführungen durch „Hi Chrome“ Auslassventildführungen gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A ein.

Anlässlich der von drei verschiedenen Luftfahrzeugwarten bei Triebwerk TSO 390:51 Stunden, TSO 1040:11 Stunden und TSO 1084:01 Stunden durchgeführten Prüfungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C waren in den

Instandhaltungsberichten keine Beanstandungen oder Reparaturen der Auslassventilführung von Zylinder 4 dokumentiert.

Gemäß Lycoming SI 1068 Rev. A war alle 100 Stunden die Prüfung des korrekten Stößelspiels (Tappet Clearance) empfohlen, wobei für Stoßstangen P/N 15F22200 ein eigenes Prüfverfahren galt. Alle aufgefundenen Stoßstangen der Einlass- und Auslassventile waren P/N 15F22200.

In der Liste der Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks war die letzte Durchführung von Lycoming SI 1068 Rev. A bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden vermerkt.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks waren in den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs keine Ereignisse vermerkt im Zusammenhang mit einer Überdrehzahl des Motors oder mit Propellerschäden, welche eine Prüfung gemäß Sonderanweisungen MANDATORY Lycoming SB 369 oder MANDATORY Lycoming SB 533 erfordert hätten.

Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks war der Tausch eines defekten Drehzahlmessers bei Triebwerk TSO 214:12 Stunden dokumentiert. Nach dem Unfall war beim Abrollen einer Stoßstange von Zylinder 1 eine geringfügige Durchbiegung feststellbar.

Während eine fehlerhafte Drehzahlmesseranzeige eine Überdrehzahl des Motors, z.B. während des Kunstfluges, begünstigen konnte, ist die Durchbiegung von Stoßstangen des Ventiltriebs ein mögliches Indiz, dass eine Überdrehzahl des Motors tatsächlich eingetreten war.

Die in 50-Stunden-Intervallen durchzuführenden Differenzdruckproben waren bis zur 100-Stunden-Kontrolle bei Triebwerk TSO 1173:41 Stunden in den verfügbaren Instandhaltungsberichten dokumentiert. Demnach hatte sich seit der letzten Grundüberholung des Triebwerks der dokumentierte Druckverlust von Zylinder 4 bei 80 PSI von 78 PSI (TSO 0:00 Stunden) auf 72 PSI bzw. 9 % (TSO 1173:41 Stunden) verringert.

Gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E war bei Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C alle 50 Stunden ein Motorölwechsel und ein Ölfiltertausch bzw. eine Reinigung von Ölsieben einschließlich Sichtprüfung durchzuführen.

Die Ölfilterkontrollen und Motorölwechsel gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E waren bis zur 50-Stunden-Kontrolle bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden in den verfügbaren Instandhaltungsberichten dokumentiert.

In den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeugs waren weder Auffälligkeiten bei der Ölfilterkontrolle noch ein übermäßiger Motorölverbrauch dokumentiert.

Gemäß Lycoming SI 1042 Rev. Y war für Triebwerke Lycoming O-235-L2C die Verwendung von Zündkerzen CHAMPION REM37BY zugelassen. Nach dem Unfall waren die zuletzt am 12.06.2008 bei Triebwerk TSO 1281:53 Stunden nachweislich getauschten Zündkerzen CHAMPION REM37BY eingebaut. Somit ist davon auszugehen, dass während des Unfallfluges der korrekte Kerzentyp eingebaut war.

Gemäß Lycoming SI 1070 hatte die Verwendung von Autobenzin, z.B. Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228, oder Flugbenzin, z.B. AVGAS 100LL, keinen Einfluss auf den zu verwendenden Kerzentyp.

Hinweise auf übermäßige Bleiablagerungen auf den Zündkerzen oder Verrußung der Zündkerzen wurden nicht gefunden.

2.2.4 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung war ein kürzerer Abstand für den Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung als 24 Monate ab dem Nachprüfreferenzdatum festgelegt. Der Unfall ereignete sich vor dem festgelegten Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung.

Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung war die Durchführung der vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten nach den letztgültigen Instandhaltungsanweisungen und entsprechend ZLLV 2005 idgF bestätigt.

Die von der Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) bereitgestellte Liste der planmäßigen Kontrollen des Luftfahrzeugs berücksichtigte alle durchgeführten Kontrollen bis Flugwerk TSN 6339:49 Stunden.

Die letzte dokumentierte Instandhaltung des Luftfahrzeugs war eine 50-Stunden-Kontrolle am 25.07.2008 bei Flugwerk TSN 6329:07 Stunden.

Der Unfall ereignete sich bei Flugwerk TSN ca. 6351 Stunden.

Am Unfalltag lagen die im Luftfahrzeug-Bordbuch eingetragenen Gesamtbetriebszeiten des Luftfahrzeugs (TSN 6350:28 Stunden, TSN 6351:26 Stunden)

- innerhalb der Instandhaltungsintervalle für die Durchführung der nächsten 100-Stunden-Kontrolle, welche bei 6379 Stunden fällig war, sowie der nächsten 500-Stunden-Kontrolle, welche bei Flugwerk TSN 6680 Stunden fällig war, und
- außerhalb des Instandhaltungsintervalls für die Durchführung der nächsten 1000-Stunden-Kontrolle, welche bei Flugwerk TSN 6300 Stunden fällig gewesen wäre, und damit bereits auch außerhalb der beanspruchbaren Abweichung gemäß Lufttüchtigkeitshinweis ACG LTH 36.

Die im Luftfahrzeug-Bordbuch vermerkte Fälligkeit der planmäßigen Kontrollen berücksichtigte lediglich die nächste 100-Stunden-Kontrolle.

Die von der Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) bereitgestellte Liste der planmäßigen Kontrollen des Luftfahrzeugs wurde noch innerhalb der beanspruchbaren Abweichungen (Toleranzen) von Instandhaltungsintervallen gemäß Lufttüchtigkeitshinweis ACG LTH 36 einschließlich jener für die Durchführung der nächsten 1000-Stunden-Kontrolle erstellt.

Die Verwendung des Luftfahrzeugs wäre demnach am Unfalltag ohne Bestätigung der Durchführung der vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten, z.B. der 1000-Stunden-Kontrolle, als unzulässig zu betrachten gewesen.

2.2.5 Pflege- und Kontrollarbeiten

Pflege- und Kontrollarbeiten, wie die Versorgung mit Betriebsstoffen (Kraftstoff, Motoröl), konnte von Pilot:innen selbst durchgeführt werden.

Das Motorflugzeug Type Cessna A152 war mit einem Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C ausgerüstet.

In der Liste der anwendbaren Lufttüchtigkeitsanweisungen und Lufttüchtigkeitshinweisen war vermerkt, dass das Luftfahrzeug nur mit AVGAS (Flugbenzin) betrieben wurde. Die Verwendung von verbleitem Kraftstoff AVGAS 100LL (Flugbenzin, blaugefärbt) war für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C gemäß Lycoming SI 1070 zulässig.

Im Luftfahrzeug-Bordbuch waren die Betriebsstoffaufnahmen am Unfalltag ohne Angaben der verwendeten Kraftstoff- bzw. Ölsorte eingetragen.

Im Kraftstoffsystem befand sich Kraftstoff ohne der für AVGAS 100LL typischen Blaufärbung.

Die Verwendung von unverbleitem Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 war für Motorflugzeuge Type Cessna A152 gemäß EASA Approval und für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C gemäß Lycoming SI 1070 zulässig. Bei Verwendung von Autobenzin in Motorflugzeugen Type Cessna A152 war jedoch die Sonderanweisung Cessna SE 82-30 zu beachten.

Im Cockpit des Motorflugzeugs war ein Hinweisschild für den Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 angebracht. Beim Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 war die Flughöhe auf 10.000 FT beschränkt.

Bei Verwendung von Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 in Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C war das Öl-Additiv P/N L-16702 oder ein gleichwertiges Motorölprodukt wie Aeroshell 15W-50 zu verwenden.

Während der Einlaufphase des Motors nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks und nach der Reparatur von Zylinder 1 und Zylinder 3 wurden Einlauföle ohne Additiv der Sorte Castrol S 80, D 80 und D 100 verwendet. Danach war in den Instandhaltungsberichten beim Motorölwechsel die Verwendung des Motoröls Aeroshell W 15W-50 eingetragen.

Bei Verwendung des Motoröls Aeroshell 15W-50 waren somit keine Nachteile der Schmierfähigkeit bei Verwendung der Kraftstoffsorten AVGAS 100LL oder Super Plus gemäß EN228 zu erwarten.

2.2.6 Technische Untersuchung

Das Pleuel 4 war am kleinen Pleuelauge gebrochen und die Gleitlagerbuchse fehlte.

Die in der Ölwanne und im Ölfilter vorgefundenen nichteisenhaltigen Metallpartikel sind aufgrund des Schadensbilds von Kolben 4 aus Leichtmetalllegierung (silbrig glänzend) und der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 aus einer vermutlich kupferhaltigen Legierung zuordenbar (kupferfarben).

Die Verteilung der nichteisenhaltigen Metallpartikel im Schmierölsystem spricht dafür, dass ausreichend Motoröl für den Partikeltransport von der Ölwanne in den Ölfilter vorhanden war. Die im Ölkühler und in den Ölschläuchen abgelassene Restölmenge spricht ebenfalls für einen intakten Ölkreislauf.

In der Ölwanne vorgefundene nichteisenhaltige Metallfragmente sind aufgrund ihrer Beschaffenheit (silbrig glänzend, Zylinderform, Materialstärke) ebenfalls dem Kolben 4 zuordenbar. Die vorgefundenen eisenhaltigen Fragmente sind aufgrund ihrer Abmessungen dem kleinen Pleuelauge von Pleuel 4 zuordenbar.

Der Versagensablauf lässt sich in 3 Phasen unterteilen:

- Materialversagen der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 durch übermäßigen Verschleiß und übermäßige Wärmeentwicklung (Phase 1).
- Materialversagen des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 durch mechanische und thermische Überbeanspruchung (Phase 2).
- Materialversagen von Kurbelgehäuse und Zylinderfuß durch mechanische Überbeanspruchung (Phase 3).

Während der Beginn von Phase 1 zeitlich nicht zuordenbar ist, stehen die Phasen 2 und 3 in engem zeitlichen Zusammenhang mit der vom verantwortlichen Piloten während des Anfangsteigfluges wahrgenommenen Motorstörung.

Phase 1

In der Ölwanne und im Ölfilter wurden kupferfarbene Metallpartikel gefunden, jedoch keine Fragmente, welche einer Gleitlagerbuchse aus einer kupferhaltigen Legierung zuordenbar gewesen wären.

Als verschleißtreibend gilt die sogenannte „*Mischreibung*“ am Übergang von der „*Festkörperreibung*“ zwischen Bolzen bzw. Welle und Gleitlager zur „*Fluidreibung*“, wenn sich der Schmierfilm für die sogenannte „*Vollschmierung*“ (hydrodynamische Schmierung)

zwischen den gleitenden Bauteilen vollständig aufgebaut hat. Notlaufeigenschaften der in Lagerschalen von Gleitlagern verwendeten Werkstoffe sollten über eine begrenzte Zeit ein Totalversagen verhindern. Materialfehler können den Verschleiß beschleunigen.

Durch übermäßigen Abrieb der Gleitlagerbuchse bildet sich zwischen der Gleitlagerbuchse und dem Kolbenbolzen ein größer werdendes Spiel und gelangten nichteisenhaltige kupferfarbene Metallpartikel in die Ölwanne. Der Lagerschaden bewirkt beim Lastwechsel Ansaugtakt-Verdichtungstakt am unteren Totpunkt und beim Lastwechsel Ausstoßtakt-Ansaugtakt (Viertakt-Motor) am oberen Totpunkt durch Massenkräfte des Kolbens eine von der Motordrehzahl abhängige Stoßbelastung im kleinen Pleuelauge und in der Kolbenbolzenbohrung.

Aus der am Pleuelauge wirkenden Zugbeanspruchung in Verbindung mit der durch Verformungsarbeit und Reibung freiwerdenden thermischen Energie resultiert eine Vergrößerung bzw. Ovalisierung des kreisförmigen Querschnitts des Pleuelauges. Im Falle einer bleibenden plastischen Verformung des Pleuelauges durch mechanische bzw. thermische Überbeanspruchung bewegt sich der Kolben beim Lastwechsel Ausstoßtakt-Ansaugtakt über den oberen Totpunkt hinaus.

Die beim Lastwechsel am oberen bzw. unteren Totpunkt durch die Massenkräfte von Kolben 4 hervorgerufene stoßartige Beanspruchung des Kolbenbolzens könnte zur plastischen Verformung von Kolben 4 und zum Festsitzen des Kolbenbolzens in der Kolbenbolzenbohrung beitragen haben.

Am Kolben 4 konnten einerseits axiale und radiale Stauchungen des Kolbenbodens am Umfang und entlang des Feuerstegs festgestellt werden, welche mit plastischen Verformungen am Umfang des sphärisch abgeschlossenen Brennraums im Zylinderkopf korrelierten, und andererseits eine münzförmige Materialabtragung am Kolbenboden, welche in Durchmesser und Lage dem Auslassventilteller von Zylinder 4 entsprach. Spätestens beim Versagen des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 während eines Lastwechsels am oberen Totpunkt stieß Kolben 4 gegen den Zylinderkopf. Der Kontakt zwischen dem geöffneten Auslassventil und dem Kolben am oberen Totpunkt legt nahe, dass der Ventiltrieb von Zylinder 4 zu diesem Zeitpunkt, d.h. am Ende des Ausstoßtakts, noch intakt war. Ein nachfolgender Kontakt zwischen dem allenfalls geöffneten Einlassventil und dem Kolben von Zylinder 4 war hingegen nicht nachweisbar.

Die durch die Massenkräfte von Kolben 4 beim Anprall des sphärisch geformten Brennraumabschlusses im Zylinderkopf hervorgerufene plastischen Verformung in axialer und radialer Richtung im Feuersteg und in der Ringpartie von Kolben 4 trugen zum Festsitzen des Kolbens in der Laufbuchse von Zylinder 4 am oberen Totpunkt und der Kolbenringe in den Ringnuten bei.

Phase 2

Nach Versagen des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4, wodurch eisenhaltige Metallfragmente in die Ölwanne gelangten, folgte das freie Ende von Pleuel 4 der Rotation von Kurbelwelle bzw. Pleuelzapfen im Uhrzeigersinn (Drehrichtung des Propellers).

Vor dem Motorstillstand bewegte sich das freie Pleuelende von Pleuel 4 auf der Innenseite von Kolben 4 in axialer Richtung zwischen dem Rand des Kolbenschafts und dem Kolbenboden. Durch wiederholte Einschläge des freien Pleuelendes auf der Innenseite des Kolbenschafts wurde dieser zwischen den Kolbenbolzenbohrungen auf der Zylinderoberseite (Einbaulage) in der Breite des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 bis zur Zylinderlauffläche ausgefräst bzw. ausgebrochen und gelangten nichteisenhaltige silbrig glänzende Metallpartikel und -fragmente in die Ölwanne. Auf der gegenüberliegenden Innenseite (Zylinderoberseite) war der Kolbenschaft durch Einschläge von geringerer Tiefe bzw. Intensität des freien Pleuelendes in der Breite des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 verhämmt.

Die bei diesen Einschlägen von der Kurbelwellendrehzahl abhängige stoßartige Beanspruchung von Kolben 4 und Zylinder 4 könnte in axialer Richtung zur plastischen Verformung des am Zylinderkopf anstehenden losen Kolbens 4 beigetragen haben und in radialer Richtung zur Beanspruchung der Verschraubung des Kurbelgehäuses mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4. Analog dazu war die Bruchstelle des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 in Richtung des unteren Totpunkts verhämmt, was einer Bewegung von Pleuel 4 in Richtung des oberen Totpunkts entspricht.

Für das vom Piloten beschriebene „Rumpeln“ im Motor, das dem Triebwerksausfall vorausgegangen war, ist das in der Phase 1 und Phase 2 eingetretene Materialversagen in Betracht zu ziehen. Die während fortschreitender Schädigung des Kurbeltriebs von Zylinder 4 auftretenden Vibrationen begünstigten die Lockerung der Verschraubung der Zündkerzen und des Ventildeckels von Zylinder 4.

Sofern es vor dem Triebwerksausfall zu dem bei Ottomotoren infolge unkontrollierter Verbrennung des Kraftstoffs auftretenden Klopfen des Motors gekommen war, käme auch das hierfür typische Klopfgeräusch in Betracht.

Phase 3

Sowohl die Verschraubung des Kurbelgehäuses mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 als auch der in der Bewegungsebene von Pleuel 4 bzw. Pleuelzapfen 4 (Kurbelwelle) liegende Teil des Kurbelgehäuses waren durch das freie Ende des Pleuels einer von der Kurbelwellendrehzahl abhängigen stoßartigen Beanspruchung ausgesetzt, welche durch wiederholte Einschläge zum Gewaltbruch des Kurbelgehäuses einschließlich der Stößelführung für das Einlassventil sowie der Verschraubung des Kurbelgehäuses mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 beitrug.

Die in der Ölwanne verlaufende Ölsaugleitung, welche ebenfalls in der Bewegungsebene von Pleuel 4 bzw. Pleuelzapfen 4 liegt, wurde augenscheinlich vom freien Ende von Pleuel 4 durchtrennt. Durch Bruch der Ölwanne im Bereich der Verschlusschraube am Ölsieb der Ölsaugleitung konnte das in der Ölwanne vorrätige Motoröl zur Gänze austreten.

Da an den Kolben sowie den Gleitlagern für Kurbelwelle und Nockenwelle keine Anzeichen einer nachhaltigen Mangelschmierung, z.B. Reibspuren oder anhaltender metallischer Kontakt der Welle zum Gleitlager, erkennbar waren, dürfte die mit der Durchtrennung der Ölsaugleitung bzw. dem Bruch der Ölwanne einhergehende Unterbrechung des Schmierölkreislaufs annähernd zeitgleich mit dem Bruch des Kurbelgehäuses erfolgt sein. Der Triebwerksausfall war somit unmittelbare Folge eines Gewaltbruchs des kleinen Pleuelauges von Zylinder 4 sowie des Kurbelgehäuses im Bereich der Verschraubung mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4.

Metallpartikel, welche sich im Schmiersystem angesammelt hatten, gelangten augenscheinlich auch zu den Gleitlagern und führten auf der Oberfläche der Gleitlagerschalen der zweiten Hauptlagerstelle der Kurbelwelle zu kupferfarbenen Riefen und in einigen Gleitlagerbuchsen der Kipphebel zu minimaler Riefenbildung. Hinweise auf vor dem Triebwerksausfall bestehende Blockaden oder Leckagen im Schmierölkreislauf wurden nicht gefunden.

Auf der Innenseite der Laufbuchse von Zylinder 4 waren auf der Zylinderunterseite und -oberseite (Einbaulage) jeweils am kurbelgehäuseseitigen Ende Einschläge des freien

Pleuelendes in der Breite des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 vorhanden, wodurch die Laufbuchse gewaltsam nach außen aufgebrochen und plastisch verformt wurde. Diese Einschläge trugen vermutlich zum mechanischen Versagen des Kurbelgehäuses und der Verschraubung des Kurbelgehäuses mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 sowie der Stoßführung des Einlassventils von Zylinder 4 bei oder waren direkte Folge davon.

Die Fremdkörpereinschläge auf der Nockenwelle und auf dem gebrochenen Stößel des Einlassventils von Zylinder 4 sowie auf den Pleueln und Kolben insbesondere der dem Zylinder 4 (linke Zylinderbank) gegenüberliegenden Zylinder 1 und Zylinder 3 (rechte Zylinderbank) sind ebenfalls Folgeschäden der durch das mechanische Versagen von Pleuel 4 und Kolben 4 freigesetzten Metallfragmente.

Der Gewaltbruch des Kurbelgehäuses und die Fremdkörpereinschlägen werden als ursächlich für den Gewaltbruch des Stößels und das Knicken der Stoßstange des Einlassventils von Zylinder 4 sowie für den Verlust von Stoßstange und Stoßstangen-Schutzrohr des Auslassventils von Zylinder 4 angesehen. Die fehlende Stoßstange nebst dem Stoßstangen-Schutzrohr war augenscheinlich zwischen Triebwerksausfall und Notlandung durch die Fahrwerksöffnung der unteren Motorverkleidung zu Boden gefallen.

Dem Totalausfall des Triebwerks war möglicherweise eine verminderte Motorleistung durch Ausfall von Zylinder 4 vorausgegangen.

Berichte über Pleuelbrüche, die zu nicht eingedämmten Triebwerksschäden¹⁶² und Triebwerksausfällen während des Fluges führten, legen Schäden der Gleitlagerbuchsen der Pleuel nahe, welche durch wiederholte Ölkontrollen auf bronzene Metallpartikel und, falls diese gefunden werden, zusätzliche Kontrollen der Gleitlagerbuchsen der Pleuel auf Beschädigung, Beweglichkeit, Fehlstellung und Abnutzung erkannt werden können und denen durch Tausch der Gleitlagerbuchse¹⁶³ vorgebeugt werden kann.¹⁶⁴

¹⁶² „Uncontained engine failure“ (vgl. Anhang zu Verordnung (EU) Nr. 996/2010)

¹⁶³ P/N 01K28983 (Buchse nicht einpoliert) anstelle von P/N LW-13923 (Buchse zum Einpolieren)

¹⁶⁴ Vgl. FAA AD 2024-21-02 vom 28.10.2024 mit Wirksamkeit ab 05.12.2024 (Connecting rod failures, which resulted in uncontained engine failure and in-flight shutdowns (IFSDs))

Hinweise auf Zylinderschäden, z.B. „Ventilklemmen“, durch Gemischabmagerung bis zum EGT-Peak (oder darüber hinaus), beschädigte Luftleitbleche, Verschmutzung des Luftfilters, ausständige Ölwechsel wurden nicht gefunden.

Die Rosafärbung der Auslassöffnungen von Zylinder 1 bis Zylinder 4 ist ein Hinweis auf Überhitzung, z.B. durch Abmagerung des Kraftstoff-Luft-Gemischs bis zum EGT-Peak¹⁶⁵ (oder darüber hinaus), wobei Zylinder 4 aufgrund der Einbaulage und schlechter Kühlung als „heißester Zylinder“ gilt.

Anhaltendes Klopfen des Motors, das zu Lagerschäden beitragen kann, wäre daher bei hohen Motorleistungen und hohen Außentemperaturen bzw. einem zu mageren Kraftstoff-Luft-Gemisch am ehesten bei Zylinder 4 zu erwarten gewesen.

Anzeigen für Abgastemperatur (EGT) und Zylinderkopftemperatur (CHT), welche eine Überwachung der Betriebstemperatur von Zylinder 4 bieten würden, waren nicht Bestandteil der Ausrüstung des Luftfahrzeugs bzw. am Unfalltag außer Betrieb.

Hinweise auf einen Leistungsverlust und Triebwerksausfall im Fluge durch Klemmen der Auslassventile in den Ventilführungen (EASA AD 2005-0023 Rev. 3, Lycoming SB 388 Rev. C, Lycoming SI 1485 Rev. A) oder Rissbildung und Bruch der Zylinder aufgrund eines Materialfehlers (LTA D-2005-495, FAA AD 2007-04-19 Rev. 1) wurden nicht gefunden.

Die Korrosion auf der Innenseite der Ventildeckel von Zylinder 1 bis 3 kann durch Kondenswasserbildung infolge langer Stehzeiten entstehen.

2.3 Flugwetter

Der Unfall ereignete sich bei Tag innerhalb der Kontrollzone CTR Graz der Luftraumklasse D. Während des Unfallfluges waren in der CTR Graz Sichtflug-Wetterbedingungen gegeben.

Aufgrund der verfügbaren METAR Flugplatzwettermeldungen mit TREND Landewettervorhersage, gültig für die nächsten 2 Stunden, war am Flughafen Graz

¹⁶⁵ Stöchiometrisches Verbrennungsluftverhältnis

innerhalb der nächsten 2 Stunden nach dem Abflug keine wesentliche Wetteränderung zu erwarten.

Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

2.4 Such- und Rettungsmaßnahmen

Da der Pilot der Flugplatzkontrollstelle LOWG eine Motorstörung gemeldet hatte und eine Landefreigabe erhalten hatte, war die Alarmstufe 3 (Notstufe) gegeben, da die Betriebssicherheit eines im Fluge befindlichen Luftfahrzeuges so beeinträchtigt war, dass eine Notlandung wahrscheinlich war, oder mit Sicherheit anzunehmen war, dass ein Luftfahrzeug im Begriff war, eine Notlandung durchzuführen, oder bereits durchgeführt hatte.

Folgerichtig wurden die bei Auftreten eines Flugnotfalles innerhalb des Flugplatzrettungsbereichs zur Durchführung der Such- und Rettungsmaßnahmen innerhalb des Flugplatzrettungsbereichs während der Betriebszeit des Zivilflugplatzes zuständigen Stellen alarmiert, welche die bei einem Flugnotfall in der Zivilluftfahrt gemäß Zivilluftfahrt-Vorfall- und Notfall-Maßnahmen-Verordnung – ZNV, BGBl. II Nr. 318/2007, zu treffenden Maßnahmen durchführte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Während des Anfangsteigfluges trat bei einem Motorflugzeug Type Cessna A152 eine Motorstörung auf.
- Während des Rückfluges zum Abflugplatz fiel der Motor aus.
- Der Pilot führte eine Notlandung außerhalb des Abflugplatzes durch.
- Der Unfall ereignete sich innerhalb des Flugplatzrettungsbereichs und der im Luftfahrzeug mitgeführte Notsender (ELT) löste aus.
- Nach dem Unfall wurde der Brandhahn geschlossen, da Kraftstoff ausfloss.
- Die Kraftstoffleitung vom Brandhahn zum Gehäuse des Kraftstoffsiebs (Fuel Strainer) war gebrochen.
- Der verantwortliche Pilot war am Unfalltag Inhaber einer gültigen Privatpilotenlizenz für Flugzeuge („PPL(A)“).
- Der Inhaber des PPL(A) war berechtigt, als verantwortlicher Pilot im nichtgewerblichen Luftverkehr tätig zu sein und Flüge nach Sichtflugregeln auf einmotorigen Flugzeugen mit Kolbenmotor durchzuführen.
- Für die nichtgewerbliche Beförderung von Passagier:innen im Rahmen von Flügen mit einem Piloten betrug die Gültigkeitsdauer eines flugmedizinischen Tauglichkeitszeugnisses der Klasse 1 oder der Klasse 2 in der Altersgruppe des Piloten 12 Monate.
- Der Unfallflug wurde im nichtgewerblichen Luftverkehr im Rahmen eines Fluges mit einem Piloten nach Sichtflugregeln durchgeführt.
- Der Unfall ereignete sich innerhalb der Kontrollzone CTR Graz (überwachter Luftraum) der Luftraumklasse D.
- Während des Unfallfluges waren in der CTR Graz Sichtflug-Wetterbedingungen gegeben.
- Das Motorflugzeug Type Cessna A152 ist einmotoriges Flugzeug mit Kolbenmotor.
- Die durchschnittliche Flugzeit des Piloten auf dem Luftfahrzeugmuster Cessna 150/152 betrug ca. 1 Stunde pro Flug.
- Der rekonstruierte ausfliegbare Kraftstoffvorrat zum Zeitpunkt des Unfalls beträgt ca. 35-57 Liter.
- Die rekonstruierte Flugmasse zum Zeitpunkt des Unfalls beträgt ca. 1658-1678 LBS.

- Die Höchstabflugmasse (MTOM) des Motorflugzeugs Type Cessna A152 gemäß Musterkennblatt (TCDS) beträgt 1670 LBS.
- Der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt zum Zeitpunkt des Unfalls liegt innerhalb der Schwerpunktgrenzen des Motorflugzeugs Type Cessna A152 gemäß Flughandbuch.
- Das Flugzeug war mit einem Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C ausgerüstet.
- Bei Verwendung von Autobenzin in Motorflugzeugen Type Cessna A152 war Sonderanweisung Cessna SE 82-30 zu beachten.
- Die Verwendung von unverbleitem Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 war für Motorflugzeuge Type Cessna A152 gemäß EASA Approval und für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C gemäß Lycoming SI 1070 zulässig.
- Im Cockpit des Motorflugzeugs war ein Hinweisschild für den Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 angebracht. Beim Betrieb mit Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 war die Flughöhe auf 10.000 FT beschränkt.
- Während des Unfallfluges betrug die Flughöhe stets weniger als 10.000 FT MSL.
- Bei Verwendung von Ottokraftstoff Super Plus gemäß EN228 in Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C war das Öl-Additiv P/N L-16702 oder ein gleichwertiges Motorölprodukt wie Aeroshell 15W-50 zu verwenden.
- In der Liste der anwendbaren Lufttüchtigkeitsanweisungen und Lufttüchtigkeitshinweisen war vermerkt, dass das Luftfahrzeug nur mit AVGAS (Flugbenzin) betrieben wurde.
- Die Verwendung von verbleitem Kraftstoff AVGAS 100LL (Flugbenzin, blaugefärbt) war für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C gemäß Lycoming SI 1070 zulässig.
- Im Luftfahrzeug-Bordbuch waren am Unfalltag eine Betriebsstoffaufnahme von 34 Litern Kraftstoff und 1 Liter Motoröl sowie 3 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 0:58 Stunden eingetragen.
- Im Kraftstoffsystem befand sich farbloser bzw. gelblich schimmernder Kraftstoff.
- Im Stand der Komponenten mit Lebensdauerbegrenzung bzw. in der Betriebszeitenübersicht des Flugzeugs war für das Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C ein TBO-Intervall von 2880 Stunden bzw. 12 Jahren angegeben.
- Für hochverdichtende Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C, welche auf Kolben mit erhöhter Festigkeit P/N LW-18729 umgerüstet waren, erhöhte sich gemäß Lycoming SI 1009 Rev. AR und Sonderanweisung Lycoming SL 213 das empfohlene TBO-Intervall auf 2400 Stunden bzw. 12 Jahre.
- Zwei von vier Kolben des Triebwerks waren mit der Teilenummer „LW-18729“ gekennzeichnet. Die Verwendung von Kolben P/N LW-18729 mit anderen Kolben war nicht zulässig.

- Alle vier Kolben des Triebwerks hatten die gleiche Masse und Bauart.
- Anlässlich der letzten Grundüberholung des Triebwerks am 12.09.2005 wurden die Ein- und Auslassventile sowie die Ventilsitze- und -führungen gemäß MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B geprüft und wurde der Zustand der Auslassventile und Führungen gemäß MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. B geprüft.
- Das grundüberholte Triebwerk Type Lycoming O-235-L2C wurde am 16.09.2005 in das Luftfahrzeug bei Flugwerk TSN 4997:01 Stunden eingebaut (Triebwerk TSO 0:00 Stunden).
- Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks wurde anlässlich der Instandhaltung des Luftfahrzeugs die Freigabebescheinigung am Instandhaltungsbericht wiederholt im Namen des ausführenden Luftfahrzeugwarts abgezeichnet.
- Die letzte dokumentierte Instandhaltung des Luftfahrzeugs war eine 50-Stunden-Kontrolle am 25.07.2008 bei Flugwerk TSN 6329:07 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1331:56 Stunden.
- Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung war die Durchführung der vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten nach den letztgültigen Instandhaltungsanweisungen und entsprechend ZLLV 2005 idgF bestätigt.
- Die von der Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (CAMO) bereitgestellte Liste der planmäßigen Kontrollen des Luftfahrzeugs berücksichtigte alle durchgeführten Kontrollen bis Flugwerk TSN 6339:49 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1030:36 Stunden.
- Der Unfall ereignete sich innerhalb der Instandhaltungsintervalle für die Durchführung der nächsten 100-Stunden-Kontrolle bzw. der nächsten 500-Stunden-Kontrolle.
- Der Unfall ereignete sich außerhalb des Instandhaltungsintervalls für die Durchführung der nächsten 1000-Stunden-Kontrolle und außerhalb der beanspruchbaren Abweichung gemäß Lufttüchtigkeitshinweises ACG LTH 36.
- Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung am 27.11.2007 bei Flugwerk TSN 6104:45 Stunden war die Durchführung der vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten bestätigt.
- Während der ersten 50 Betriebsstunden nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks sollte reines Mineralöl ohne Additiv verwendet werden.
- Während der ersten ca. 214 Betriebsstunden nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks war die Verwendung von Einbereichsöl der Sorten Castrol AD 100 und Castrol AD 80 dokumentiert. Danach war in den Instandhaltungsberichten beim Motorölwechsel die Verwendung des Motoröls Aeroshell W 15W-50 eingetragen.

- Nach dem Einlaufen des Triebwerks („*Engine Break In*“) war gemäß Lycoming SI 1409 die Verwendung des Öl-Additivs LW-16702 empfohlen.
- Nach dem Einlaufen des Triebwerks waren für den Motorölwechsel Ölsorten mit dem vom Hersteller empfohlenen und von der FAA zugelassenen Öl-Additiv LW-16702 dokumentiert wie Aeroshell 15W-50.
- Anlässlich der letzten Grundüberholung des Triebwerks war im Prüflauf-Protokoll vom 12.09.2005 ein Druckverlust bei 80 PSI von 77 PSI (Zylinder 1) und 78 PSI (Zylinder 2 bis Zylinder 4) vermerkt (Differenzdruckprüfung bei TSO 0:00 Stunden).
- In 50-Stunden-Intervallen durchzuführende Differenzdruckproben waren bis zur Instandhaltung des Triebwerks bei TSO 1173:41 Stunden dokumentiert.
- Anlässlich der 100-Stunden-Kontrolle des Triebwerks am 03.04.2008 bei TSO 1173:41 Stunden war ein Druckverlust bei 80 PSI von 79 PSI (Zylinder 1), 78 PSI (Zylinder 2) und 72 PSI (Zylinder 3 und Zylinder 4) dokumentiert.
- Anlässlich der nachfolgenden bis zum Unfall durchgeführten Instandhaltungsarbeiten waren die Ergebnisse der Differenzdruckproben in den verfügbaren Instandhaltungsberichten nicht dokumentiert.
- In 50-Stunden-Intervallen durchzuführende Ölfilterkontrollen und Motorölwechsel gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E waren bis zum Unfall in den verfügbaren Instandhaltungsberichten dokumentiert.
- Der Unfall ereignete sich ca. 3 Jahre nach der letzten Grundüberholung des Triebwerks bei Flugwerk TSN ca. 6351 Stunden bzw. Triebwerk TSO ca. 1354 Stunden.
- Die Durchführung einer Sonderkontrolle des Triebwerks gemäß ACG LTA 71 Rev. A war für Lycoming-Kolbenflugmotoren vorgesehen, die älter als 12 Jahre seit Herstellung oder seit letzter Grundüberholung waren.
- Anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung war ein kürzerer Abstand für den Zeitpunkt der nächsten periodischen Nachprüfung als 24 Monaten ab dem Nachprüfreferenzdatum festgelegt.
- Der Unfall ereignete sich innerhalb des festgelegten Abstandes zwischen den periodischen Nachprüfungen.
- Die Prüfung gemäß MANDATORY Lycoming SB 578 anlässlich der letzten periodischen Nachprüfung bei Triebwerk TSO 1107:44 Stunden ergab, dass das Triebwerk des Flugzeugs mit Zylindern der richtigen Teilenummer ausgerüstet war.
- Alle vier Zylinder waren P/N 16A23033 (Cylinder Kit P/N 05K23037).
- Gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung EASA AD 2005-0023 Rev. 3 vom 29.05.2006 waren Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C aufgrund von Leistungsverlust des Triebwerks durch Klemmen der Auslassventile in den Ventilführungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 zu prüfen.

- Die Prüfung des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C war am 26.07.2006 bei Flugwerk TSN 5388:22 Stunden bzw. Triebwerk TSO 390:51 Stunden bescheinigt.
- Gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung EASA AD 2005-0023 Rev. 3 war bei Flugzeugen mit Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C mit „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen eine neuerliche Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C nicht erforderlich.
- Alle vier Zylinder des Triebwerks waren am Unfalltag entsprechend der Ausrüstung mit „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A gekennzeichnet.
- Lycoming SI 1485 Rev. A empfahl für Triebwerke Type Lycoming O-235-L2C mit „Hi-Chrome“ Auslassventilführungen eine Prüfung gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C nach 1000 Betriebsstunden oder nach Ablauf des halben empfohlenen TBO-Intervalls (2400 Stunden, 12 Jahre), je nachdem, was zuerst eintrat.
- Am 29.08.2007 war eine Prüfung des Zustands der Auslassventile und Führungen des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C bei Flugwerk TSN 6037:12 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1040:11 Stunden ohne Beanstandung.
- In der Liste der Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C, datiert 26.09.2007, war die letzte Durchführung der Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C bei Flugwerk TSN 5537:04 Stunden bzw. Triebwerk TSO 540:03 Stunden vermerkt.
- Anlässlich der Prüfung des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C am 03.10.2007 bei Flugwerk TSN 6081:02 Stunden bzw. Triebwerk TSO 1084:01 Stunden war das Spiel der Auslassventile in den Ventilführungen von Zylinder 1 und Zylinder 3 außer Limit.
- Die Durchführung der Prüfungen gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 388 Rev. C am 29.08.2007 und am 03.10.2007 wurde auf den Instandhaltungsberichten von zwei verschiedenen Luftfahrzeugwarten bestätigt.
- Die ausgeschlagenen Auslassventilführungen von Zylinder 1 und Zylinder 3 wurden durch „Hi Chrome“ Auslassventilführungen gemäß Lycoming SI 1485 Rev. A ersetzt.
- Während der ersten 50 Betriebsstunden nach der Reparatur der Zylinder 1 und 3 sollte reines Mineralöl ohne Additiv verwendet werden.
- Während ca. 51 Betriebsstunden nach der der Reparatur der Zylinder 1 und 3 wurde Einlauföl der Sorte Castrol S 80 verwendet. Danach war in den Instandhaltungsberichten beim Motorölwechsel die Verwendung des Motoröls Aeroshell W 15W-50 eingetragen.

- Gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B waren bei Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C die Ein- und Auslassventile sowie die Ventilsitze- und -führungen alle 400 Stunden zu prüfen.
- Die Instandhaltung und Prüfung der Ventile des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B war am 13.04.2007 bei Triebwerk TSO 785:41 Stunden mittels Instandhaltungsbericht bescheinigt.
- Die Instandhaltung und Prüfung der Ventile des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 301 Rev. B am 03.04.2008 bei Triebwerk TSO 1173:41 Stunden war in der Liste der durchgeführten Sonderanweisungen erfasst.
- Gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E war bei Triebwerken Type Lycoming O-235-L2C alle 50 Stunden ein Motorölwechsel und ein Ölfiltertausch bzw. eine Reinigung von Ölsieben einschließlich Sichtprüfung durchzuführen.
- Die Prüfung des Triebwerks gemäß Sonderanweisung MANDATORY Lycoming SB 480 Rev. E war zuletzt am 25.07.2008 bei Triebwerk TSO 1331:56 Stunden bescheinigt.
- Gemäß Lycoming SI 1042 Rev. Y war für Triebwerke Lycoming O-235-L2C die Verwendung von Zündkerzen CHAMPION REM37BY zugelassen.
- Der letzte Tausch der Zündkerzen CHAMPION REM37BY war am 12.06.2008 bei Triebwerk TSO 1281:53 Stunden bescheinigt.
- Gemäß Lycoming SI 1068 Rev. A war alle 100 Stunden die Prüfung des korrekten Stößelspiels (Tappet Clearance) empfohlen, wobei für Stoßstangen P/N 15F22200 ein eigenes Prüfverfahren galt.
- In der Liste der Sonderanweisungen des Inhabers der Musterzulassung des Triebwerks Type Lycoming O-235-L2C war die letzte Durchführung von Lycoming SI 1068 Rev. A bei Triebwerk TSO 979:54 Stunden vermerkt.
- Alle aufgefundenen Stoßstangen der Einlass- und Auslassventile waren P/N 15F22200.
- Nach dem Einbau des grundüberholten Triebwerks war der Tausch eines defekten Drehzahlmessers bei Flugwerk TSN 5211:13 Stunden bzw. Triebwerk TSO 214:12 Stunden dokumentiert.
- Nach dem Unfall war bei einer Stoßstange von Zylinder 1 eine geringfügige Durchbiegung feststellbar.
- Die Leermasse des Luftfahrzeugs hatte sich zwischen den beiden letzten Wiegungen am 27.10.2003 und am 03.04.2008 um 1 LBS erhöht.
- Die Instrumentierung des Luftfahrzeugs zur Motorüberwachung schloss einen Drehzahlmesser sowie Anzeigen für Öltemperatur und Öldruck ein.
- Eine Anzeige der Abgastemperatur (EGT) war nicht vorhanden.
- Die Anzeige der Zylinderkopftemperatur (CHT) war am Unfalltag außer Betrieb.

- Der Ausfall der Anzeige für die Zylinderkopftemperatur (CHT) am 03.02.2006 war im Luftfahrzeug-Bordbuch als „*behoben*“ vermerkt.
- In der Ölwanne und im Ölfilter wurden nichteisenhaltige silbrig glänzende und kupferfarbene Metallpartikel gefunden.
- Das Material von Kolben 4 und vom Kurbelgehäuse entsprach einer Leichtmetalllegierung.
- Das Material der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4 entsprach einer kupferhaltigen Legierung.
- In der Ölwanne wurden nichteisenhaltige und eisenhaltige Metallfragmente gefunden.
- Die Beschaffenheit der Metallfragmente entsprachen dem Kolben 4, dem Kurbelgehäuse und dem kleinen Pleuelauge von Pleuel 4.
- Die Ölwanne war am Ölsieb der Ölsaugleitung gewaltsam aufgebrochen.
- Die in der Ölwanne verlaufende Ölsaugleitung war durchtrennt.
- Der Ölkühler und die Ölschläuche enthielten Motoröl.
- Kolben 4 war zwischen den Kolbenbolzenbohrungen am Umfang und entlang des Feuerstegs in axialer und radialer Richtung sichelförmig plastisch verformt.
- Der sphärisch abgeschlossene Brennraum im Zylinderkopf von Zylinder 4 war am Umfang des Brennraums links und rechts der Zündkerzenbohrungen sichelförmig plastisch verformt.
- Kolben 4 saß in der Laufbuchse von Zylinder 4 am oberen Totpunkt fest.
- Die Kolbenringe von Kolben 4 saßen in den Ringnuten fest.
- Der Kolbenbolzen von Kolben 4 saß in der Kolbenbolzenbohrung fest.
- Am Kolbenboden von Kolben 4 war eine münzförmige Materialabtragung vorhanden.
- Durchmesser und Lage der Materialabtragung entsprachen dem Auslassventil von Zylinder 4.
- Das Pleuel 4 war am kleinen Pleuelauge gebrochen und die Gleitlagerbuchse fehlte.
- Die Bruchstelle am kleinen Pleuelauge von Pleuel 4 war in Richtung des unteren Totpunkts verhämmer.
- An der Gleitlagerbuchse des kleinen Pleuelauges von Pleuel 1 bis Pleuel 3 war keine Auffälligkeiten hinsichtlich Beschädigung, Beweglichkeit, Fehlstellung oder Abnutzung sichtbar.
- Die Innenseite des Kolbenschafts von Kolben 4 war zwischen den Kolbenbolzenbohrungen auf der Zylinderoberseite bis zur Zylinderlauffläche ausgefräst und auf der Zylinderunterseite verhämmer.
- Breite und Lage der Bruchöffnung bzw. Verhämmerung im Kolbenschaft entsprachen der Breite des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4.
- Die Verschraubung der Zündkerzen und des Ventildeckels von Zylinder 4 waren locker.

- Das Kurbelgehäuse des Motors war im Bereich der Verschraubung mit dem Zylinderfuß von Zylinder 4 gewaltsam aufgebrochen.
- Die Stößelführung für das Einlassventil von Zylinder 4 war gewaltsam aus dem Kurbelgehäuse gebrochen.
- Die Kolben sowie die Gleitlager für Kurbelwelle und Nockenwelle zeigten keine Anzeichen einer nachhaltigen Mangelschmierung.
- Auf der Oberfläche der Gleitlagerschalen der zweiten Hauptlagerstelle der Kurbelwelle und in einigen Gleitlagerbuchsen der Kipphebel waren Riefen vorhanden.
- Die Innenseite der Laufbuchse von Zylinder 4 war auf der Zylinderunterseite gewaltsam nach außen aufgebrochen und auf der Zylinderoberseite nach außen plastisch verformt.
- Breite und Lage der Bruchöffnung bzw. der plastischen Verformung in der Laufbuchse von Zylinder 4 entsprachen der Breite des kleinen Pleuelauges von Pleuel 4.
- Die Nockenwelle, der Stößel des Einlassventils von Zylinder 4 sowie der Pleuel und Kolben von Zylinder 1 und Zylinder 3 wiesen Fremdkörpereinschläge auf.
- Das Kurbelgehäuse und der Stößel des Einlassventils von Zylinder 4 wiesen Gewaltbrüche auf.
- Die Stoßstange des Einlassventils von Zylinder 4 befand sich im Stoßstangen-Schutzrohr und war am stößelseitigen Ende geknickt.
- Stoßstange und Stoßstangen-Schutzrohr des Auslassventils von Zylinder 4 fehlten.
- Die Auslassöffnungen von Zylinder 1 bis Zylinder 4 wiesen eine für Überhitzung typische Rosafärbung auf.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Missglückte Notlandung nach einem Triebwerksausfall

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Thermische und mechanische Überbeanspruchung
- Klopfen (Ottomotor)
- Materialversagen
- Nichtbeachten von Betriebsanweisungen
- Geringe Flughöhe über Grund
- Unzweckmäßige Flugtaktik

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt (Konsultation).

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idgF hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts den Beteiligten Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden.....	11
Tabelle 2 Schmierstoffaufnahme sowie wahrgenommene Schäden und technische Mängel des Luftfahrzeugs laut Eintrag im Bordbuch Nr. 5	37
Tabelle 3 Wahrgenommene Schäden und technische Mängel sowie durchgeführte Wartungsarbeiten am Triebwerk laut Eintrag im Bordbuch Nr. 4.....	38

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Endlage des Motorflugzeugs in einem Maisfeld.....	10
Abbildung 2 Zustand von Kurbelgehäuse und Zylinder 4 nach der Bergung des Flugzeugs	47
Abbildung 3 Zustand von Kurbelgehäuse und Pleuel 4 nach Entfernung von Zylinder 4....	48
Abbildung 4 Zustand von Zylinder 4 und Kolben 4	49
Abbildung 5 Kleines Pleuelauge von Pleuel 4 (ohne Gleitlagerbuchse).....	56
Abbildung 6 Metallpartikel im Gehäuse des Einweg-Ölfilters (aufgeschnitten).....	57
Abbildung 7 Kolben 1 (mit Kolbenringen)	60
Abbildung 8 Stößel des Einlassventils von Zylinder 4 am Übergang vom Stößelschaft zum Stößelteller gebrochen (Gewaltbruch).....	62
Abbildung 9 Fremdkörpereinschläge auf der Rückseite des Stößeltellers des gebrochenen Stößel des Einlassventils von Zylinder 4	63
Abbildung 10 Außenseite von Kolben 4 (mit Kolbenringen) mit münzförmiger Materialabtragung am Kolbenboden (links) und sichelförmigen Verformungen am Umfang	66
Abbildung 11 Innenseite von Kolben 4 (mit Kolbenbolzen) mit Brüchen, Riefen und Rissen im Kolbenschaft.....	67
Abbildung 12 Sphärischer Brennraum von Zylinder 4 (ohne Ventile und Zündkerzen) mit sichelförmigen Fremdkörpereinschlägen links und rechts der Zündkerzenbohrungen.....	69

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 40/2024

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 231/2021

Bundesgesetz betreffend Funker-Zeugnisse (**Funker-Zeugnisgesetz 1998 – FZG**), BGBl. I Nr. 26/1999, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 190/2021

Bundesgesetz vom 27. Juni 1979 über das Dienstrecht der Beamten (**Beamten-Dienstrechtsgesetz 1979 – BDG 1979**), BGBl. Nr. 333/1979, zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 143/2024

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie über Maßnahmen bei Vorfällen und Notfällen in der Zivilluftfahrt (**Zivilluftfahrt-Vorfall- und Notfall-Maßnahmen-Verordnung – ZNV**), BGBl. II Nr. 318/2007, zuletzt geändert durch BGBl. II Nr. 397/2023

Verordnung des Bundesministeriums für Verkehr und verstaatlichte Unternehmungen vom 15. Feber 1967, betreffend die Regelung des Luftverkehrs (**Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967**), BGBl. Nr. 56/1967, aufgehoben durch BGBl. II Nr. 80/2010

Verordnung des Bundesministeriums für Verkehr und Elektrizitätswirtschaft vom 1. Oktober 1958, betreffend das zivile Luftfahrtpersonal und die Zivilfluglehrer (**Zivilluftfahrt-Personalverordnung – ZLPV**), BGBl. Nr. 219/1958, zuletzt geändert durch BGBl. II Nr. 205/2006

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie über das Zivilluftfahrt Personal (**Zivilluftfahrt-Personalverordnung 2006 – ZLPV 2006**), BGBl. II Nr. 205/2006, zuletzt geändert durch BGBl. II Nr. 389/2020

Verordnung des Bundesministers für Wissenschaft und Verkehr über Zivilluftfahrzeuge und ziviles Luftfahrtgerät (**Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 1999 – ZLLV 1999**), BGBl. II Nr. 363/1999, aufgehoben durch BGBl. II Nr. 424/2005

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie über Zivilluftfahrzeuge und ziviles Luftfahrtgerät (**Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 – ZLLV 2005**), BGBl. II Nr. 424/2005, aufgehoben durch BGBl. II Nr. 143/2010

Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG

Verordnung (EG) Nr. 2042/2003 der Kommission vom 20. November 2003 über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen und luftfahrttechnischen Erzeugnissen, Teilen und Ausrüstungen und die Erteilung von Genehmigungen für Organisationen und Personen, die diese Tätigkeiten ausführen

Abkürzungen

ACG	Austro Control GmbH
AD	Airworthiness Directive
AF	Aerofiche
AIP	Aeronautical Information Publication
AV	Auslassventil
BCN	Beacon
BGBI.	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
BRD	Bundesrepublik Deutschland
C	Celsius
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation
CHT	Cylinder Head Temperature
CTR	Control zone
CU	Cumulus
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
EGT	Exhaust Gas Temperature
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
EV	Einlassventil
F	Fahrenheit
FAA	Federal Aviation Administration (USA)
FEW	Few (1/8-2/8)
FPM	Feet Per Minute
FT	Feet (dimensional unit)
HPA	Hectopascal
HRS	Hours (Stunden)
idgF, i.d.g.F.	in der geltenden Fassung

IN	Inch
IPC	Illustrated Parts Catalog(ue)
I.O., i.O.	In Ordnung
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR-FCL	Joint Aviation Requirement – Flight Crew Licensing
KIAS	Knots Indicated Airspeed
KT	Knots
LBA	Luftfahrt-Bundesamt (BRD)
LBS	Pounds
LTA	Lufttüchtigkeitsanweisung
LTH	Lufttüchtigkeitshinweis
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
MSL	Mean Sea Level
MTOM	Maximum Take-Off Mass
NCD	No Clouds Detected
NM	Nautical Miles
NOSIG	No Significant change
OH	Overhaul, Overhauled
OVC	Overcast (8/8)
P/N	Part Number (Teilenummer)
POH	Pilot Operating Handbook
PPL	Private Pilot Licence
PSI	Pounds per Square Inch
Q	Indicator for QNH in Hectopascal
QFE	Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)
QNH	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
QTS	US Liquid Quarts
RA	Rain
RCC	Rescue-Coordination-Centre

Rev.	Revision
RMK	Remark
RPM	Revolutions Per Minute
SAIB	Special Airworthiness Information Bulletin
SAE	Society of Automotive Engineers
SB	Service Bulletin
SC	Stratocumulus
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SEB	Cessna Single Engine Service Bulletin
SI	Service Instruction
SL	Service Letter
S/N	Serial Number (Werknummer)
Std.	Stunden
TBO, T.B.O.	Time Between Overhaul
TCDS	Type Certificate Data Sheet
TR	Temporary Revision
TREND	Landing forecast
TSN, T.S.N.	Time Since New (manufacture)
TSO, T.S.O.	Time Since Overhaul
TT, T.T.	Total Time
U/S	Unserviceable
USA	United States of America
US.LIQ.GAL.	US Liquid Gallon
UTC	Coordinated Universal Time
VRB	variable
WGS84	World Geodetic System 1984
W.O.	Work Order
Z	zulu – see UTC

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 711 62 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub