



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2308 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Fairchild 24R46A „Argus III“, HB-ERO,

vom 23. August 2016

Oberhöhnwilen, Gde. Ermatingen/TG

Causes

L'accident est dû à une panne de moteur en vol de croisière suivi d'un atterrissage d'urgence en raison de la défaillance d'une flasque du vilebrequin à la suite d'une fracture de fatigue, ce qui a bloqué le moteur.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Art. 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls 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 ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

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 zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Zeit (MEZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster 24R46A (UC-61K) "Argus III" HB-ERO

Halter Verein Fairchild Club Vorbruggenweg 3, 8422 Pfungen

Eigentümer Verein Fairchild Club Vorbruggenweg 3, 8422 Pfungen

Pilot Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1944

Ausweis Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (*Private Pilot Licence Aeroplane* – PPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency* – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

Flugstunden	Insgesamt	757 h	während der letzten 90 Tage	15 h
	auf dem Unfallmuster	93 h	während der letzten 90 Tage	15 h

Ort Oberhöhnwilen, Gde. Ermatingen/TG

Koordinaten 723 973 / 279 028 (*Swiss Grid*) **Höhe** rund 530 m/M

Datum und Zeit 23. August 2016, 15:47 Uhr

Betriebsart Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules* – VFR), privat

Flugphase Reiseflug

Unfallart Motorausfall mit anschliessender Notlandung

Personenschaden

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

Schaden am Luftfahrzeug Motor schwer beschädigt

Drittschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeine Angaben

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Radaraufzeichnungen sowie die Aussagen des Piloten und des Passagiers verwendet.

Es handelte sich um einen Privatflug nach Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules – VFR*).

1.1.2 Vorgeschichte und Flugverlauf

Am Nachmittag des 23. August 2016 trafen sich zwei Mitglieder der Haltergemeinschaft Verein Fairchild Club um etwa 15 Uhr auf dem Flugfeld Lommis (LSZT) für einen Rundflug. Beide verfügten über eine langjährige Flugerfahrung und eine Vielzahl von Flugstunden auf dem als HB-ERO eingetragenen Flugzeug Fairchild 24R46A (UC-61K), auch bekannt unter dem kommerziellen Namen „Argus III“.

Nach den üblichen Flugvorbereitungen (*briefing*) wurde am Flugzeug die Vorflugkontrolle durchgeführt, bei der alles in Ordnung war, so auch der Ölstand des Motors. Danach nahm der eine Pilot auf dem linken, der andere als Passagier auf dem Passagiersitz rechts vorne Platz.

Kurze Zeit später startete die HB-ERO um 15:15 Uhr auf der Piste 06 und folgte dem rechten Gegenanflug (*downwind*) in Richtung Matzingen. Der Flug führte weiter über die Ortschaften Stein am Rhein, Mammern, Steckborn, Ermatingen, um von dort nach Lommis zurückzukehren (vgl. Abbildung 1).

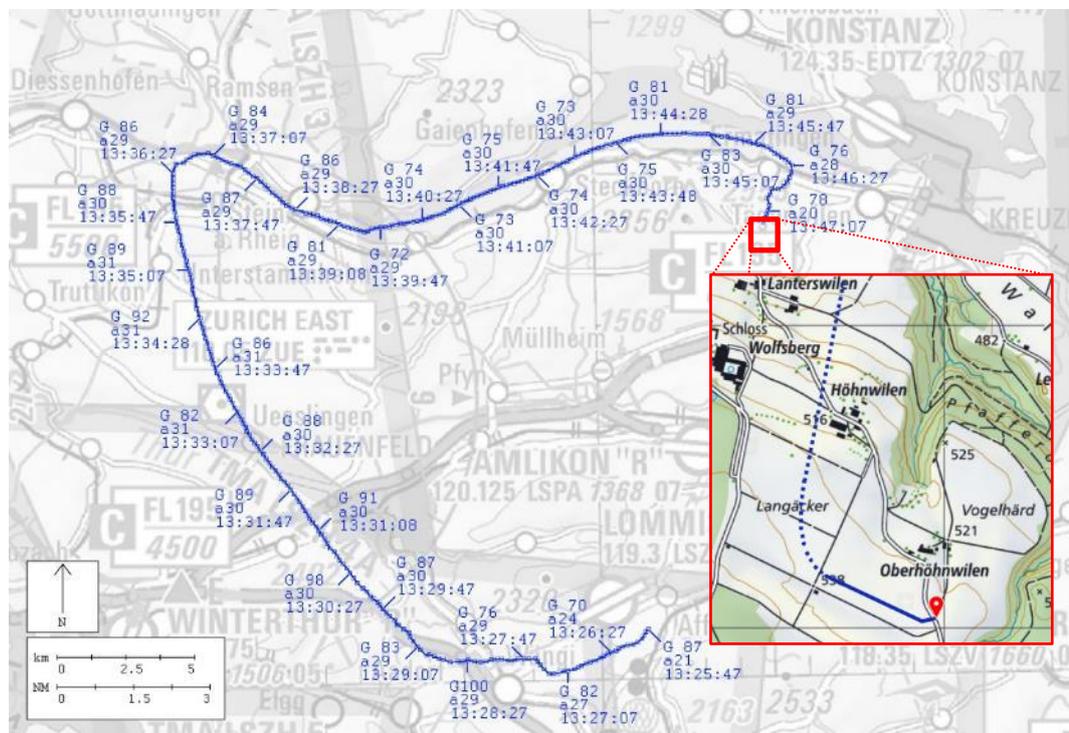


Abbildung 1: Flugweg der HB-ERO nach dem Start auf der Piste 06 in Lommis (LSZT) gemäss Radaraufzeichnungen bis zur Notlandung bei Oberhöhnwilen, Gde. Ermatingen/TG (rotes Rechteck mit ungefährem Flugverlauf und Landerichtung) auf hindernisfreiem Ackerland mit Angaben zu Geschwindigkeit (G) über Boden in Knoten, Höhen (a) in Hektometern QNH und Zeit in UTC, Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

Nach Angaben des Piloten setzte er im Reiseflug eine Motorendrehzahl von rund 2000 RPM¹. Dabei las er eine Öltemperatur von 180 °F ab, die in etwa 10 bis 20 °F über dem im Reiseflug üblichen Wert lag. Südlich von Ermatingen, um etwa 15:46 Uhr, auf einer Höhe von rund 3000 ft QNH, fing der Motor des Flugzeuges an zu rumpeln. Augenblicke später ertönte ein Knall und der Motor blockierte.

Der Pilot suchte sofort nach einem geeigneten Notlandefeld und entschied sich, die HB-ERO auf unbewirtschaftetem Ackerland beim Weiler Oberhöhnwilen in süd-östlicher Richtung zu landen. Bei der Notlandung blieben die beiden Insassen unverletzt und das Flugzeug wurde nicht weiter beschädigt.

Es entstand kein Drittschaden.



Abbildung 2: Flugzeug HB-ERO nach der Notlandung bei Oberhöhnwilen

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein kräftiges Hoch erstreckte sich von Dänemark bis Österreich. Gleichzeitig weitete sich ein Rücken von Südwesteuropa nach Deutschland aus und verstärkte den Hochdruckeinfluss.

1.2.2 Wetter am Ort und zur Zeit des Unfalls

Das Wetter war sonnig. Der Wind wehte mit rund 5 Knoten aus Sektor Ost-Nordost. Die Sicht betrug mehr als 70 km.

Wetter/Wolken	1/8 CI auf 30 000 ft AMSL ²
Sicht	Mehr als 70 km
Wind	075 Grad, um 5 kt
Temperatur/Taupunkt	25 °C / 14 °C
Luftdruck (QNH)	1026 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ³ -Standardatmosphäre)
Gefahren	Keine

¹ RPM: *revolutions per minute*, Umdrehungen pro Minute

² AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

³ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

1.2.3	Astronomische Angaben		
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
	Sonnenstand	Azimut 230 Grad	Elevation 43 Grad

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1	Allgemeine Angaben		
	Eintragungszeichen	HB-ERO	
	Luftfahrzeugmuster	24R46A (UC-61K) "Argus III"	
	Charakteristik	Einmotoriges, viersitziges Flugzeug mit Kolbenmotorantrieb und Festpropeller, ausgeführt als Hochdecker mit Gitterrohrrahmen und Stoffbespannung, Festfahrwerk in Heckradanordnung.	
	Hersteller	Fairchild Engine and Airplane Corporation, Hagerstown, Maryland (USA)	
	Baujahr	1943	
	Eigentümer	Verein Fairchild Club Vorbruggenweg 3, 8422 Pfungen	
	Halter	Verein Fairchild Club Vorbruggenweg 3, 8422 Pfungen	
	Triebwerk	Ranger Aircraft Engine Division, 6-440-C5, Ranger 200 CV Luftgekühlter 6 Zylinder Reihenmotor mit 200 PS (vgl. Kapitel 1.3.2)	
	Betriebsstunden	Zelle 3976 h TSN ⁴	Motor 3164 h TSN 447:30 h TSO ⁵
	Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.	
	Unterhalt	Die letzte 100-h-/Jahreskontrolle fand am 3. Mai 2016 bei 3948:18 Betriebsstunden (Zelle) und bei 3136:30 Betriebsstunden (Motor) statt (vgl. Kapitel 1.3.2).	
	Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	AVGAS 100LL. Der Treibstoff entsprach bis auf den Bleigehalt den erforderlichen Spezifikationen; mit 520 mg/L lag der Bleigehalt unterhalb des erlaubten Tiefstwertes von 530 mg/L. Dies hatte jedoch keinen Einfluss auf die Unfallursache.	
	Zulassungsbereich	Privat	
	Kategorie	VFR bei Tag	

⁴ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

⁵ TSO: *time since overhaul*, Betriebszeit seit Überholung

1.3.2 Angaben zum Motor

Der 200 PS starke Motor der HB-ERO aus dem Jahr 1943 hat die werksinterne Bezeichnung 6-440-C5. Das US-Militär bezeichnete den Motor als Ranger L-440. Es gab ihn in verschiedenen Leistungsklassen, mit 175 PS, 180 PS, 190 PS und eine Variante mit 200 PS. Die 6 Zylinder des Motors sind luftgekühlt und hängend in Reihe angeordnet.

Hauptsächlich wurden die Motoren für die Familie der Fairchild Trainingsflugzeuge Mitte der 1930er-Jahre, bei Ranger Aircraft Engine Division, einer Tochtergesellschaft von *Fairchild Aircraft and Engine Corporation*, gebaut. Während des 2. Weltkrieges wurden mehr als 15 000 Exemplare hergestellt und in mehr als 6000 Trainerflugzeugen des Musters Fairchild PT-19 und PT-26 verbaut.

Im Jahr 2005 folgte eine Totalrevision des Motors bei 2716:39 h TSN (656:31 h TSO). Im Jahr 2013 wurde der Motor bei 3029:58 h TSN (313:19 h TSO) teilrevidiert.

Die letzten Unterhaltsarbeiten wurden anlässlich der 100-h-/Jahreskontrolle vom 1. Mai 2016 bis zum 3. Mai 2016 bei 3136:30 TSN Motor ausgeführt. Dabei wurde die Ursache der stark mit Öl verschmutzten Innenseite des Rumpfhecks durch folgende Massnahmen beseitigt:

- Muttern des Ölbehälters ersetzt;
- Ölkühler repariert, geprüft und abgepresst.

Es wurde im Weiteren auch der Kupplungsring des linken Zündmagneten ersetzt. Die Kompressionswerte der einzelnen Zylinder waren gut.

In den letzten Monaten seit der 100-h-/Jahreskontrolle ist gemäss Flugreisebuch auffallend, dass nach jedem Flug, auch bei kurzer Flugdauer, zum Teil mehrere Liter Öl nachgefüllt wurden.

1.4 Feststellungen an der Unfallstelle

Auf der Unfallstelle konnten folgende Feststellungen gemacht werden:

- Das Flugzeug wies keine äusserlichen Beschädigungen auf und die Steuerorgane funktionierten einwandfrei.
- Die Landeklappen (*flaps*) waren eingefahren.
- Alle elektrischen Schalter und die Zündmagnete waren ausgeschaltet und die Treibstoffhähne geschlossen.
- Beim Übergang von der unteren Motorabdeckung zur Flugzeugzelle tropfte Motorenöl heraus. Die rechte und die untere Motorabdeckung sowie die vordere Hälfte des Flugzeugunterbodens waren stark överschmiert.
- Nach der Demontage der seitlichen Motorabdeckungen wurde festgestellt, dass das Kurbelgehäuse (*crankcase*) im hinteren Bereich des Motors aufgerissen war.
- Auf der unteren Motorabdeckung lagen diverse Bauteile, u. a. dynamische Ausgleichsgewichte der Kurbelwelle sowie Bruchstücke des Motorgehäuses.
- Der Anbauteil (*accessory section*) sowie die beiden Zündmagnete waren vom Motor separiert (vgl. Abbildung 3).

1.5 Schaden am Motor

1.5.1 Allgemeines

Im Verlauf der weiteren Untersuchung konnte am Motor folgende Feststellung gemacht werden:

- Der hinterste Zylinder Nr. 1, in Flugrichtung gesehen, sowie dessen Kolben und das zugehörige Gehäuseteil waren zerstört, die Pleuelwelle war gebrochen und die Nockenwelle verbogen.
- Der Pleuel war um etwa 160 Grad verbogen.
- Das Kurbelgehäuse (*crankcase*) war bis zum Zylinder Nr. 3 zerstört.
- Bis auf die vordere rechte Motoraufhängung waren alle Aufhängungen vom Motorgehäuse abgetrennt.

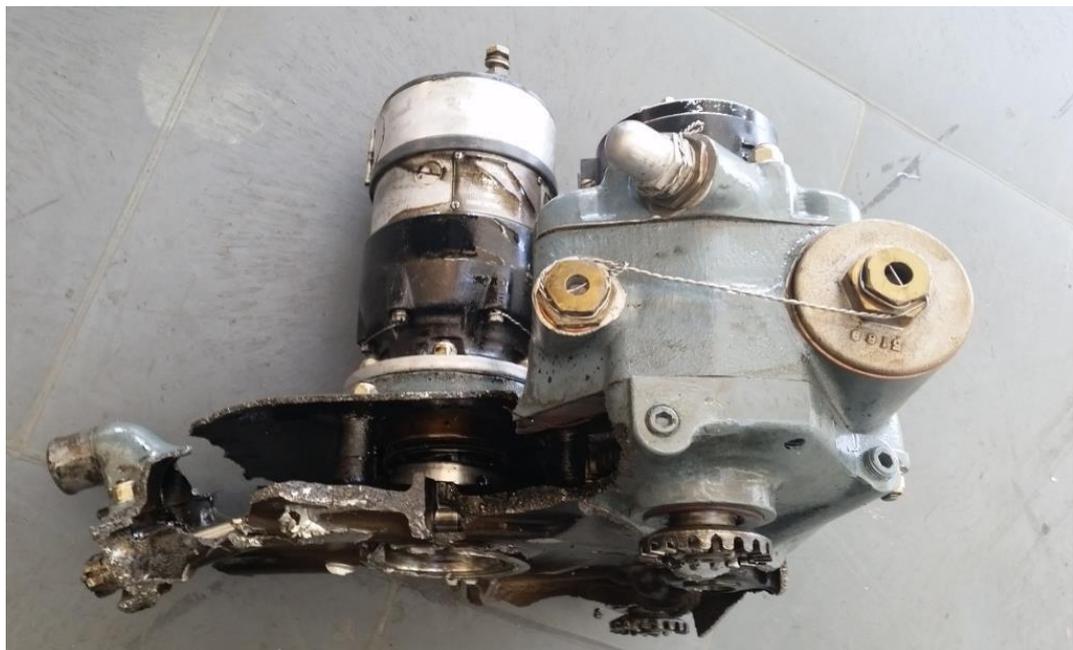


Abbildung 3: Das Anbauteil (*accessory section*) sowie die beiden Zündmagnete wurden vom Motor der HB-ERO separiert.



Abbildung 4: Die Komponenten des in Flugrichtung gesehen hintersten Zylinders Nr. 1 (rot markiert) waren zerstört.

1.5.2 Metallkundliche Untersuchungen

Für die weitere Abklärung wurden u. a. die Bruchflächen der folgenden Teilstücke des Motors metallographisch untersucht (vgl. Abbildung 5):

- Kurbelzapfen Nr. 1 mit Pleuel und abgebrochenen Kurbelwellenwangen (A);
- Abgetrenntes Teilstück der Kurbelwelle (B).

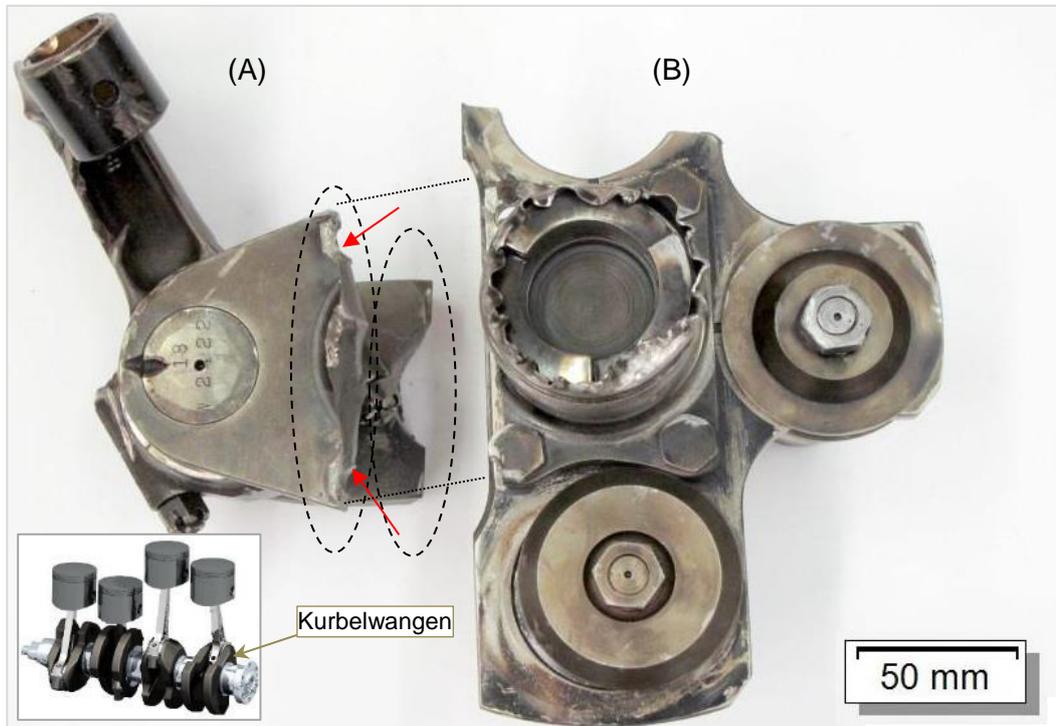


Abbildung 5: Teilstück (A) mit den beiden abgebrochenen Kurbelwellenwangen (gestrichelt markiert) und Teilstück (B) des Motors der HB-ERO zur metallographischen Untersuchung der Bruchflächen (rote Pfeile)

Werkstoffseitig wurden keine Merkmale festgestellt, die mit der Bruchursache zusammenhängen. Aufgrund der durch die gegenseitige Reibung der Bruchflächen hervorgerufenen Sekundärbeschädigungen liess sich mikrofraktographisch die Brüche nicht mehr eindeutig interpretieren. Dennoch konnte auf verschiedene Schwingbruchzonen geschlossen werden (vgl. Abbildung 6). Die Zonen A, B, C, D und G sind Schwingbruchflächen, die deutliche Rastlinien aufweisen. Die Bruchzone H ist aufgrund mechanischer Beschädigungen nicht mehr analysierbar.

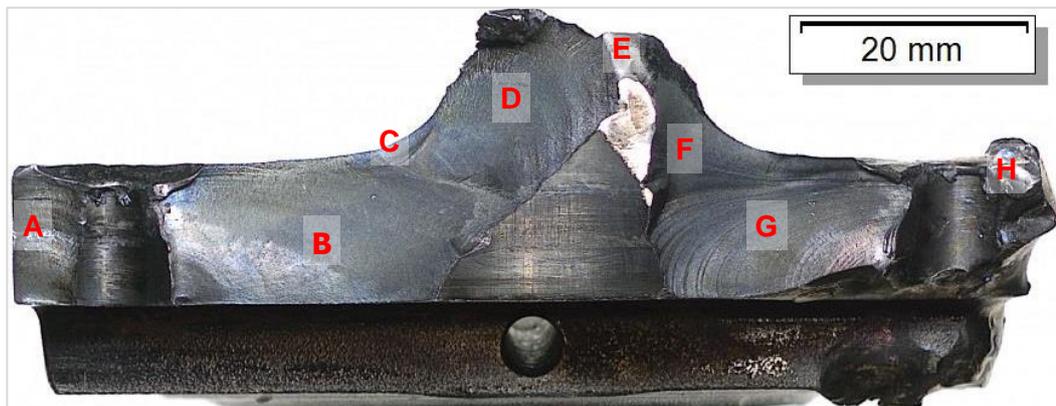


Abbildung 6: Bruchfläche der Kurbelwellenwange mit den Schwingbruchflächen in den Zonen A, B, C, D und G (von links nach rechts); die Bruchzone H war nicht mehr analysierbar.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Die durch die metallographischen Untersuchung festgestellten Schwing- bzw. Ermüdungsbrüche (vgl. Kapitel 1.5.2) wurden über längere Zeit an verschiedenen Stellen einer Kurbelwellenwange des hintersten Zylinders Nr. 1 initiiert. Die Restbruchfläche war klein, was im Normalbetrieb auf eine geringe Belastung der Kurbelwellenwange schliessen lässt.

Es ist daher nicht restlos auszuschliessen, dass die Rissbildung an der Kurbelwelle seit der ersten Inbetriebnahme des Motors erfolgte. Es ist mit hoher Wahrscheinlichkeit davon auszugehen, dass anlässlich der letzten Totalrevision des Motors im Jahr 2005 bei 2716:39 h TSN ein Riss vorhanden war. Anlässlich einer Rissprüfung im Rahmen einer Totalrevision werden normalerweise solche Risse festgestellt.

Diese vorbestandene Schwächung war die Ursache, dass es während des Reisefluges bei einer normalen Belastung des Motors plötzlich zum Bruch der Kurbelwellenwangen des in Flugrichtung gesehen hintersten Zylinders Nr. 1 kam, was zu einem sofortigen Blockieren und einer starken Beschädigung des Motors führte. Die leicht erhöhte Öltemperatur im Reiseflug sowie der erhöhte Ölverbrauch des Motors liefern keine plausible Erklärung auf einen bestehenden Zusammenhang mit der Vorschädigung an der Kurbelwelle.

Ansonsten lagen keine Anhaltspunkte für weitere vorbestehende technische Mängel vor, die den Unfall hätten beeinflussen können.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Für die beiden Insassen waren diese Ermüdungsbrüche und damit der sich anbahnende Motorausfall nicht erkennbar.

Als der Pilot feststellte, dass der Motor blockiert war, entschloss er sich umgehend für eine Notlandung. Er wählte ein hindernisfreies Feld und konnte das Flugzeug auf diesem ohne Gefährdung der Insassen oder Drittpersonen landen. Dieses umsichtige Handeln hat die gefährliche Situation, die durch den Motorausfall entstanden war, entschärft und weiteren Schaden verhindert.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Anlässlich der letzten Totalrevision des Motors im Jahr 2005 bei 2716:39 Betriebsstunden blieb der Riss an der Kurbelwellenwange unerkannt.
- Die letzte 100-h-/Jahreskontrolle fand am 3. Mai 2016 bei 3136:30 Betriebsstunden (Motor) statt.
- Metallographische Untersuchungen ergaben, dass Schwing- bzw. Ermüdungsbrüche über längere Zeit an verschiedenen Stellen einer Kurbelwange des hintersten Zylinders initiiert worden waren und der Anteil des Restbruches gering war.

3.1.2 Pilot

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Nach den üblichen Vorbereitungen und Vorflugkontrollen startete das Flugzeug Fairchild 24R46A, eingetragen als HB-ERO, mit zwei Insassen auf der Piste 06 in Lommis (LSZT) zu einem Rundflug.
- Nach einem Flug von rund einer halben Stunde über die Ortschaften Stein am Rhein, Mammern und Steckborn befand sich die HB-ERO nördlich von Ermatingen auf einer Höhe von rund 3000 ft QNH, als der Motor plötzlich rumpelte und Augenblicke später schlagartig blockierte.
- Der Pilot führte in der Folge auf unbewirtschaftetem Ackerland beim Weiler Oberhöhnwilen eine Notlandung durch.
- Keiner der beiden Insassen wurde verletzt.
- Das Flugzeug wurde nicht weiter beschädigt; Drittschaden entstand keiner.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf die Entstehung des Unfalls.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf einen Motorausfall im Reiseflug mit anschliessender Notlandung zurückzuführen, weil eine Kurbelwellenwange infolge eines Ermüdungsbruchs versagte und der Motor dadurch blockierte.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
Keine

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 13. Juli 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle