



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Cessna C-182 HB-CWP
vom 6. Dezember 1988
Kefikon/TG

RESUME

Le 6 décembre 1988, un Cessna C-182 (HB-CWP) décolle à 1430 h de l'aéroport de Zurich pour un vol de contrôle technique. A une altitude de 2500 pieds, pendant la descente de retour vers Zurich, le moteur a des ratés, puis s'arrête. Le pilote tente (préchauffage du carburateur, mise des gaz) de le relancer, mais en vain. Il décide alors de procéder à un atterrissage d'urgence et choisit une petite route parallèle à l'autoroute, près de Kefikon. Au moment de se poser, les roues entrent en contact avec un terrain mou et l'avion capote.

Le pilote est indemne et sa passagère légèrement blessée. L'appareil a subi de gros dégâts et le champ des dommages insignifiants.

Cause

L'accident est dû à un atterrissage d'urgence manqué sur un terrain mou, en raison d'un système d'alimentation en carburant qui n'était pas en état de navigabilité.

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Die Cessna C-182, HB-CWP, startete am 6. Dezember 1988 um 1430 Uhr*) in Zürich zu einem technischen Kontrollflug. Auf einer Flughöhe von 2500 ft, während dem Sinkflug Richtung Zürich, begann der Motor zu stottern und setzte nach erfolglosen Versuchen des Piloten mit Betätigen der Vergaservorwärmung und Gasgeben ganz aus. Der Pilot wählte ein parallel zur Autobahn verlaufendes Strässchen bei Kefikon als Notlandeplatz. Bei der Landung bekam das Flugzeug in weichem Ackerland mit dem Fahrwerk Bodenberührung, überschlug sich und kam in Rückenlage zum Stillstand.

Der Pilot blieb unverletzt, die Passagierin wurde leicht verletzt. Das Flugzeug wurde schwer beschädigt. Es entstand geringer Flurschaden.

Ursache

Der Unfall ist auf eine missratene Notlandung in weichem Gelände infolge eines nicht lufttüchtigen Treibstoffsystems zurückzuführen.

0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von H.P. Graf geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 27. September 1989 an den Kommissionspräsidenten am 20. Oktober 1989 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0 Vorgeschichte

Am 21. November 1988 sollte das Flugzeug, welches im Freien stand, vom GAC Sektor 3 des Flughafens Zürich zur Firma Limes AG verschoben werden. Dem Piloten gelang es jedoch nicht, den Motor anzulassen. Es stellte sich heraus, dass das Motor-Drain-system eingefroren war. Dies verhinderte die Treibstoffzufuhr zum Motor. Der Pilot besprach das Problem mit den Verantwortlichen des Unterhaltbetriebes. Nach der letzten Kontrolle bis zum Unfalltag wurde das Flugzeug nicht geflogen. Nach Angaben des Piloten führte er vor dem Unfallflug eine besonders gründliche

*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+1)

Vorflugkontrolle durch. Da er wusste, dass sich möglicherweise Wasser im Treibstoffsystem befand, überprüfte er die abgelassene Benzinproben genau und konnte beim ersten Mal eine sehr geringe Menge Wasser feststellen. Bei der zweiten Entnahme von Benzinproben (Drain) fand er kein Wasser mehr.

1.1 Flugverlauf

In der Absicht einen technischen Kontrollflug durchzuführen, startete der Pilot mit einer Passagierin um 1430 Uhr in Zürich. Die dem Start vorangegangene Motorenkontrolle zeigte nichts Aussergewöhnliches. Der Steigflug und der Reiseflug auf 4500 ft QNH über Winterthur-Konstanz-Richtung VOR ZUE verliefen problemlos. Es herrschten gute Sichtverhältnisse (mehr als 10 km). Während des Fluges zog der Pilot die Vergaservorwärmung wiederholt, ohne Anzeichen von Vergaservereisung festzustellen. Der Pilot führte die vorgesehenen Kontrollen mit dem Autopiloten durch und begann nach dem Ueberflug von ZUE den Sinkflug, um nach Zürich zurückzukehren.

Während des Sinkfluges, auf einer Flughöhe von ca. 3000 ft QNH, begann der Motor zu stottern. Der Pilot zog daraufhin die bereits halb gezogene Vergaservorwärmung ganz und führte die Anflugkontrolle durch.

Als der Motor beim Bewegen des Leistungshebels zeitweise ganz aussetzte, entschloss sich der Pilot auf einer Flughöhe von ca. 2500 ft QNH zur Notlandung. Während kurzer Zeit gab der Motor wieder volle Leistung ab.

Ein mit der Autobahn parallel verlaufendes Strässchen schien ihm als Notlandeplatz geeignet. Da er für einen Direktanflug zu hoch war, flog er eine Volte. Beim Eindrehen in die "Base" musste der Pilot die Höhe halten, um eine Stromleitung zu überfliegen. Der dabei kurz geratene Endanflug verlief leicht quer zum Strässchen, wobei das Fahrwerk in den weichen Ackerboden geriet und sich das Flugzeug in der Folge überschlug.

Koordinaten der Unfallstelle: 705 550 / 267 800. Höhe: 412 m/M. Landeskarte der Schweiz 1:25000, Blatt Nr. 1052, Andelfingen.

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	1	1	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde schwer beschädigt.

1.5.2 Passagiere

Schweizerbürgerin, Jahrgang 1963.

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Flugzeug HB-CWP

Muster:	Cessna C-182 P
Hersteller:	Cessna Aircraft Corp.
Charakteristik:	Einmotoriger 4-plätziger Schulter- decker mit festem Bug-Fahrwerk
Baujahr/Werknummer:	1974/182-62992
Motor:	Hersteller: Continental Muster: 0-470-R-25A
Propeller:	Verstellpropeller Hersteller: McCauley Muster: 2A34C203
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 1.4.1980, gültig bis auf Widerruf
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch das BAZL am 11.9.1974
Zulassungsbereich:	im privaten Einsatz VFR bei Tag VFR bei Nacht IFR
Eigentümer und Halter:	Privat
Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:	Zelle: 1097:25 Std. Motor: 1097:25 Std. Propeller: 359:42 Std.

Die letzte BAZL-Zustandsprüfung
erfolgte am 13.10.1988.
Die letzte 100-Stunden-Kontrolle
wurde am 3.6.1988 bei total
1043:00 Betriebsstunden und die
letzte 50-Stunden-Kontrolle am
30.8.1988 bei total 1087:15 Be-
triebsstunden durchgeführt.

Masse und Schwerpunkt:	Die maximale Abflugmasse beträgt 2950 lbs; die Masse im Unfall- zeitpunkt betrug ca. 2400 lbs. Masse und Schwerpunkt befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.
------------------------	--

Das Flugzeug wurde am 6. Dezember 1988 mit 100 l betankt.

Totaler Tankinhalt vor dem Unfallflug:	ca. 32 US gal
Durchschnittlicher Verbrauch pro Stunde bei ca. 75% Leistung in 4000 ft:	ca. 11,5 US gal
Total Flugzeit Unfallflug:	ca. 28 Minuten
Verbrauch in 28 Minuten:	ca. 6 US gal
Benzinreserve im Unfallzeitpunkt:	ca. 26 US gal
Flugzeitreserve im Unfallzeitpunkt:	ca. 2:15 Stunden.

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Zürich

Allgemeine Wetterlage

Nordstaulage mit lokalen Schneeschauern auf der Alpennordseite.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken:	3/8 Basis um 1000 m/M und 4 - 6/8 Basis um 1500 m/M
Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	SW - W, um 10 kt, Böen bis 20 kt
Temperatur/Taupunkt:	03°C/0°C
Luftdruck:	1012 hPa QNH
Gefahren:	---
Sonnenstand:	Azimut: 218° Höhe: 11°
Bemerkungen:	---

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und dem Kontrollturm Zürich wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 Flughafenanlage

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber/Barograph

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Befunde am Wrack

1.12.1 Das Flugzeug kollidierte mit dem Fahrwerk in Lande-
richtung von etwa 270° im weichen Ackerboden vor dem Strässchen.
In einer Distanz von etwa 20 m hinter dem 20° quer zur Lande-
richtung verlaufenden Strässchen lag das Flugzeug in Rückenlage.
Das Bugrad und das rechte Hauptfahrwerkrad waren abgerissen. Die
Rumpfvorderseite sowie Propeller und Flügel waren stark beschä-
digt. Der Motor war nach links weggeknickt.

1.12.2 Im einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen
gemacht werden:

Landeklappen:	eingefahren
Höhentrimmung:	neutral
Seitentrimmung:	rechts
Tankwählschalter:	"Both"
Gashebelstellung:	Vollgas
Propellerverstellhebel- Position:	hohe Drehzahl
Gemischregulierungs- hebel-Position:	reich

Alle anderen Instrumente, Bedienungshebel und Systeme sind für
die Untersuchung nicht von Bedeutung.

Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse, Verbindungsge-
stänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Um-
lenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

Die Bauch- und Schultergurte wurden getragen und hielten der
Beanspruchung stand.

Die Deformation der Propellerblätter lässt den Schluss zu,
dass der Motor im Zeitpunkt des Unfalles keine Leistung abgab.

1.4 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.16 Besondere Untersuchungen

Nach dem Unfall wurden Benzinproben aus der Vergaserzuleitung
und aus dem Vergaser entnommen und der Eidg. Materialprüfungs-
und Versuchsanstalt (EMPA) in Dübendorf zur Prüfung vorgelegt.

Befund: Die Proben waren stark mit Wasser verunreinigt.

Starke Verunreinigung durch Rost fanden sich auch in den Tanks und im Benzinfilter.

Beide Dichtungsringe der Tankdeckel waren verrottet, die Einlaufrohre stark verrostet und undicht.

Die aus Gummizellen bestehenden Tanks wiesen im Bereich des Bodens Falten auf.

1.17 Verschiedenes

Basierend auf das FAA AD 84-10-01 gab das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 3. Juli 1984 die dieses Muster betreffende Lufttüchtigkeitsanweisung HB-84-091 heraus.

Im Text wird u.a. das Prüfen der Tankdeckelsitze auf Korrosion und Dichtheit sowie der Gummizellen auf Faltenbildung vorgeschrieben. Für den Fall, dass wegen der Faltenbildung in den Tanks eine Benzinmenge von mehr als 3 "ounces" zurückgehalten werden, wird das Anbringen einer Warnung im Cockpit folgenden Inhaltes vorgeschrieben:

"Prior to flight following exposure to rain, sleet, snow, or after fueling from an unfiltered fuel source:

1. Drain and catch the contents of the fuel gascolator, wing, and (if equipped) reservoir tanks sumps and check for water contamination.
2. Place the airplane on a level surface and lower the tail to within 5 inches of the ground (on nose gear airplanes).
3. Rock the wings 10 inches up and 10 inches down at least 12 times.
4. Drain and catch the contents of the fuel gascolator, wing, and (if equipped) reservoir tank sumps and check for water contamination.
5. If water is found in step 4 above, repeat steps 3 and 4 until no additional water is detected, or drain the entire airplane fuel system."

Diese Warnung war im Flugzeug nicht vorhanden. Die Ausführung dieser Lufttüchtigkeitsanweisung HB 84-091 wurde am 3. Oktober 1984 bei 834:53 Betriebsstunden bestätigt.

Die Lufttüchtigkeitsanweisung wurde am 31. August 1988 in Form der HB-88-178 (Beilage) neu aufgelegt, gelangte jedoch beim Unfallflugzeug noch nicht zur Anwendung.

Laut Arbeitsbericht des Unterhaltsbetriebes wurden am 1. August 1988 sowie am 12. Oktober 1988 Reparaturen an den Tankdeckeln ausgeführt. Dem Halter wurde empfohlen, den in der Lufttüchtigkeitsanweisung HB-88-178 unter (B) beschriebenen "Kit" montieren zu lassen.

2. BEURTEILUNG

Technisches

Entsprechend der Tatsache, dass keine Warnung im Cockpit angebracht worden war sollte angenommen werden können, dass bei der Ausführung der Lufttüchtigkeitsanweisung HB-84-091 am 3. Oktober 1984 die Tankdeckel dicht und die Gummizellen der Tanks in Ordnung befunden wurden. Die nach dem Unfall festgestellten Falten müssen sich wohl in der Zwischenzeit gebildet haben.

Das Flugzeug wurde relativ wenig geflogen, nur 11 Stunden in den 3 Monaten vor dem Unfall. Weil es immer im Freien stand, waren die Tankdeckel stark der Witterung ausgesetzt und konnten trotz wiederholter Reparaturen Rost ansetzen. Die dadurch entstandene Undichtheit liess Regen- und Schmelzwasser in die Tanks eindringen. Der Zustand des Benzinfiltergehäuses lässt den Schluss zu, dass sich seit geraumer Zeit Wasser im System befunden haben muss.

Spätestens bei den Unterhaltsarbeiten anlässlich der BAZL-Abnahme vom 12. - 14. Oktober 1988, als die verrosteten Tankdeckel auffielen, hätte sich die Ausführung der ohnehin bald fälligen Lufttüchtigkeitsanweisung HB-88-178 aufgedrängt. Der Unfall hätte so vermieden werden können.

Operationelles

Durch das Fehlen einer entsprechenden Warnung im Cockpit konnte der Pilot nicht wissen, dass sich die in den Tankfalten festgehaltenen Wassermengen nur mit einem speziellen Verfahren ablassen liessen.

Während des Sinkfluges muss sich das Wasser in die Benzinleitung entleert haben und dadurch den Motor zum Stottern und schliesslich ganz zum Ausfallen gebracht haben. Das vom Piloten zur Notlandung ausgewählte Strässchen war, obwohl recht schmal, geeignet. Der missglückte Landeanflug und die Landung im weichen Boden quer zum Strässchen sind dem späten Erkennen der Stromleitung im Anflug zuzuschreiben.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.

- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die Motorenpanne wurde durch mit Wasser verunreinigtes Benzin verursacht.
- Das Treibstoffsystem war beim Unfallflug nicht lufttüchtig.

3.2 Ursache

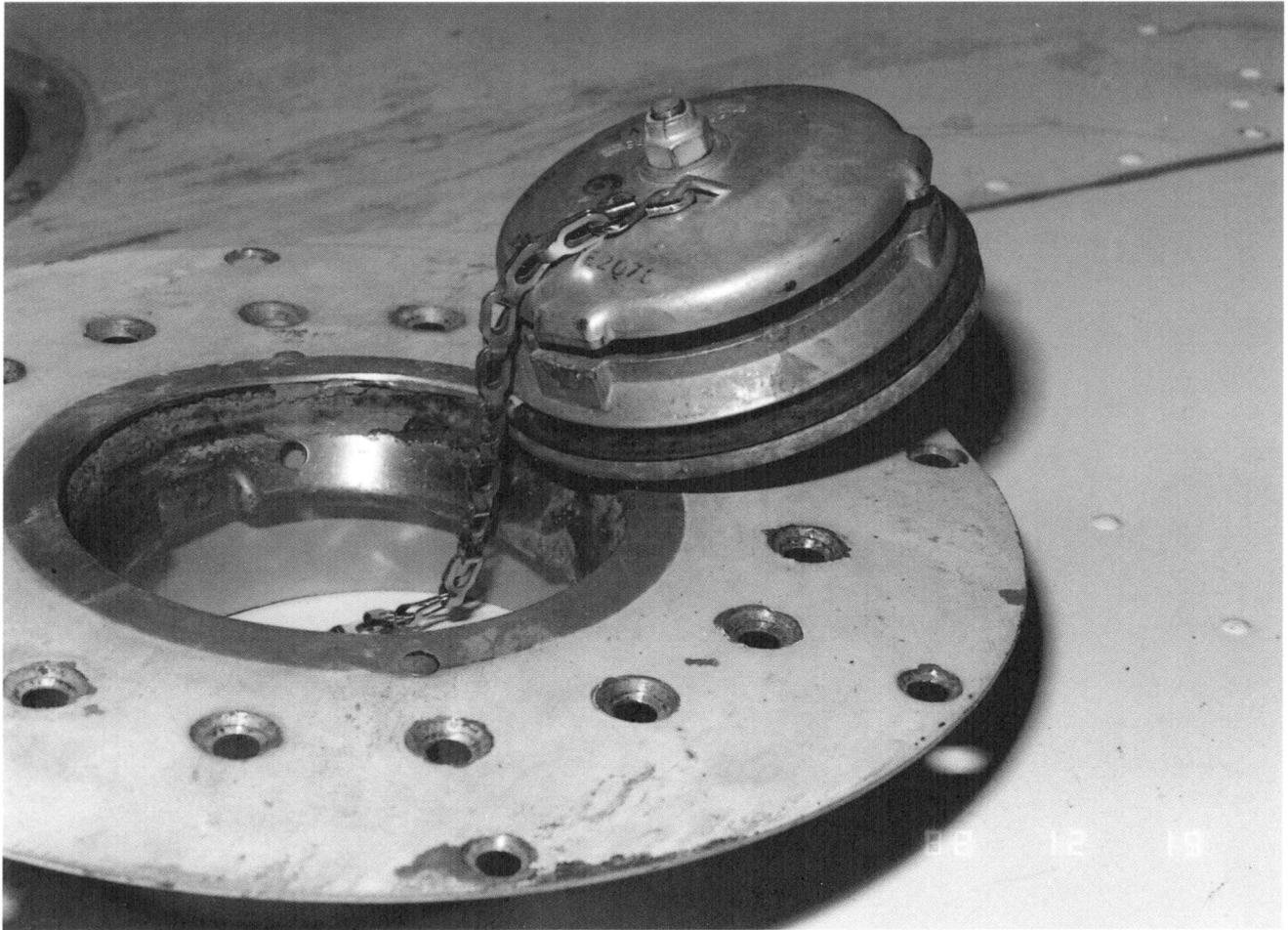
Der Unfall ist auf eine missratene Notlandung in weichem Gelände infolge eines nicht lufttüchtigen Treibstoffsystems zurückzuführen.

An der Sitzung vom 15. Dezember 1989 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin und M. Soland, an der Sitzung vom 26. Januar 1990 H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza und R. Henzelin teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

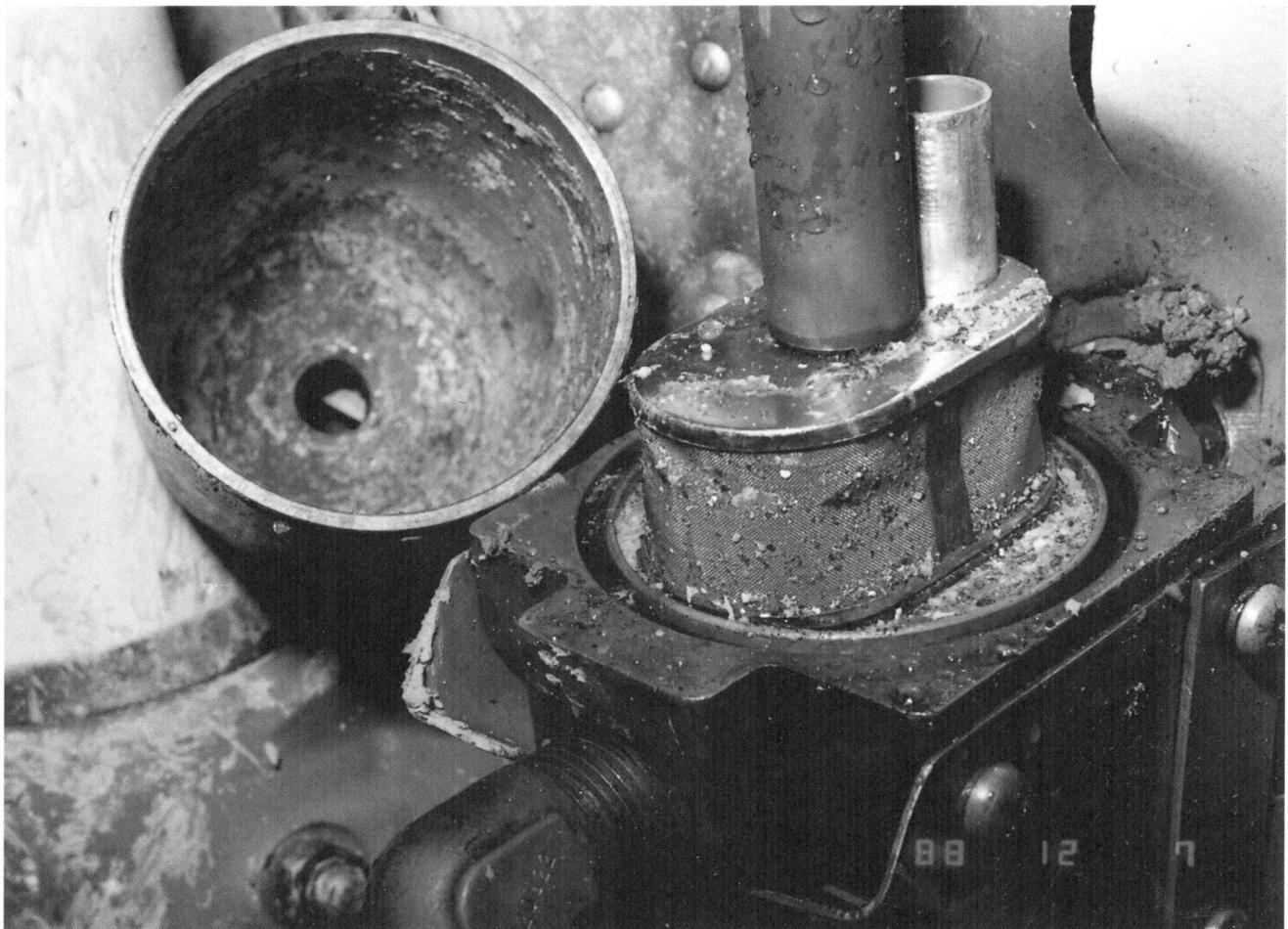
Bern, 26. Januar 1990

Eigenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Präsident:

sig. H. Angst



rechter Tankdeckel



Benzinfilter

 <p>Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) Federal Office for Civil Aviation (FOCA)</p> <p>3003 Bern/Berne/Berna</p>	<p>Lufttüchtigkeitsanweisung Consigne de navigabilité Prescrizione di aeronavigabilità Airworthiness directive</p>	<p>HB 88-178</p>
<p>Inkraftsetzung Date en vigueur Entrata in vigore Effective Date</p> <p style="text-align: right;">31.8.1988</p>		

Betroffene Muster – Types concernés – Applicabilità – Models affected

Cessna Model 180, 182, R182, 185, 188, T188, 190/195, 210-5 (205), 206, U206, TU206, P206, TP206, 207, T207, 210, T210, A182, F182, FR182 series airplanes

Anlass/Massnahmen – Objet/Mesures – Oggetto/Provvedimenti – Subject/Action

Water contamination of the fuel system, bladder fuel cells - Inspection and modification of the fuel system

Fristen – Délais – Scadenza – Compliance

See FAA AD; the effective date on this page is applicable

Herkunft – Provenance – Provenienza – Origin

FAA AD 84-10-01R1

Bezugnahme – Référence – Riferimento – Reference

Cessna Service Letters SE 79-45 and 84-8

Bemerkungen – Observations – Osservazioni – Remarks

Supersedes HB 84-091 (FAA 84-10-01)

Rechtsmittelbelehrung siehe TM Nr.
Voies de droit voir CT no. F 80.015-10
Rimedi giuridici vedi CT no.
Right to appeal see TC no.

Seite
Page
Pagina
Page

1

von
de
di
of

5

CESSNA
Airworthiness Directive
Revision
SMALL AIRCRAFT

84-10-01 R1 CESSNA: Amendment 39-4863 is further amended by Amendment 39-5940. Applies to the following series and serial numbered airplanes certificated in any category:

<u>SERIES</u>	<u>SERIAL NUMBERS</u>
180	30000 thru 50911; 18050912 thru 18053000 (1953 thru 1978) 18053001 thru 18053203 (1979 thru 1981) (optional tanks only)
182	33000 thru 53007; 18253008 thru 18266590 (1956 thru 1978)
R182	R18200001 thru R18200583 (1978)
185	185-0001 thru 18503683 (1961 thru 1978) 18503684 thru 18504414 (1979 thru 1983) (optional tanks only)
188	188-0446 thru 18803856 (1972 thru 1981) (wing tanks only) 18800967T thru 18803966T (1972 thru 1983)
T188	T18803307T thru T18803966T (1979 thru 1983)
190/195	7001 thru 7999; 16000 thru 16183
210-5 (205)	205-0001 thru 205-0577 (1963 and 1964)
206, U206, TU206	206-0001 thru U20604649 (1964 thru 1978)
P206, TP206	P206-0001 thru P20600647 (1965 thru 1970)
207, T207	20700001 thru 20700771 (1969 thru 1984)
210	57001 thru 57575; 21057576 thru 21058818 (1960 thru 1966)
T210	T210-0001 thru T210-0197 (1966)
A182	A182-0001 thru A182-0146 (1966 thru 1974)

F182 F18200001 thru F18200094 (1976 thru 1978)

FR182 FR18200001 thru FR18200020 (1978)

Compliance: Required as indicated, unless already accomplished:

To prevent power loss or engine stoppage due to water contamination of fuel system, accomplish the following:

(a) within the next 50 hours time-in-service after the effective date of this AD, on all applicable airplanes, install quick drains in the fuel tank sumps and fuel tank reservoirs where applicable, in accordance with the kits specified by Cessna Service Letters SE79-45 dated September 10, 1979, and SE84-8 dated March 16, 1984, or using equivalent aircraft standard hardware.

(b) Within the next 50 hours time-in-service after the effective date of this AD, inspect the fuel tank filler area for proper sealing in accordance with the following:

(1) On all applicable airplanes:

(i) Visually inspect the wing aft of the fuel filler for indications of inflight fuel leakage.

(ii) Visually inspect the fuel cap locking mechanism and seals for cracking, distortion, and any condition which might prevent sealing.

(iii) Remove the fuel filler caps and inspect the adapter sealing face for distortion, scratches, corrosion or any condition which may prevent the cap from sealing.

(2) In addition, on all applicable airplanes except models 190 and 195 airplanes:

(i) Visually check the sealing and security of the attachment of the adapter flange to the adapter plate paying particular attention to the adhesive (if present) between the parts.

(ii) Check the fuel cap seal by actuating the locking tab and noting that force is maintained between the cap, seal, and adapter when the tab is in the overcenter locked position or conduct a fuel cap seal test in accordance with Cessna Single Engine Service Information Letter SE82-34 dated July 23, 1982.

(3) Correct any deficiencies disclosed by the above inspections by parts replacement or adjustment, as required, before returning the airplane to service.

(c) Within the next 50 hours time-in-service after the effective date of this AD, on all applicable airplanes, except models 190 and 195, conduct an inspection for fuel tank wrinkles in accordance with the following:

(1) Drain the wing fuel tanks.

(2) Note any wrinkles which retain fluid after draining. Remove diagonal wrinkles across the inboard rear corner in the vicinity of the fuel tank drain by installation of Cessna drain kit described in Service Letter SE84-9 dated March 23, 1984, or by replacement of the fuel bladder. Verify

E10

that no wrinkles exist in the tank sump drain area before returning the airplane to service.

NOTE: The manufacturer has identified some new bladder cells which may require installation with a special adapter to prevent the formation of the above described wrinkles and has included this part with these bladder cells. Use of this part, or the drain kit, may be necessary to eliminate these wrinkles.

(3) If wrinkles are found in the tank bottom at a location other than diagonally across the inboard rear corner, determine the amount of fluid which is trapped by these wrinkles in accordance with the following:

(i) Place the airplane in the normal ground (water) attitude.

(ii) Service tank(s) with enough fuel to completely cover bottom of tank surface. Drain tank and note any wrinkles which retain fuel.

(iii) Direct all trapped fluid to the tank drain area, using a non-absorbent squeegee or other tool compatible with the fuel bladder, and drain and measure the fluid retained in both tanks.

(iv) If this total does not exceed three ounces, no further action is required.

(v) If the total quantity drained exceeds three ounces, check the snaps and fasteners for security. If necessary, blend and smooth the tank bottom to remove wrinkles. Blending may include replacement of the protective tape on the corners or edges to maintain a tank surface which will not trap excess fluid. Caution: Excessive blending or smoothing may cause leaks to develop in the tank.

(vi) If the tanks trap fluid in excess of three ounces after compliance with paragraph (v) above accomplish either paragraph (A) or paragraph (B) as follows:

(A) Fabricate using letters at least .10 inches in height, and install a placard in full view of the pilot which states as follows:

"Prior to flight following exposure to rain, sleet, snow, or after fueling from an unfiltered fuel source:

1. Drain and catch the contents of the fuel gascolator, wing, and (if equipped) reservoir tank sumps and check for water contamination.

2. Place the airplane on a level surface and lower the tail to within 5 inches of the ground (on nose gear airplanes).

3. Rock the wings 10 inches up and 10 inches down at least 12 times.

4. Drain and catch the contents of the fuel gascolator, wing, and (if equipped) reservoir tank sumps and check for water contamination.

5. If water is found in step 4 above, repeat steps 3 and 4 until no additional water is detected, or drain the entire airplane fuel system.

E11

(B) Install reduced diameter (raised filler neck) fuel caps on all fuel filler openings in accordance with Cessna Service Kit SK182-85 dated September 10, 1984. If SK182-85 is accomplished, paragraph (d) below no longer applies.

(d) Within 12 months after initial compliance with this AD, and each 12 months thereafter, reinspect the fuel filler installation of airplanes that require the placard per paragraph (c)(3)(vi) in accordance with paragraph (b) of this AD.

(e) The placard required by paragraph (c)(3)(vi) may be fabricated and installed by the airplane owner, or operator, providing that this person possesses at least a private pilot license.

(f) Airplanes may be flown in accordance with FAR 21.197 to a location where this AD may be accomplished if it is determined that no water is present in the tank from which fuel will be used.

(g) An equivalent means of compliance with this AD may be used if approved by the Manager, Aircraft Certification Office, Federal Aviation Administration, 1801 Airport Road, Room 100, Mid-Continent Airport, Wichita, Kansas 67209. Fuel cells and quick drain valves that are approved for the applicable airplanes are approved as an equivalent means of compliance in replacement of corresponding parts required to be installed by this AD.

All persons affected by this directive may obtain copies of the document(s) referred to herein upon request to Cessna Aircraft Company, Customer Service, P.O. Box 1521, Wichita, Kansas 67201; or may examine the document(s) referred to herein at the Federal Aviation Administration, Office of the Regional Counsel, Room 1558, 601 East 12th Street, Kansas City, Missouri 64106.

This amendment revises AD 84-10-01, Amendment 39-4863 (49 FR 21507, May 22, 1984), effective May 22, 1984.

This amendment, 39-5940, becomes effective on July 5, 1988.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:

Mr. Paul O. Pendleton, Aerospace Engineer, ACE-140W, Federal Aviation Administration, Wichita Aircraft Certification Office, 1801 Airport Road, Room 100, Wichita, Kansas 67209; telephone (316) 946-4427.

E12