



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Piper PA-18-180 HB-ORW

vom 31. Juli 1968

im Zürichsee (Zollikon)

Sitzung der Kommission

12. Dezember 1969

S C H L U S S B E R I C H T

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Piper PA-18-180 HB-ORW

vom 21. Juli 1968

im Zürichsee (Zollikon)

0. ZUSAMMENFASSUNG

Am Sonntag, 21. Juli 1968, startete der Pilot auf dem Flugplatz Kloten mit dem Flugzeug Piper Supercub HB-ORW zusammen mit einem Funktionär der Kantonspolizei zu einer Verkehrsüberwachungsaktion aus der Luft im Rahmen der Radiosendung "chömed guet hei".

Nach einer Flugzeit von ca. 12 Minuten trat über dem unteren Zürichseebecken bei Wollishofen eine Motorpanne ein, die den Piloten zu einer Notwasserung zwang, welche einwandfrei gelang. Nach dem Stillstand auf dem Wasser sackte das Flugzeug langsam ab. Die unverletzte Besatzung konnte das Flugzeug rechtzeitig verlassen.

Am Flugzeug traten, ausser dem bereits in der Luft schwer beschädigten Motor, lediglich Wasser- und Bergungsschäden auf.

Die Notwasserung war die Folge eines Motordefektes. Ob primär die Ursache in einem Schmierölmangel lag, oder auf den Bruch eines Ölabstreifringes zurückzuführen ist, liess sich nicht ermitteln.

1. UNTERSUCHUNG

Die Voruntersuchung wurde mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 30. Dezember 1968 an den Kommissionspräsidenten abgeschlossen am 27. Januar 1969.

Die Kantonspolizei Zürich hat unmittelbar nach dem Unfall Erhebungen vorgenommen und einen ausführlichen Rapport erstellt.

Keine fliegerischen Ausweise.

23. Flugzeug HB-OSW

Eigentümer und Halter:	Schweiz. Rettungsflugwacht, Zürich (SRFW)
Hersteller:	Piper Aircraft Corporation, Lock Haven, Pa. USA/ Firma M. Dätwyler & Co., Bleienbach, Schweiz (Fa. Dätwyler)
Verkehrsbewilligung:	vom 4. Juni 1968, gültig bis 20. Mai 1969
Muster:	Piper PA-18-180
Baujahr:	1968, Werknummer MDC 1041
Charakteristik:	Zweisitziger, abgestrebter Schulterdecker in Mischbauweise, Sitze in Tandemanordnung, verstärktes Fahrwerk mit Fly-Lite-Ski-Ausrüstung, Modell 3000.
Motor (s.512 und 64):	Lycoming, 180 PS, laut Motorenbuch LO-360-B1B / 0- 360-B1B, Baujahr 1968, Werknummer L-316-51
Propeller:	Mc Cauley 1-A-200 / FA 8240, Werknummer: 101.858
Gewichte und Schwerpunkt:	
Höchstzulässiges Fluggewicht	794 kg
Rüstgewicht (mit Skiausrüstung, ohne Schalldämpfer, Aufhängung und Tachograph)	
	584 kg
Zuladung	210 kg
Gewicht beim Unfall:	

Rüstgewicht	584 kg
Insassen ca.	190 kg
Benzin ca.	70 kg
Öl ca.	6 kg
Zusätzliche Funkausrüstung ca.	5 kg
Schalldämpfer, Tachograph, Aufhängung (s. 515)	
	<u>ca. 10 kg</u>
	<u>ca. 865 kg</u>

Der Schwerpunkt lag beim Unfall innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

24. Gelände:

(Landeskarte der Schweiz 1:25'000, Blatt 1091 Zürich)

Der Unfall ereignete sich im unteren Zürichseebecken, zwischen Schiffstation Zollikon und Seepolizei Tiefenbrunnen, ca. 250 m vom Nordostufer entfernt, im Gemeindebann Zollikon, Zürichsee. Koordinaten: 244'300/684'925.

25. Wetter (laut Bericht der MZA)

Allgemeine Wetterlage:

Hochdruckgebiet über Irland, Tief über Italien, im Mittelland bewölkt.

Wetter im Unfallgebiet:

Bewölkung:	Total 4/8, 4/8 Cumulus mit Basis in 2000 m/M
Sicht:	30 km
Wind:	Nordost 10 Knoten, Böen bis 15 Knoten
Temperatur/Feuchtigkeit:	+ 18°C und 45 %
Turbulenz:	leicht, im Lee der Zürichbergkette
Luftdruck:	12 mb über Standard, d.h., auf 406 m/M = 977 mb

Sonnenstand:

Elevation = 25°,

Azimut = 273°

26. Organisation

Der Unfall ereignete sich anlässlich einer Überwachungsaktion des Strassenverkehrs aus der Luft, im Raume Zürich-Wollishofer/Ausfahrt N3 bis Obersee.

3. FLUGVERLAUF UND UNFALL

31. Flugvorbereitung und Unfallflug

Das Flugzeug HB-ORW wurde vom Piloten auf den Nachmittag des 21. Juli 1968 beim Amt für Luftverkehr in Kloten zur Aushangarierung bestellt, mit dem Auftrag, dieses zu $\frac{3}{4}$ aufzutanken.

Ca. 1705 startete der Pilot den Motor vor dem Hangar Nord. Da dem Piloten noch einige Gegenstände ins Flugzeug gebracht werden mussten, drehte der Motor während einiger Minuten mit 1000 bis 1500 RPM bevor die "Taxi clearance" für Graspiste 10 verlangt werden konnte.

Im "Holding" der Graspiste 10, das ca. 200 m vom Hangar Nord entfernt ist, wollte der Pilot den Motor abbremesen. Er stellte aber beim Gasgeben fest, dass der Öldruck zu niedrig war, indem der Zeiger nur bis ungefähr Mittelstellung zwischen 0 und dem Beginn des grünen Bereiches ausschlug.

Der Pilot rollte hierauf sofort zum Hangar zurück und erbat die Vornahme der Ölstandkontrolle. Der Tankwart vom Service-dienst des Amtes für Luftverkehr stellte am Ölmesstab, der die Marken 4, 6, 8 Quarts aufweist, eine Ölstandhöhe von ca. 2 bis 2 $\frac{1}{2}$ cm, entsprechend ca. 2 Quarts fest. Es fehlten somit ungefähr 5 Liter Öl, die nachgefüllt wurden.

Hierauf startete der Pilot den Motor wieder und nachdem er normale Öldruckanzeige festgestellt hatte, rollte er erneut zum Start.

Beim Abbremesen des Motors lagen jetzt nach Angaben des Piloten die Anzeigen für Öldruck, sowie auch diejenigen für Öl- und Zylinderkopftemperatur innerhalb der Toleranzmarken. Der

Tourenabfall betrug 150 bis 200 RPM.

Der Start erfolgte um 1723 und der Flugweg führte über Dübendorf, Zürichberg nach dem unteren Zürichseebecken. In der Gegend von Wollishofen war eine Flughöhe von ca. 600 m über Kloten, d.h. ca. 1000 m/M erreicht.

Der Pilot gibt an, dass er zufolge der Feststellungen vor dem Start etwas misstrauisch geworden sei und daher der Überwachung der Bordinstrumente, vorweg Öldruck, Öl- und Zylinderkopftemperatur, besondere Aufmerksamkeit geschenkt habe. Trotzdem er keine abnormale Anzeige feststellen konnte, entschloss sich der Pilot, den Flug abubrechen.

Wenige Augenblicke später begann der Motor zu rattern und zu schütteln. Austretendes Öl verschmierte die Frontscheibe augenblicklich und verunmöglichte jede Sicht nach vorn. Zur Verbesserung der Sichtverhältnisse öffnete der Pilot sofort den oberen Türflügel und schaltete die Zündung aus.

Als Ort für die unvermeidlich gewordene Notlandung fasste der Pilot zuerst die Allmend Wollishofen ins Auge. Wegen Gefährdung von Menschen und der vielen Hindernisse wegen liess er diesen Plan fallen und er entschloss sich zur Notwasserung auf dem Zürichsee. Das Gebiet bei der Seepolizeistation Tiefenbrunnen schien der vielen Badenden und der Boote wegen als ungeeignet, weshalb er eine grössere hindernisfreie Wasserfläche zwischen Zollikon und Tiefenbrunnen wählte.

Als Vorbereitung für die Notwasserung wurden die Ski hinuntergepumpt, die Landeklappen jedoch nicht ausgefahren. Der Anflug erfolgte mit relativ hoher Geschwindigkeit in spitzem Winkel zum Wasser. Das Flugzeug glitt auf der Seeoberfläche, nach dem Piloten, wie auf weichem Schnee. Erst beinahe im Stillstand und ohne sich zu überschlagen, begann die HB-ORW langsam abzusinken.

Passagier und Pilot konnten das Flugzeug rechtzeitig verlassen und wurden von einem Polizeiboot übernommen. Später wurde die HB-ORW von der Seepolizei in 35 m Tiefe geortet, anschliessend gehoben und gegen 2300 an Land gebracht.

4. SCHÄDEN

41. Personenschäden:

Pilot und Passagier blieben unverletzt.

42. Flugzeugschäden:

Leichte Bergungs- und grössere Wasserschäden.

43. Drittschäden:

Keine.

5. SPÄTERE FESTSTELLUNGEN

51. Vorgeschichte des Flugzeuges

511. Zelle

Das Flugzeug HB-ORW, ursprüngliches Baujahr 1962, wurde erstmals am 5. Juli 1964 bei einer Landung beschädigt und anschliessend unter Verwendung von Original-Supercubteilen durch die Fa. Dätwyler wieder aufgebaut.

Am 17. April 1967 wurde das Flugzeug anlässlich einer Notlandung zufolge Motorpanne erneut schwer beschädigt und wiederum unter Verwendung von Originalteilen aus USA durch die Fa. Dätwyler auf- und umgebaut.

Seit diesem Umbau wies die Zelle eine Betriebszeit von ca. 31 Std. auf.

512. Motor

Anlässlich des Auf- und Umbaus des Flugzeuges HB-QRW 1967/1968 wurde der Lycoming Motor 0-320-A2B von 150 PS durch einen Motor 0-360-A2D von 180 PS ersetzt. Dieser Motor wurde von der Fa. Dätwyler zusammengestellt mit zum Teil revidierten Bestandteilen verschiedener Lycoming 10-360 und 0-360 Motoren, ausserdem wurden dazu neue USA-Originalteile verwendet. Laut Lycoming ist dieses Vorgehen zulässig.

Für den Aufbau wurden nach Angabe der Fa. Dätwyler unter anderem folgende Teile verwendet (Lycoming Bezeichnung):

Cylinder Assembly	3 x Nr. 73156
	1 x Nr. 73134

Piston	4 x Nr. 72967
Top / 2 nd / 3 rd Ring	12 x 74241
Oil Regulation Ring	4 x 73857

Laut Lycoming:

"Piston PN 72967 is approved for installation on-I0-360B and O-360A model engines. However, this type of piston has been superseded some time ago but no Avco Lycoming Service Bulletin or Service Instruction has been issued indicating that piston PN 72967 is not anymore serviceable.

Piston Ring (oil regulating) PN 73857 is not approved for installation on Piston PN 72967 and should be PN 69457 (Piston ring PN 73857 is used with Piston PN 75089)."

Avco Lycoming Service Bulletin Nr. 1037 D vom 27. Mai 1966 führt für 0-360-A Motoren mit nitrierten Zylinderbuchsen auf:

Cylinder Assembly:	73134	74973
Piston:	75089	75089
Top / 2 nd Comp. Ring:	74241	74241
Oil Regulating Ring:	73853	73857

Die gleichen Angaben enthält die technische Mitteilung der MAN Turbo SI 1037 D vom 14. März 1967.

In einem Schreiben vom 30. September 1968 hält Lycoming fest:

"Cylinders PN 73156 nitrited (I0-360B)
PN 73134 nitrited (0-360A)

Both above mentioned P/Nos are permissible for installation on the 0-360A series engines. PN 73134 can be modified to PN 73156 and can then be installed on the I0-360 series engines."

Seit dem Umbau wies der Motor eine Betriebszeit von ca. 45 Std. auf.

513. Überholungsvorschriften

Die Richtlinien für den Betrieb von Lycoming Motoren sind festgelegt im Operators Manual Avco Lycoming vom Juli 1967.

Das "Overhaul Manual, Lycoming Aircraft Engines" mit Revisionen April 1966, Juli 1967, Februar 1968, enthält die

generellen Überholungsvorschriften mit Toleranztabellen und Prüfvorschriften. Es wird ergänzt durch eine Reihe von Service Bulletins und Service Instructions.

Die im Zusammenhang mit dem Vorfall interessierenden Vorschriften sind in der Beilage 2 zum Bericht im Detail aufgeführt.

514. Abnahme durch Eidgenössisches Luftamt

Die Abnahme des Flugzeuges mit dem 180 PS Motor durch das Eidgenössische Luftamt erfolgte am 30. Mai 1968. Der Prüfflug beschränkte sich wegen ungünstiger Witterung auf einen kurzen Funktionsflug. Befund des Eidgenössischen Luftamtes: "Zelle, soweit feststellbar in Ordnung. Triebwerk in Ordnung, ruhiger Lauf. Vollgas nicht erflogen."

515. Schalldämpfer

Beim Unfall war der Motor mit einem nicht zugelassenen Schalldämpfer ausgerüstet.

Es konnte nicht ermittelt werden, wann die Fa. Dätwyler diesen Schalldämpfer montiert hat.

516. Flugbetrieb

Nach der Abnahme und einer Reihe von Kontrollflügen am 1. und 2. Juni 1968 durch die Fa. Dätwyler und die SRFW ist das Flugzeug durch die SRFW am 5. Juni 1968 zuerst nach Kloten und am 6. Juni 1968 zum Taufakt nach Ragaz überflogen worden. Anschliessend ist die HB-ORW zur Nachkontrolle und Vornahme einiger kleinerer Arbeiten unter anderem Einbau eines Peravia Tourenschreibers nach Bleienbach zurückgeflogen worden.

In der Periode vom 21. Juni bis 21. Juli 1968 beträgt die Flugzeit 11 Std. 23 Min. und die Motorlaufzeit 16 Std. 34 Min.

Gemäss Tachogramm erreichte der Motor in der Zeit vom 6. Juli bis 21. Juli 1968 nie mehr als 2500 RPM. Im Durchschnitt lag die Drehzahl meistens wesentlich darunter. Der in dieser Periode festgestellte Ölverbrauch von 0,714 l/Std. Motorlaufzeit ist gegenüber dem im Operators Manual bei 2450 RPM angegebenen Wert von max. 0,700 l/Std als zu hoch, zum mindesten aber als an der obersten Grenze liegend anzusehen.

Feststellungen betr. rauhen Lauf des Motors-, sowie Auspuffrauch müssen als subjektiv, zum mindesten als unsicher bewertet werden. Die Lage des Auspuffs an der Rumpfunterseite des Flugzeuges verunmöglichte dem Piloten die Feststellung von Auspuffrauch.

Bei der Magnetprüfung betrug der Tourenabfall am 21. Juli 1968 nach Angaben des Piloten ca. 150-200 RPM, eine Feststellung, die der Fa. Dätwyler nicht bekannt war. Dazu wird festgestellt:

Lycoming Operators Manual, Juli 1967 Section III, 6 Ground Check a(5)b, Seite 3-5,

"b) Switch from both magnetos to one and note drop-off, return to both until engine regains speed and switch to the other magneto and note drop-off, then return to both. Normal drop-off is 100 RPM. Drop-off should not exceed 125 RPM and should not exceed 50 RPM between magnetos. A smooth drop-off past normal is usually a sign of a too lean or too rich mixture".

517. Unterhalt

Nach Übergabe des Flugzeuges an die SRFW hatte sich die Fa. Dätwyler offeriert, das Flugzeug vorerst noch unter ihrer Kontrolle zu halten. Am 12. Juni 1968 wurde ein Ölwechsel vorgenommen und am 22. Juni 1968 der Ölstand kontrolliert und in Ordnung befunden. Bis am Unfalltag hat die Fa. Dätwyler kein Öl mehr aufgefüllt. Die tägliche Wartung des Flugzeuges war Sache des Halters.

In Kloten wurde das Flugzeug durch das Service-Personal des Amtes für Luftverkehr bereitgestellt. Dieses kontrolliert Öl und Benzin bei Privatflugzeugen nur auf speziellen Auftrag hin. Am 6. Juli 1968 wurde der Ölstand kontrolliert und selber 1 Liter Aero-Shell 80 aufgefüllt; nach dem Auftanken zeigte der Massstab ca. 8 US qts.

518. Ölverbrauch

Das Avco Lycoming Operators Manual vom Juli 1967, Section III, Seite 3-14, gibt an:

Ölverbrauch	0-360-A	180 PS Motoren:	
PS	RPM	Max. Oil qts/h	Consumption L/ h
180	2700	1,0	0,946
75% = 135	2450	0,74	0,700
65% = 117	2350	0,64	0,606

1 US quart = 0,946 Liter

Beim Versuch, den Ölverbrauch des Motors der HB-ORW während der verschiedenen Betriebsphasen festzustellen, ergaben sich für die Zeit vom 28. Mai bis zum 21. Juli 1968 nachstehende Resultate:

28.5 Prüflauf

Ölverbrauch pro Motorlaufstunde = 0,264 l/Std.

30.5 bis 12.6.68 Flugbetrieb bis 2. Öl.

Ölverbrauch pro Motorlaufstunde unbekannt*

Ölverbrauch pro Flugstunde = ca. 0,246 l/Std.*

12.6 bis 6.7.68 Flugbetrieb 2. Phase

Ölverbrauch pro Motorlaufstunde = ca. 0,104 l/Std.*

Ölverbrauch pro Flugstunde = ca. 0,130 l/Std

6.7. bis 21.7.68 Flugbetrieb 3. Phase

Ölverbrauch pro Motorlaufstunde = 0,714 l/Std.

Ölverbrauch pro Flugstunde = 1,152 l/Std.

Die mit * bezeichneten Werte sind teils unvollständig und nicht absolut zuverlässig, weil der Peravia Tourenschreiber vor dem 12.6.1968 noch nicht im Betrieb war und daher die Motorlaufzeiten nicht bekannt sind. Es wurde auch nirgends festgehalten, wieviel Öl vor dem Ölwechsel gefehlt hat.

52. Schadenuntersuchung

521. Flugzeugzelle

Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte dafür, dass sich die Zelle des Flugzeuges beim Unfallflug nicht in luft-tüchtigem Zustand befunden hätte.

522. Motor

Der Motor des Flugzeuges ist in den Werkstätten der Firma Th. Giger AG in Zürich, in Gegenwart des Untersuchungsleiters und teilweise von der Fa. Dätwyler, durch Spezialisten zerlegt und beurteilt worden.

523. Einzelteile des Motors

Das Motorgehäuse wies auf der Oberseite, zwischen Zylinder 2 und Verschraubung der beiden Gehäusehälften, einen durch Gewalteinwirkung von innen verursachten Ausbruch von ca. 15 x 17 cm auf, durch den anscheinend verschiedene Bruchstücke von Motorteilen im See verloren gingen. Der Unterteil des Motorgehäuses war mehrfach gerissen (s. Beilage 1, Bild 1).

Zylinder No. 1: Die Zylinderbüchse war am unteren Rand durch Schlageinwirkung verbogen und teilweise gerissen. Im Innern wies sie starke Schlag- und Schleifspuren auf. Zur Herausnahme des noch im Zylinderoberteil sitzenden, zerstörten und verklemmten Kolbens musste die Zylinderbüchse aufgeschnitten werden.

Kolben No. 1 war bei den Kolbenaugen abgerissen worden und seine untere Hälfte fehlte. Die Bruchflächen des Kolbenoberteils waren vollständig verhämert und auch das Kolbeninnere wies starke Schlagspuren auf. Auf dem Kolbenboden konnten Ölablagerungen bis zu 0,6 mm Dicke festgestellt werden. Im Kolbenoberteil befanden sich noch zwei ganze und ein gebrochener Kompressionsring. Sie waren zufolge Rostbildung nicht mehr beweglich. Der Ölabstreifring (oil regulating ring) fehlte.

Pleuel No. 1 wies eine starke, durch Gewalteinwirkung entstandene Verkrümmung in Fragezeichenform auf. Die untere Lagerhälfte am Pleuelfuss war aussen durch Schlagwirkung beschädigt. Der noch im Pleuelkopf sitzende, einseitig verschobene Kolbenbolzen wies an beiden Enden ebenfalls starke Schlagspuren auf (Bild 2 Mitte).

Zylinder No. 2 konnte normal ausgebaut werden. Die Zylinderbüchse wies deutliche Längsriefen und starke Ausbrüche am

unteren Rand auf (Bild 1).

Kolben No. 2 wies beidseitig Ausbrüche und Risse auf. Starke Riefen am Kolbenhemd rührten vermutlich von im Öl mitgeführtem feinem Metallschlamm her. In das Kolbeninnere geschleuderte Bruchstücke des Pleueiffusses haben dort Schlagspuren hinterlassen. Auch hier mass die Ölkohleschicht auf dem Kolbenboden ca. 0,6 mm.

Die drei Kompressionsringe waren ganz und in den Nuten frei beweglich, dagegen war der Ölabstreifring (oil regulating ring) gebrochen. Die Bruchflächen zeigten deutliche Schleifspuren, die bewiesen, dass dieser Ring bereits vor der Demontage gebrochen war. Er wies zudem an verschiedenen Stellen deutliche Spuren erhöhter Abnutzung auf.

Pleuel No. 2 war am Übergang vom Pleuelschaft zum Pleueiffuss abgerissen. Die untere Hälfte des Pleuellagers fehlte. Zwei Trümmerstücke der oberen Hälfte waren vorhanden. Der Pleuelschaft wies starke Schlagspuren auf und war zudem vom Pleueiffuss an aufwärts intensiv blau angelaufen. Die Lagerschalen waren zu dünnem Blech ausgewalzt (Bilder 2 rechts und 3).

Zylinder No. 3 und 4 waren normal ausbaubar und die Büchsen wiesen auf den Laufflächen, zum Teil über den ganzen Umfang verteilt, deutlich sichtbare Längsriefen auf.

Kolben No. 3 und 4 waren intakt. Sie mussten mit Pressluft aus den Zylindern gedrückt werden. Deutliche, zum Teil starke Längsriefen, wurden besonders auf der belasteten Seite der Kolben festgestellt. Die Kompressions- und Ölabstreifringe (oil regulating ring) waren bei der Demontage intakt und frei in den Nuten beweglich. Es ist festgestellt worden, dass die Ölabstreifringe (oil regulating ring) ein Seitenspiel von 0,75 bis 0,8 mm aufwiesen. Das Bild der Ölkohleablagerungen auf den Böden aller 4 Kolben war ähnlich. Die Dicke der Schicht erreichte, wie besonders bei Kolben 2 festgestellt, bis zu 0,6 mm (Bild 4).

Pleuel No. 3 und 4 waren intakt, lediglich die Lagerschalen zeigten Hitze- und Kratzspuren. (Bild 2 links)

Zündkerzen: Das Zündkerzenbild war zufolge bereits eingetretener Korrosionserscheinungen, herrührend von eingedrungenem Wasser, stark verwischt. Es konnte aber doch festgestellt werden, dass die unten liegenden Kerzen bedeutend stärker verschmutzt waren als die oben liegenden.

Kurbelwelle: Die Lagerzapfen der Kurbelwelle waren an den Laufflächen blau angelaufen. Der Pleuelzapfen No. 2 war stark angefressen und die Ölbohrung durch Lagermetall verstopft. Der Vorderteil des Kurbelwellenarmes von Pleuel No. 2 war stark abgeschliffen (Bild 5).

Haupt- und Pleuellager: Alle Lagerschalen wiesen Schäden auf, die durch im Öl mitgeführte und von der Zerstörung des Motors herrührenden Metallteilchen entstanden sind. Die Lagerschalen von Pleuel No. 2 waren zu dünnem Blech ausgewalzt (Bilder 3 und 6).

Ölpumpe: Funktionsmässig noch in Ordnung. Sie wies an der Laufbahn der Räder Kratzspuren durch Fremdkörper auf.

Ölsieb: Aussen grob- und innen feinmaschig. Es enthielt grössere Mengen von feinen, mittelfeinen bis groben Metallteilen.

6. DISKUSSION

61. Pilot

Der Pilot war im Besitze eines gültigen Ausweises.

62. Wetter

Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfallhergang.

63. Flugzeugzelle

Die Zelle stand mit den Unfallursachen nicht in Zusammenhang.

64. Motorzusammenbau

641. Der Beauftragte war aufgrund eines Ausweises für Luftfahrzeugkontrolleure der Kategorie I berechtigt gewesen,

die_Arbeiten am Flugzeug HB-ORW auszuführen.

642. Die Verwendung gebrauchter und neuer Originalteile in Lycoming-Motoren ist erlaubt. Dagegen ist die Kombination Kolben PN 72967 und Ölabstreifring PN 73857 (oil regulating ring) nicht zulässig, weil dann das Seitenspiel der Ölabstreifringe (oil regulating ring) zu gross ist, was zu hohem Ölverbrauch und zu einer dickeren Ablagerung auf den Kolben führen kann.

643. Bei der Totalrevision wurde der Original-Einspritz-Motor, Typ 10-360, in einen Vergasermotor Typ 0-360 von 180 PS umgebaut. Trotzdem wurde die alte Kenntafel verwendet. Richtigerweise hätte der Motor nach dem Umbau mit 0-360-A2D 180 PS bezeichnet werden sollen.

644. Die Montage des nicht zugelassenen Schalldämpfers hatte u.a. eine Erhöhung des Rüstgewichtes und einen merklichen Motorleistungsabfall zur Folge.

Die Unterlassung der Meldung an das Eidg. Luftamt hatte zur Folge, dass die Betriebsanweisung nicht den neuen Verhältnissen angepasst wurde (Rüstgewicht, Zuladung, Leistung, usw.).

65. Unterhalt

Die Ölstandskontrolle wurde nicht ordnungsgemäss durchgeführt. Der Umstand, dass in Kloten keine Instanz mit der Kontrolle und Wartung des Flugzeuges HB-ORW beauftragt war und dass zudem der Ölkontrolle seitens der SRFW besonders in der Phase vom 6.7. bis 21.7.1968 ungenügende Beachtung geschenkt wurde, macht es verständlich, dass der Anstieg des Ölverbrauches nicht rechtzeitig erkannt und damit auch den Ursachen nicht nachgeforscht wurde.

66. Unfallflug

Das Abfluggewicht lag mindestens 70 kg über dem zulässigen Höchstgewicht.

Der Pilot unterliess vor dem Anlassen des Motors die Ölstands-

kontrolle und stellte erst beim Abbremsen fest, dass der Öl-
druck zu niedrig war.

Der Zeitpunkt des raschen Anstieges des Ölverbrauches vor dem
21.7.1966 kann nicht genau bestimmt werden. Es ist möglich,
dass die falschen Ölabstreifringe (oil regulating ring) mit zu
viel Seitenspiel durch Kippbewegungen eine rasche Abnutzung
erlitten haben. Unterstützt durch Pumpbewegungen dieser Ringe
musste der Ölverbrauch nach einer gewissen Betriebsdauer, d.h.
wenn die Abnutzung genügend fortgeschritten war und speziell
wenn dann eventuell noch 1 bis 2 Gelabstreifringe (oil
regulating ring) gebrochen waren, rasch zunehmen. Die primären
Schäden sind vermutlich am Pleuellager 2 entstanden, das
zufolge Ölmangel heiss lief. Der stark blau angelaufene
Pleulfuss spricht jedenfalls für diese Annahme. In der Folge
gelangte Lagermetall vor die Schmieröffnung im
Kurbelwellenzapfen, verschloss dieselbe und die unterbrochene
Schmierung führte zur Zerstörung des Pleuellagers 2. Das
Lagermetall ist zu dünnem Blech ausgewalzt worden und der
Pleuel 2 wurde zufolge der Schlagwirkung, bedingt durch das
grosse Spiel im Lager, am Fuss abgerissen.

Bruchstücke des Pleulfusses und -lagers wurden in Zylinder 2
und zum Teil auch in Zylinder 1 geschleudert, wo sie sich
zwischen Kolbenwand und Pleuel verklemmt haben müssen. Dies
führte zu Eindrücken und Ausbrüchen bei Kolben 2 und zum
Zerreißen des Kolbens 1. Die im Vorderteil des Motors herum-
geschleuderten Bruchstücke haben auch zum Ausbruch im Motor-
gehäuse geführt. Dies führte zur Zerstörung des Motors während
des Fluges.

Der Entschluss des Piloten, den Flug abubrechen sowie das
Verhalten während der Notlandung, waren zweckmässig.

7. SCHLUSS

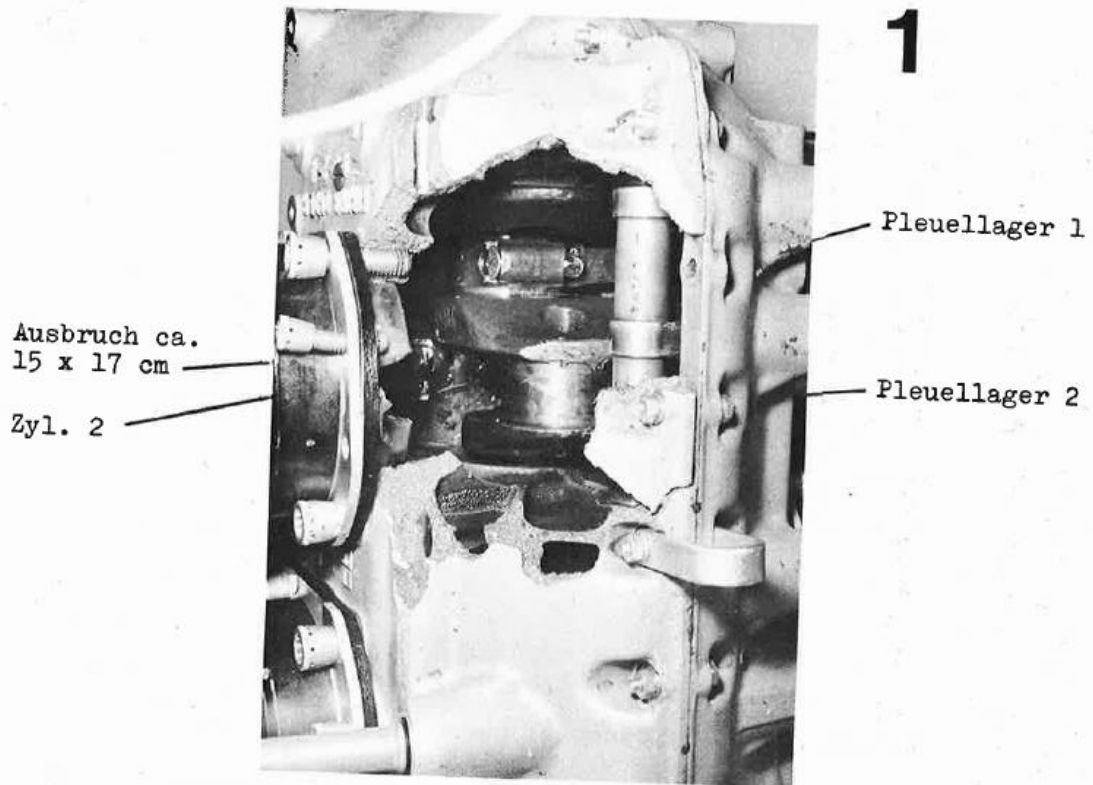
Die Kommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss:

Die Notwasserung war die Folge eines Motordefektes. Ob primär
die Ursache in einem Schmierölmangel lag, oder auf den Bruch
eines Ölabstreifringes zurückzuführen ist, liess sich nicht
ermitteln.

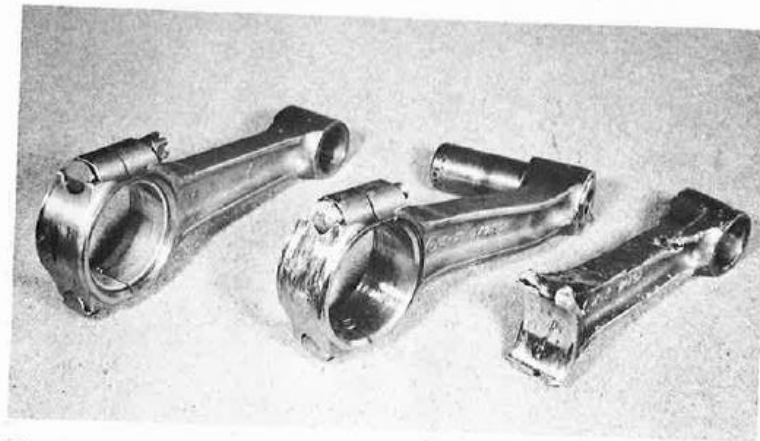
Bern, den 12. Dezember 1969

Ausgefertigt am 18. Dezember 1969

Detail des Ausbruches im Motorgehäuse



Pleuel No. 3, 1 und 2



Pleuel No.3

Pleuel No.1

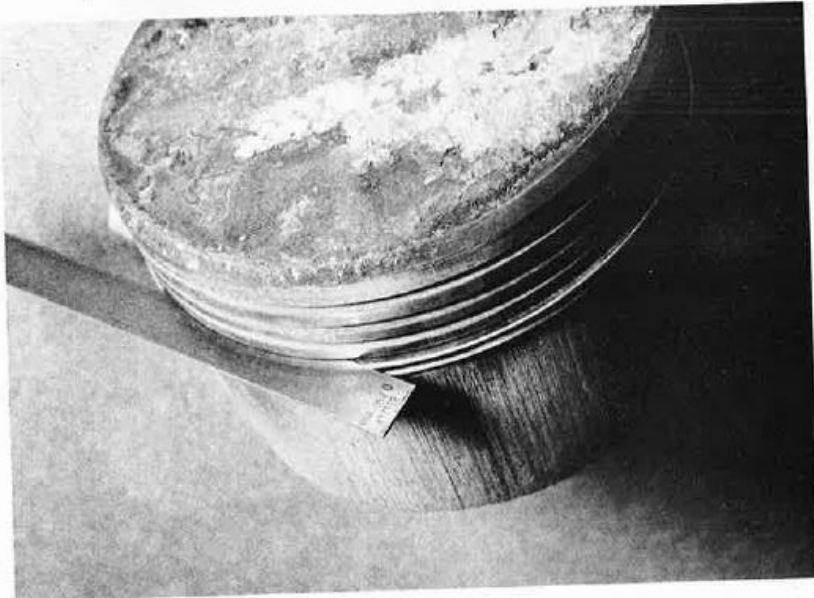
Pleuel No.2

Bruchstücke der zu dünnem Blech ausgewalzten
Lagerschalen von Pleuellager No. 2



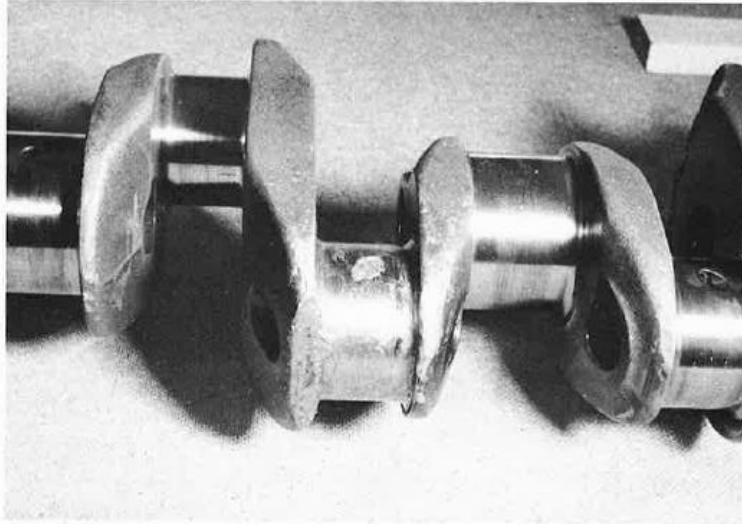
3

Kolben No. 3 (Seitenspiel des Oelabstreifringes)



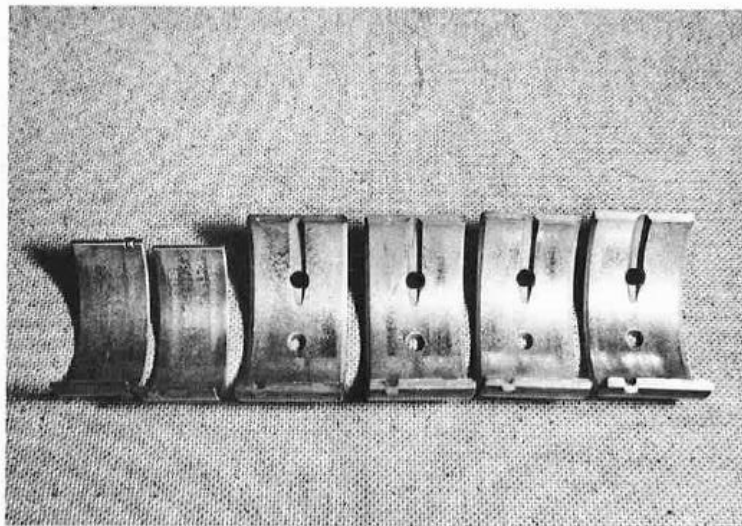
4

Kurbelwellenzapfen von Pleuel No. 2 (Schmier-
öffnung verstopft)



5

Kurbelwellen- und Pleuellagerschalen
(Kratzspuren)



6

Flugunfall HB-ORW vom 21.7.68

Für den Zusammenbau und Betrieb des Motors Lycoming O-360-A2D 180 PS massgebliche Richtlinien, Empfehlungen und Vorschriften.

I. Overhaul Manual, Lycoming Aircraft Engines

Revisionen: April 1966, Juli 1967, Februar 1968

Section II	General Descriptions
Section III	General Overhaul Procedures
Section VI	Cylinders, Pistons Valve Train
Section IX	Test Procedure
Section X	Table of Limits

Im Hinblick auf die Verwendung von Ölabbstreifringen (oil regulating ring) mit zu grossem Seitenspiel interessiert hier im Besonderen:

Section VI, Abschn. 6-32, Fig. 6-11, Seite 6-9 "6-32a: Side clearance between piston ring and piston (514, 515, 516 und 517)

Pistons for Avco Lycoming opposed engines are ground with a slight taper from the skirt of the head, with the exception of the lands between the top compression and oil control rings, which are ground parallel. The clearance on wedge type compression rings therefore, must be measured as shown in figure 6-11 in order to obtain a true check of the side clearance."

In den Tabellen der Section X sind die zulässigen Masse und Toleranzen für Einzelteile des Motors sowie beim Zusammenbau desselben angegeben. Es wird besonders darauf hingewiesen, dass in Zweifelsfällen bei Lycoming rückgefragt werden soll.

II. Service Instructions

Die Service Instructions ergänzen und präzisieren die Angaben im Overhaul Manual.

1. Service Instruction: No. 1037D vom 27. Mai 1966
Subject: Approved Piston, Rings and Cylinders on Avco Lycoming Engines.
Models Affected: All Avco Lycoming opposed series Aircraft engines.
Time of Compliance: When installing new rings, pistons, valves or cylinders.
2. Service Instruction: No. 1136 vom 1. April 1966
Subject: Implementation of Exhaust Valves with Half-Inch Diameter Stems and Ni-Resist Guides in Parallel Valve Cylinders.
Models Affected: 0-320 ... 0-360 ... 10-540-C Series
Time of compliance: During engine overhaul or earlier at owner's discretion.
3. Service Instruction: No. 1009H vom 22. April 1966
Subject: Recommended Overhaul Periods
Models Affected: All Avco Lycoming engines in current production.
4. Service Instruction: No. 1020B vom 19. August 1966
Subject: Crankshaft Main Bearing Replacement
Models Affected: 0-320-B ... 0-360 ... TIVO-540 series
Time of compliance: During engine overhaul

III. Im Betrieb zu beachtende Richtlinien und Vorschriften

1. Service Instruction No. 1124 vom 8. Januar 1965
Subject: Oil Consumption Test Limits
Models Affected: All Lycoming Opposed
Aircraft Engines.
Time of compliance: Engine Test at Overhaul

Die in dieser Instruction angegebenen Öl-Verbrauchswerte werden gemäss Operators Manual vom Juli 1967 etwas reduziert.

2. Operator's Manual Avco Lycoming 0-360 ... series Aircraft engines. July 1967

Section II Specifications (Seiten 2-1 bis 2-22)
Ergänzt durch: Detail Specification
for Engine, Aircraft,
Model 0-360-A series
180 Horsepower.
No. 2169-J, Jan. 25,
1967

Section III Operating Instructions

2. Prestarting Items of Maintenance. (Seite 3-1)

Before starting the aircraft engine for the first flight of the day, there are several items of maintenance inspection that should be performed. These are described in Section IV under Daily Pre-Flight Inspection. They must be observed before the engine is started.

3. Starting Procedures - 0-360 ... series (Seite 3-2)

- (1) Perform pre-flight inspection.
- (12) Check oil pressure gage. If minimum oil pressure is not indicated within thirty seconds, stop engine and determine trouble.

5. Ground Running and Warm-Up. (Seite 3-4)

- (1) Head the aircraft into the wind.
- (4) Warm-up at approximately 1000-1200 RPM. Avoid prolonged idling and do not exceed 2200 RPM on the ground.

6. Ground Check (Seiten 3-4 bis 3-5)

(2) Check both oil pressure and oil temperature.

(5) A proper magneto check is important.

Additional factors, other than the ignition system, affect magneto drop-off. They are loadpower output, propeller pitch and mixture strength. The important thing is that the engine runs smoothly because magneto drop-off is affected by the variables listed above. Make the magneto check in accordance with the following procedures.

(b) Switch from both magnetos to one and note drop-off, return to both until engine regains speed and switch to the other magneto and note drop-off, then return to both. Normal drop-off is 100 RPM and should not exceed 125 RPM. Between Magnetos drop off should not exceed 50 RPM. A smooth drop off past normal is usually a sign of a too lean or too rich mixture.

In der Service Instruction No. 1132A vom 2. Feb. 1968 wird der zulässige Magneto Drop-off für alle Avco Lycoming Opposed Series Aircraft Engines während der Pre-Flight Prüfung auf 175 RPM erhöht.

7. Operation in Flight (Seite 3-14)

0-360-A Series

Operation	RPM	HP	Fuel	Max. Oil	L/h	Cyl.Head
			Cons.	Cons.		
Normal Rated	2700	180	Gal./H.	Qts./Hr.		Temp.
75 % Rated	2450	135	10,5	0,74	0,700	500° F
65 % Rated	2350	117	9,0	0,64	0,606	500° F

Die Abschnitte IV bis VIII befassen sich mit:

Section IV	Periodic Inspections
Section V	Maintenance Procedures
Section VI	Trouble-Shooting
Section VII	Installation and Storage
Section VIII	Tables

3. Service Bulletin No. 201A vom 7. Februar
1968

Dieses Bulletin zeigt den Verlauf der Schmieröl-Kanäle in der Kurbelwelle der 0-360 Lycoming Motoren.