



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Schlussbericht Nr. 2064

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeuges AS202/15 „Bravo“, HB-HEM

vom 11. April 2009

im Bodensee bei Thal/SG

1 NM westlich des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein

Causes

L'accident est dû au fait qu'immédiatement après le décollage de l'avion, le moteur a subi une perte de puissance causé par la défaillance d'une conduite de carburant. La pilote a été forcée d'effectuer un atterrissage d'urgence sur l'eau au cours duquel un contact violent est survenu.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

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

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

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	AS202/15 „Bravo“	HB-HEM
Halter	Bravo Flying Group, Hinterrainstr. 2, 9053 Teufen	
Eigentümer	Privat	
Pilot	Schweizer Bürgerin, Jahrgang 1941	
Ausweis	PPL(A), Erstaussstellung durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 1. Dezember 1970 BB(A), verfallen am 26. November 1996, Erstaussstellung durch das BAZL am 5. September 1985	
Flugstunden	insgesamt 673:21 h	während der letzten 90 Tage 0:46 h
	auf dem Unfallmuster >300 h	während der letzten 90 Tage 0:46 h
Ort	Thal	
Koordinaten	758 400 / 261 800	Höhe 398 m/M (1306 ft AMSL)
Datum und Zeit	11. April 2009, 15:06 Uhr	
Betriebsart	VFR bei Tag, privat	
Flugphase	Start	
Unfallart	Notwasserung nach Motorausfall	

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	1	0	1	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

Schaden am Luftfahrzeug Zerstört

Drittschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Einführung

Die Beschreibung des Verlaufs des Unfallfluges sowie der vorhergehenden Ereignisse beruhen auf den Aussagen der Pilotin und von Augenzeugen sowie auf einer Umschrift des Funksprechverkehrs.

1.2 Vorgeschichte und Flugverlauf

Am 11. April 2008 traf die Pilotin am frühen Nachmittag auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein ein und begann mit den Vorbereitungen für einen Rundflug. Gemäss eigenen Angaben fühlte sie sich ausgeruht und gesund. Mit Hilfe einer weiteren Person zog sie das Flugzeug AS202/15 „Bravo“, eingetragen als HB-HEM, aus dem Hangar und führte die Vorflugkontrollen aus. Da die Tanks annähernd voll waren erübrigte sich eine Betankung.

Anschliessend nahm sie in der HB-HEM Platz und setzte den Motor in Gang. Sie erhielt von der Bodenverkehrsleitstelle die Freigabe, um zum Rollhaltepunkt der Piste 28 zu rollen. Hier führte sie die notwendigen Kontrollen vor dem Start aus. Bei der Motorenkontrolle traten keine Besonderheiten auf. Die Pilotin konnte keine Angaben mehr dazu machen, welchen Tank sie für den Start gewählt hatte. Um 15:04:40 Uhr nahm sie über Funk mit der Platzverkehrsleitstelle Kontakt auf. Um 15:05:19 Uhr erhielt sie die Startfreigabe für Piste 28 und die Information, dass momentan ein Wind aus südlicher Richtung mit vier Knoten Geschwindigkeit vorhanden sei. Wenige Sekunden später begann die HB-HEM ihren Startlauf und hob ab.

Sowohl dem Platzverkehrsleiter als auch der Pilotin fiel auf, dass das Flugzeug während des Anfangsteigfluges weniger steil stieg als sonst. Auf einer Höhe von ungefähr 30 m über Grund begann der Motor zu stottern und setzte schliesslich aus. Das Flugzeug neigte sich nach vorne und begann mit Querlage nach links zu sinken. Wenige Sekunden später schlug es auf dem Wasser auf.



Abbildung 1: Flugverlauf mit Unfallstelle

Die Pilotin wurde dabei erheblich verletzt und konnte von der Besatzung eines Bootes in Sicherheit gebracht werden. Das Flugzeug wurde zerstört.

Die Unfallstelle lag westlich des Flugplatzes, südlich der Achse der Piste 28 von St. Gallen-Altenrhein.

1.3 Angaben zur Unfallstelle und zum Wrack

Nach der Notwasserung befand sich das Wrack der HB-HEM im ungefähr 90 cm tiefen Wasser des Bodensees, sodass die obere Hälfte des Rumpfs über das Wasser hinausragte (vgl. Abbildung 2).



Abbildung 2: Lage des Flugzeuges nach der Notwasserung

Das Wrack konnte mit Luftkissen angehoben und in einen Hafen transportiert werden. Dort wurde das Flugzeug mit einem Kran geborgen. Die Tanks blieben dicht und es entstand keine Verschmutzung des Seewassers durch Treibstoff und Öl. Die nach der Bergung abgepumpte Treibstoffmenge zeigte, dass beide Tanks des Flugzeuges vor dem Start annähernd voll gewesen waren. Eine anschließende Analyse einer Treibstoffprobe ergab keine Unregelmässigkeiten.

Weiter konnten unter anderen die folgenden Feststellungen gemacht werden:

- Der Tankwählhahn stand auf der Position für den rechten Tank.
- Der Zündschalter stand in der Stellung „both“.
- Die elektrische Hilfspumpe für den Treibstoff war eingeschaltet.
- Die Eintrittskante des linken Flügels war stark deformiert bzw. eingedrückt.
- Die Eintrittskante des rechten Flügels war kaum deformiert.
- Der Propeller war nur leicht verbogen.
- Die Vierpunkt-Sicherheitsgurte waren korrekt angeschlossen und haben der Belastung beim Aufprall standgehalten.

1.4 Angaben zum Luftfahrzeug

Beim Flugzeug AS202/15 „Bravo“ handelt es sich um ein dreisitziges Schul- und Reiseflugzeug, das als freitragender Tiefdecker in Metallbauweise ausgeführt ist. Es verfügt über ein Festfahrwerk in Bugradanordnung und ist mit einem nicht aufgeladenen Vierzylinder-Boxermotor O-320-E2A der Firma Textron Lycoming ausgerüstet, der auf Meereshöhe eine Nennleistung von 112 kW entsprechend 150 HP abgibt.

Das verunfallte Flugzeug AS 202/15 „Bravo“ mit der Seriennummer 007 wurde im Jahr 1973 gebaut und war als HB-HEM eingetragen. Zum Zeitpunkt des Unfalls hatte es 11376:37 Betriebsstunden absolviert. Die letzte Jahreskontrolle wurde im Rahmen einer Zweihundertstundekontrolle am 5. Februar 2009 bei 11346:47 Betriebsstunden durchgeführt. Die letzte *fuel tank interior inspection* wurde anlässlich einer Fünfhundertstundekontrolle am 15. März 2006 bei 11146:48 Betriebsstunden durchgeführt.

1.5 Technische Untersuchungen am Luftfahrzeug

Nach dem Unfall wurde der Motor der HB-HEM ausgebaut und einer Funktionskontrolle sowie einem Leistungstest unterzogen. Dabei zeigte der Motor keine massgebenden Abweichungen vom Normalzustand und erbrachte die geforderten Leistungen.

Weiter ergab sich, dass sämtliche Aggregate des Motors, wie insbesondere der Vergaser, die elektrische Hilfspumpe, Treibstoffleitungen und Tankwählfahn keine Mängel aufwiesen. Hingegen wurde folgender Defekt im linken Tank des Flugzeuges vorgefunden: Das mit einem Grobfilter versehene Saugrohr (vgl. Abbildung 3), über das der Treibstoff aus dem Tank gepumpt wird, ist im Tank durch eine Halterung fixiert. In diese Halterung ist eine Gummiblende eingefügt, welche verhindern soll, dass sich Saugrohr und Halterung berühren. Im vorliegenden Fall hatte die Halterung (vgl. Abbildung 4) das Saugrohr zur Hälfte durchgescheuert (vgl. Abbildung 5). Damit konnte die Halterung in Verbindung mit Teilen der Gummiblende den Querschnitt des Saugrohres vermindern (vgl. Abbildung 6). Auch das Saugrohr des rechten Tanks zeigte Scheuerspuren, allerdings ohne dass die Wand der Leitung durchgescheuert war.

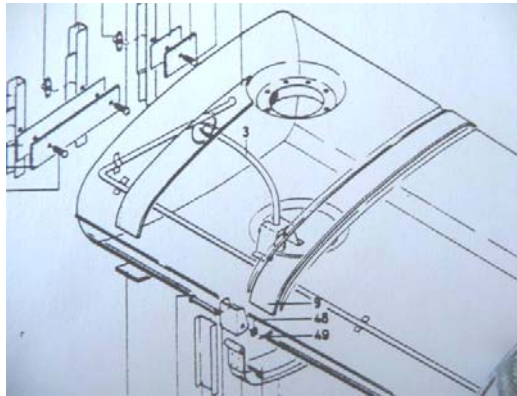


Abbildung 3: Schema des Tankaufbaus, Nr. 3 bezeichnet das Saugrohr



Abbildung 4: Halterung mit Gummiblende



Abbildung 5: Beschädigtes Saugrohr mit Grobfilter



Abbildung 6: Vorgefundene Situation: Saugrohr teilweise verschlossen

1.6 Meteorologische Angaben

1.6.1 Allgemeines

Die Angaben in den Abschnitten 1.6.2 und 1.6.3 wurden vom Bundesamt für Meteorologie und Klimatologie MeteoSchweiz geliefert.

1.6.2 Allgemeine Lage

"Ein Tiefdrucktrog erstreckte sich von Island bis ins westliche Mittelmeer. Ein Hoch über dem Mittelmeer verursachte trotz schwacher Druckgegensätze eine leichte Süd-Föhnlage. Dies führte zu einem Stau auf der Alpensüdseite und mässigem Föhn in den Alpentälern, teils bis ins Mittelland vorstossend".

1.6.3 Wetterbedingungen am Unfallort und zur Unfallzeit

"Es gab keine tiefe und mittelhohe Bewölkung, nur hohe Cirren. Die Sicht betrug über 20 km, der Wind wehte aus Sektor Süd mit 5 bis 10 kt Geschwindigkeit, die Temperatur betrug 22 °C."

Gefahren waren laut Flugwetterprognose *„am Boden keine erkennbar (der Föhn griff erst später auf den Flugplatz über), jedoch in der Höhe aufgrund des mässigen Südwindes bereits leichte Turbulenzen spürbar.“*

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Die Untersuchung ergab, dass sowohl der Motor als auch seine Aggregate, wie insbesondere der Vergaser, die elektrische Hilfspumpe, Treibstoffleitungen und Tankwählhahn keine Mängel aufwiesen.

Hingegen wurde folgender Defekt im linken Tank des Flugzeuges gefunden, welcher mit grosser Wahrscheinlichkeit den Leistungsabfall des Motors verursacht hat: Die Halterung des Saugrohres hatte dieses zur Hälfte durchgescheuert. Damit konnte die Halterung in Verbindung mit Teilen der Gummiblende die Durchflussmenge so erheblich vermindern, dass die Treibstoffversorgung des Motors nicht mehr gewährleistet war (vgl. Abbildung 6).

2.2 Betriebliche Aspekte

Die Pilotin hatte nach dem Motorausfall kurz nach dem Abheben nur sehr wenig Zeit um zu reagieren. Die nach dem Unfall vorgefundene Stellung des Tankwählhahns lässt den Schluss zu, dass sie unmittelbar nach dem Auftreten des Leistungsverlusts den Tank noch gewechselt hat. Zusammen mit der eingeschalteten Hilfspumpe war damit die Voraussetzung gegeben, um den Motor wieder in Gang zu setzen. Die geringe Flughöhe, in der sich die Motorpanne ereignete, reichte für diesen Vorgang aber nicht mehr aus. Aufgrund der geringen Höhe entschied sich die Pilotin folgerichtig für eine Notwasserung, ohne die Flugrichtung wesentlich zu ändern. Wie die Spuren am Flugzeug zeigen, schlug das Flugzeug mit Querlage nach links heftig auf dem Wasser auf, was zu Drehbeschleunigungen und damit wahrscheinlich zu den erheblichen Verletzungen der Pilotin geführt hat.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Die Pilotin besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Das Flugzeug war für den Betrieb nach Sichtflugregeln zugelassen.
- Beide Tanks des Flugzeuges waren vor dem Start mit Treibstoff annähernd gefüllt.
- Die Pilotin startete mit dem Flugzeug AS202/15 „Bravo“, eingetragen als HB-HEM um 15:05 Uhr von der Piste 28 des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein zu einem Rundflug.
- Kurz nach dem Abheben trat auf ungefähr 30 m über Grund ein Leistungsverlust des Motors ein.
- Es erfolgte eine Notwasserung ungefähr 1 NM westlich des Flugplatzes St. Gallen-Altenrhein.
- Die Vierpunkt-Sicherheitsgurte wurden benutzt und haben der Belastung beim Aufprall standgehalten.
- Die Pilotin wurde durch den Aufprall erheblich verletzt.
- Die Verformung der Propellerblätter weist darauf hin, dass der Motor zum Zeitpunkt des Unfalls keine Leistung abgab.
- Nach dem Unfall wurde unter anderem festgestellt, dass der Tankwählhahn auf der Position für den rechten Tank stand und die Treibstoffhilfspumpe eingeschaltet war.
- Die Halterung des Saugrohres im linken Treibstofftank hatte dieses zur Hälfte durchgescheuert. Damit konnte die Halterung in Verbindung mit Teilen der Gummiblende die Durchflussmenge so erheblich vermindern, dass die Treibstoffversorgung des Motors nicht mehr gewährleistet war.
- Das Saugrohr des rechten Treibstofftanks zeigte ebenfalls Scheuerspuren, wies aber keine Löcher auf.
- Zum Zeitpunkt des Unfalls wies das Flugzeug 11376:37 Betriebsstunden auf.
- Die letzte *fuel tank interior inspection* wurde anlässlich einer Fünfhundertstundenkontrolle am 15. März 2006 bei 11146:48 Betriebsstunden durchgeführt.
- Die Wetterbedingungen hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass es unmittelbar nach dem Abheben des Flugzeuges zu einem Motorausfall kam, weil eine Treibstoffleitung schadhaft war. Dies zwang die Pilotin zu einer Notwasserung, in deren Verlauf es zu einem heftigen Kontakt mit dem Wasser kam.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Zwischenbericht an das Bundesamt für Zivilluftfahrt

Nach Vorliegen aller wesentlichen Untersuchungsergebnisse informierte das Büro für Flugunfalluntersuchungen am 11. Juni 2009 das Bundesamt für Zivilluftfahrt mit einem Zwischenbericht, der unter anderem folgende Punkte umfasste.

4.1.2 Sachverhalt und Sicherheitsdefizit

Am 11. April 2009 um 15:05 Uhr startete eine Pilotin mit dem Flugzeug AS 202 „Bravo“, eingetragen als HB-HEM, vom Flughafen St. Gallen-Altenrhein zu einem Sichtflug. Wenige Sekunden nach dem Abheben trat ein Leistungsabfall des Motors auf und die Pilotin musste eine Notwasserung westlich des Flughafens vornehmen. Die Pilotin erlitt dabei erhebliche Verletzungen und das Flugzeug wurde zerstört.

Die umfangreichen Untersuchungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ergaben, dass der Motor, die elektrische Hilfspumpe, Treibstoffleitungen und Tankwählhahn keine Mängel aufwiesen. Ebenso konnten eine Fehlbedienung des Motors, Treibstoffmangel und ungenügende Treibstoffqualität als mögliche Ursachen für den Leistungsverlust ausgeschlossen werden.

Hingegen wurde im linken Tank des Flugzeuges folgender Defekt gefunden, welcher mit grosser Wahrscheinlichkeit den Leistungsabfall des Motors verursacht hatte: Das mit einem Grobfilter versehene Saugrohr, über das der Treibstoff aus dem Tank gepumpt wird, ist im Tank durch eine Halterung fixiert. In diese Halterung ist eine Gummiblende eingefügt, welche verhindern soll, dass sich Saugrohr und Halterung berühren. Im vorliegenden Fall hatte die Halterung das Saugrohr zur Hälfte durchgescheuert. Damit konnte die Halterung in Verbindung mit Teilen der Gummiblende die Durchflussmenge so erheblich vermindern, dass die Treibstoffversorgung des Motors nicht mehr gewährleistet war. Auch das Saugrohr des rechten Tanks zeigte Scheuerspuren, allerdings ohne dass die Wand der Leitung durchgescheuert war.

Es ist nicht auszuschliessen, dass mit vergleichbar konstruierten Tanks ausgerüstete Luftfahrzeuge diesen Defekt ebenfalls aufweisen und sich ein solcher Leistungsabfall deshalb wiederholen könnte.

4.1.3 Dringliche Sicherheitsempfehlung Nr. 412

Die Aufsichtsbehörde sollte mit geeigneten Massnahmen sicherstellen, dass Luftfahrzeuge, die mit dieser Art von Tankkonstruktion ausgerüstet sind, keine beschädigten Saugrohre aufweisen.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European aviation safety agency – EASA*) als zuständige Aufsichtsbehörde sprach am 5. August 2009 die Lufttüchtigkeitsanweisung (*airworthiness directive – AD*) Nr. 2009-0177 aus, die am 19. August 2009 in Kraft trat. Am 28. Oktober 2009 wurde diese Lufttüchtigkeitsanweisung durch die AD Nr. 2009-0233 ersetzt, in der die Anwendbarkeit auf eine weitere Bauvariante des Musters AS202 ausgedehnt wurde.

EASA AD No.: 2009-0233

EASA	AIRWORTHINESS DIRECTIVE
	<p>AD No.: 2009-0233</p> <p>Date: 28 October 2009</p> <p>Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation.</p>
<p>This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an Airworthiness Directive applies, except in accordance with the requirements of that Airworthiness Directive unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].</p>	
Type Approval Holder's Name :	Type/Model designation(s) :
None	AS 202 "Bravo" aeroplanes
SAS Number :	EASA SAS.A.067
Foreign AD :	Not applicable
Supersedeure :	This AD supersedes AD 2009-0177 dated 05 August 2009
ATA 28	Fuel – Fuel Suction Tube – Inspections / Replacement
Manufacturer(s):	FFA Flugzeugwerke Altenrhein AG
Applicability:	Model AS 202/15 and AS 202/18A aeroplanes, all serial numbers.
Reason:	<p>Fuel suction tube assembly Part Number (P/N) SA202-18112-07 is mounted in Support P/N SA202-18112-25 (in the LH tank) and P/N SA202-18112-26 (in the RH tank). A rubber seal installed in the support is meant to prevent the suction tube assembly from fraying against the support.</p> <p>Fraying of the tube assembly against the support may cause the fuel suction tube to be damaged to such an extent that the metallic support protrudes inside the tube, therefore reducing the fuel flow section area. As a result insufficient fuel is delivered to the engine leading to fuel starvation.</p> <p>Investigation of a recent accident involving an AS 202/15 revealed that the above described failure condition was the most likely cause of the engine loss of power.</p> <p>AD 2009-0177 was issued to mandate initial and repetitive inspections of the fuel suction tube assemblies and the repair or replacement of any damaged fuel suction tube assemblies on all AS 202/15 aeroplanes.</p> <p>Further investigations revealed that the fuel tanks of the AS 202/18A aeroplanes are of a similar design to model AS 202/15 aeroplanes. For the reasons described above, this AD supersedes AD 2009-0177 and extends the requirements to model AS 202/18A aeroplanes.</p>

EASA Form 110

Page 1/3

EASA AD No.: 2009-0233

	Remark: Model AS 202/15-1, AS 202/18A1, AS 202/18A2, AS 202/18A3 and AS 202/18A4 aeroplanes are not concerned by this AD.
Effective Date:	11 November 2009
Required action(s) and Compliance Time(s):	<p>(1) Within 15 Flight Hours (FH) after the effective date of this AD, unless already accomplished within the last 100FH, and thereafter at intervals not to exceed 500 FH from the last inspection, inspect for damage the fuel suction tube assembly P/N SA202-18112-07 in both fuel tanks.</p> <p>The fuel suction tubes are located inside the fuel tanks. To gain access, remove the fuel level sensor P/N SA210-08095-01 per chapter 28-40-01 of the AS 202 Shop Manual and Parts Catalogue. For the inspections, remove the fuel suction tube assembly and thoroughly inspect the interface area between the fuel suction tube assembly P/N SA202-18112-07 and its support P/N SA202-18112-25 (for the LH tank) and P/N SA202-18112-26 (for the RH tank).</p> <p>After reinstalling the fuel level sensor P/N SA210-08095-01 do a calibration test of the fuel indicating system per chapter 28-40-01 of the AS 202 Shop Manual and Parts Catalogue.</p> <p>(1.1) If any damage is found (dent, nick, fretting), before further flight replace the fuel suction tube assembly by a serviceable one or repair the fuel suction tube assembly in accordance with an approved-repair procedure.</p> <p>Note: See also photographs given in Appendix 1 of this AD.</p> <p>(2) The replacement or repair of the fuel suction tubes does not terminate the repetitive inspection requirements of paragraph (1) of this AD.</p> <p>(3) Within 30 days after any inspections, report all inspection results, negative or positive, to the Swiss Federal Office of Civil Aviation (FOCA). For that purpose, use the contact details as given in the 'Remarks' section of this AD.</p>
Ref. Publications:	<p>AS 202 Shop Manual and Parts Catalogue chapter 5-20-00.</p> <p>AS 202 Shop Manual and Parts Catalogue chapter 28-40-01, Fuel level indication LH/RH maintenance instructions.</p>
Remarks :	<ol style="list-style-type: none"> If requested and appropriately substantiated, EASA can approve Alternative Methods of Compliance for this AD. The required actions and the risk allowance have granted the issuance of a Final AD with Request for Comments, postponing the public consultation process after publication. Enquiries regarding this AD should be referred to the Airworthiness Directives, Safety Management & Research Section, Certification Directorate, EASA. E-mail ADs@easa.europa.eu For any questions concerning the technical content of the requirements in this AD, please contact: <ul style="list-style-type: none"> Federal Office of Civil Aviation (FOCA) Design and Production (STEH) CH-3003 Bern Fax: +41 (0) 31 322 59 18 E-mail: airdir@bazl.admin.ch

Appendix 1



Photo 1
Area to be inspected as seen from top of the fuel tank with Fuel level sensor P/N SA 210-08095-01 removed



Photo 2
Example of signs of damage on Fuel suction tube assembly P/N SA202-18112-07

Payerne, 12. Januar 2010

Büro für Flugunfalluntersuchungen

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

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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