



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. 2396 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den schweren Vorfall des Flugzeu-  
ges Beechcraft F33A «Bonanza»,  
D-ETEG,

vom 11. Oktober 2019

3 NM westlich des Flughafens Zürich  
(LSZH)

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Artikel 3.1 der 12. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 5. November 2020, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt (LFG; SR 748.0) vom 21. Dezember 1948 (Stand am 1. Mai 2022) 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 Sicherheitsuntersuchung. 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.

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

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*Local Time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet:

LT = MEZ = UTC + 2 h.

## Zusammenfassung

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	Beechcraft F33A «Bonanza»	D-EATEG		
<b>Halter</b>	Privat			
<b>Eigentümer</b>	Privat			
<b>Pilot</b>	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1965			
<b>Ausweis</b>	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge ( <i>Private Pilot Licence Aeroplane</i> – PPL(A)) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit ( <i>European Union Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das deutsche Luftfahrt-Bundesamt (LBA)			
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	2601:14 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	36:03 h
	<b>auf dem Vorfalldmuster</b>	988:57 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	36:03 h
<b>Ort</b>	3 NM westlich des Flughafens Zürich (LSZH)			
<b>Koordinaten</b>	677 640 / 257 305 ( <i>Swiss Grid</i> 1903)		<b>Höhe</b>	3800 ft über Meer
	N 47° 27' 43" / E 8° 28' 06" (WGS <sup>1</sup> 84)			
<b>Datum und Zeit</b>	11. Oktober 2019, 17:06 UTC			
<b>Betriebsart</b>	Privat			
<b>Flugregeln</b>	Instrumentenflugregeln ( <i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)			
<b>Startort</b>	Flughafen Zürich (LSZH)			
<b>Zielort</b>	Flughafen Stuttgart (EDDS)			
<b>Flugphase</b>	Start und Steigflug			
<b>Art des schweren Vorfalles</b>	Notlandung nach Triebwerkausfall			
<b>Personenschaden</b>				
Verletzungen	Besatzungsmit- glieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0
<b>Schaden am Luftfahrzeug</b>	Leicht beschädigt (Motorschaden)			
<b>Drittschaden</b>	Keiner			

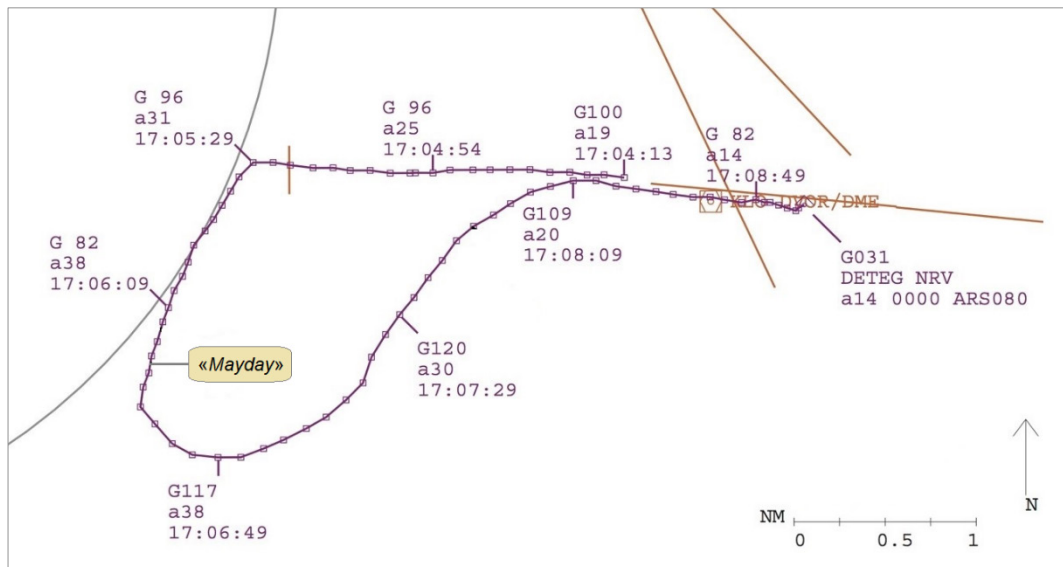
<sup>1</sup> WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) im Jahr 1989 für die Luftfahrt übernommen.

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Flugverlauf

Am 11. Oktober 2019 um 17:04 UTC startete der Pilot mit der als D-ETEG eingetragenen Beechcraft F33A «Bonanza» von der Piste 28 des Flughafens Zürich (LSZH), um einem Instrumentenabflugverfahren zu folgen. Der Steigflug verlief zunächst ereignislos. Auf einer Höhe von rund 3800 ft über Meer meldete der Pilot über Funk den Ausfall des Triebwerks: «*Mayday Mayday, I have an engine failure*» (vgl. Abbildung 1).

Auf Nachfrage des Flugverkehrsleiters gab der Pilot seine Absicht zur Landung auf der Piste 10 bekannt: «*Delta Tango Echo Golf, I am going down for runway 28 in opposite direction*». Im Gleitflug führte er eine Linkskurve in Richtung des Flughafens aus und landete um 17:08 UTC wie vorgesehen auf der Piste 10. Während des Ausrollens verliess er die Piste über den Rollweg «Juliett».



**Abbildung 1:** Radaraufzeichnungen mit Angaben zur Geschwindigkeit über Grund in kt (G), zur Flughöhe über Meer in ft über Meer (a) und zur Uhrzeit in UTC.

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich am Rand eines Hochs mit Kern über Südosteuropa. Zum Zeitpunkt und am Ort des Zwischenfalls herrschte trockenes und windschwaches Wetter bei guten Sichtbedingungen. Der Zwischenfall ereignete sich kurz nach Sonnenuntergang.

### 1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls

Wind	195 Grad, 5 kt
Sicht	70 km oder mehr
Wolken	1/8 – 2/8 Cirren auf 30 000 ft AAE <sup>2</sup>
Temperatur und Taupunkt	14 °C / 8 °C

<sup>2</sup> AAE: Above Aerodrome Elevation, über Flugplatzbezugshöhe

	Luftdruck (QNH)	1018 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO <sup>3</sup> -Standardatmosphäre)	
1.2.3	Astronomische Angaben		
	Sonnenstand	Azimut 262°	Höhe -3°
	Beleuchtungsverhältnisse	einsetzende bürgerliche Dämmerung	
<b>1.3</b>	<b>Angaben zum Luftfahrzeug</b>		
1.3.1	Allgemeine Angaben		
	Eintragungszeichen	D-ETEG	
	Luftfahrzeugmuster	Beechcraft F33A «Bonanza»	
	Charakteristik	Einmotoriges, vier- bis fünfplätziges Reiseflugzeug, ausgeführt als Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk	
	Hersteller	Hawker Beechcraft Corporation (USA)	
	Baujahr	1990	
	Motor	Luftgekühlter Kolbenmotor mit sechs Zylindern und einer Nennleistung von 300 PS (224 kW) bei 2700 U/min.  Hersteller: Continental Aerospace Technologies (USA)  Baumuster: IO-550-B  Baujahr: 2001	
	Propeller	Dreiblatt-Verstellpropeller  Hartzell PHC-C3YF-1RF	
	Betriebszeiten	Zelle 2541:59 h (TSN <sup>4</sup> ) Motor 1427:13 h (TSN)	
	Instandhaltung	Die letzten geplanten Instandhaltungsarbeiten wurden am 10. September 2019 bei 2520:46 Betriebsstunden im Rahmen einer 100-h-Inspektion bescheinigt.	
	Lufttüchtigkeitsprüfung	15. März 2019	
1.3.2	Geschichte des Flugzeuges		
	Das Flugzeug Beechcraft F33A «Bonanza» wurde im Jahr 1993 mit 779 Betriebsstunden nach Deutschland importiert und seither dort betrieben.		
	Im August 2001 fand am Flugzeug bei 1115 Betriebsstunden ein Motor- und Propellerwechsel auf ein anderes Baumuster statt. Dabei wurde ein fabrikneuer Motor des Musters IO-550-B sowie ein grundüberholter Propeller montiert, die zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles immer noch am Flugzeug installiert waren.		

<sup>3</sup> ICAO: *International Civil Aviation Organization*

<sup>4</sup> TSN: *Time since new*, Zeit seit der Herstellung

Seit Juni 2012 war der Pilot Eigentümer und Halter des Flugzeuges. Zu diesem Zeitpunkt wies das Flugzeug 1285 Betriebsstunden und der Motor 170 h auf. Bis dahin wurde der Motor nie grundüberholt. Der Propeller inkl. Regler wurden gleich nach der Übernahme des Flugzeuges grundüberholt.

Am Tag des Zwischenfalls war der Motor 18-jährig und wies 1427 Betriebsstunden auf. Der Hersteller empfahl<sup>5</sup> eine Grundüberholung (*Time between Overhaul – TBO*) nach 12 Jahren bzw. 1700 Stunden.

### 1.3.3 Instandhaltung des Motors

- Im Jahr 2012 wurden bei einer Betriebszeit von 170 h aufgrund von Lochfrasskorrosion (*pitting corrosion*) an einigen Hydraulikstösseln (*hydraulic lifters*) der Ein- und Auslassventile alle 12 Hydraulikstössel ersetzt.
- Ab 2012 wurden bis zum Zwischenfall 31 Motorenölproben entnommen. Gemäss Laborberichten wurden die Ölanalysen aufgrund hoher Werte von Eisen, Aluminium, Chrom und Nickel als alarmierend<sup>6</sup> eingestuft. Wirkungsvolle Massnahmen wurden aufgrund dessen nie ergriffen.
- Im Jahr 2014 wurden bei einer Betriebszeit von 477 h aufgrund ungenügender Kompressionswerte alle sechs Zylinder und Kolben ersetzt. Da alle Hydraulikstössel Lochfrasskorrosion aufwiesen, wurden alle 12 Hydraulikstössel erneut ersetzt.
- Ab 2015 wurde jährlich eine Sonderprüfung zur Überschreitung der vom Motorenhersteller empfohlenen TBO von 12 Jahren ausgeführt. Dazu wurden keine Anomalien protokolliert.
- Im Jahr 2018 wurde bei einer Betriebszeit von 1111 h aufgrund ungenügender Kompressionswerte ein Zylinder ersetzt. Zusätzlich wurden erneut alle 12 Hydraulikstössel ersetzt.

### 1.3.4 Standzeiten des Flugzeuges

In den Jahren zwischen 2002 bis 2012 betrug die ununterbrochenen Standzeiten der D-ETEG vielfach mehrere Monate, zwei Mal rund ein Jahr. Eine Konservierung des Motors wurde nie durchgeführt (vgl. Kapitel 1.4).

## 1.4 Angaben des Motorenherstellers

Im *Service Information Letter* SIL 99-1 beschrieb der Hersteller die Auswirkungen langer Standzeiten auf den Motor. Demnach könne Korrosion bereits nach wenigen Tagen auftreten. Um diese Gefahr zu verringern, solle das Luftfahrzeug mindestens einmal pro Woche während einer Stunde geflogen werden. Ab einer Standzeit von 30 Tagen solle der Motor gemäss dem Verfahren «*temporary storage*» konserviert werden, ab einer Standzeit von 90 Tagen gemäss dem Verfahren «*indefinite storage*».

## 1.5 Aufzeichnungen

Das Flugzeug verfügte über ein elektronisches Motorüberwachungsgerät des Musters EDM 800. Das Gerät zeichnete im Intervall von sechs Sekunden

<sup>5</sup> In der *Service Information Letter* (SIL) 98-9A, Revision A oder neuer, des Motorenherstellers sind die empfohlenen Betriebszeiten (kalendarisch und in Betriebsstunden) bis zu einer Grundüberholung der jeweiligen Motorenmuster aufgeführt.

<sup>6</sup> In einigen Laborberichten war die Gesamtbeurteilung der Ölanalysen wie folgt aufgeführt: «*advanced warning*», oder «Achtung», gekennzeichnet mit einem roten Ausrufezeichen.

verschiedene Motorparameter auf. Diese wiesen während des vorliegenden Fluges bis kurze Zeit vor dem Zwischenfall keine offensichtlichen Auffälligkeiten auf. Der SUST liegen keine Hinweise vor, dass jemals eine systematische Analyse der Aufzeichnungen über längere Zeiten durchgeführt wurden.

## 1.6 Befunde der technischen Untersuchung

### 1.6.1 Flugzeugzelle

Die Flugzeugzelle wurde durch den Zwischenfall nicht beschädigt. Während des Ausbaus des Motors wurden folgende Mängel festgestellt:

- Die elektrische Schraubsteckverbindung am Kraftstoffdurchflussmesser war stark korrodiert.
- Der Kabelschuh inkl. Kabel an der Bordbatterie war stark korrodiert.
- Die Bolzen, mit denen der Motor an der Motorhalterung montiert war, waren korrodiert.
- Die Schockabsorber der Motorhalterungen waren versprödet.
- Die rechte hintere Motorhalterung wies eine grössere Scheuerstelle auf, die durch einen Kabelzug entstanden war.

### 1.6.2 Motor

Der aus dem Flugzeug ausgebaute Motor wurde zunächst visuell begutachtet. Dabei wurden folgende Befunde gemacht:

- Die obere Zündkerze des Zylinders #1 und die untere Zündkerze des Zylinders #3 waren nicht festgezogen.
- Die Verschlusschraube des Ölfiltersiebes war weder festgezogen noch mit Draht gesichert.
- Der am Ölkühler installierte Öltemperatursensor war mit Draht gesichert, jedoch nicht festgezogen.
- Die Kontaktflächen im Zündverteiler des linken und rechten Zündmagnets waren teilweise korrodiert.
- Die Zündkabelanschlüsse im Zündverteilerblock waren in schlechtem Zustand. Einige Kontaktfedern wiesen Korrosion auf.
- Der Gashebel am Treibstoffregler hatte in Vollgasstellung Kontakt mit der Motorgehäusemutter.
- Im Ölfilter war eine grosse Menge diverser Metallpartikel vorhanden.

Nach der visuellen Begutachtung wurde der Motor zerlegt. Dabei wurden folgende Feststellungen gemacht:

- Die Pleuel der Zylinder #1 und #3 waren gebrochen und deformiert (vgl. Abbildung 2 und Abbildung 3).
- Ein Teil des Pleuels #3 wurde aus dem Kurbelgehäuse hinausgeschleudert (vgl. Abbildung 4).
- Die Nockenwelle war in drei Teile gebrochen.
- Der beschädigte Kolben steckte im Zylinder #1 fest.

- Das Spiel zwischen den Pleuelköpfen und den Kolbenbolzen lag ausserhalb der Grenzwerte.
- In der Ölwanne lagen diverse Bauteile (vgl. Abbildung 5).

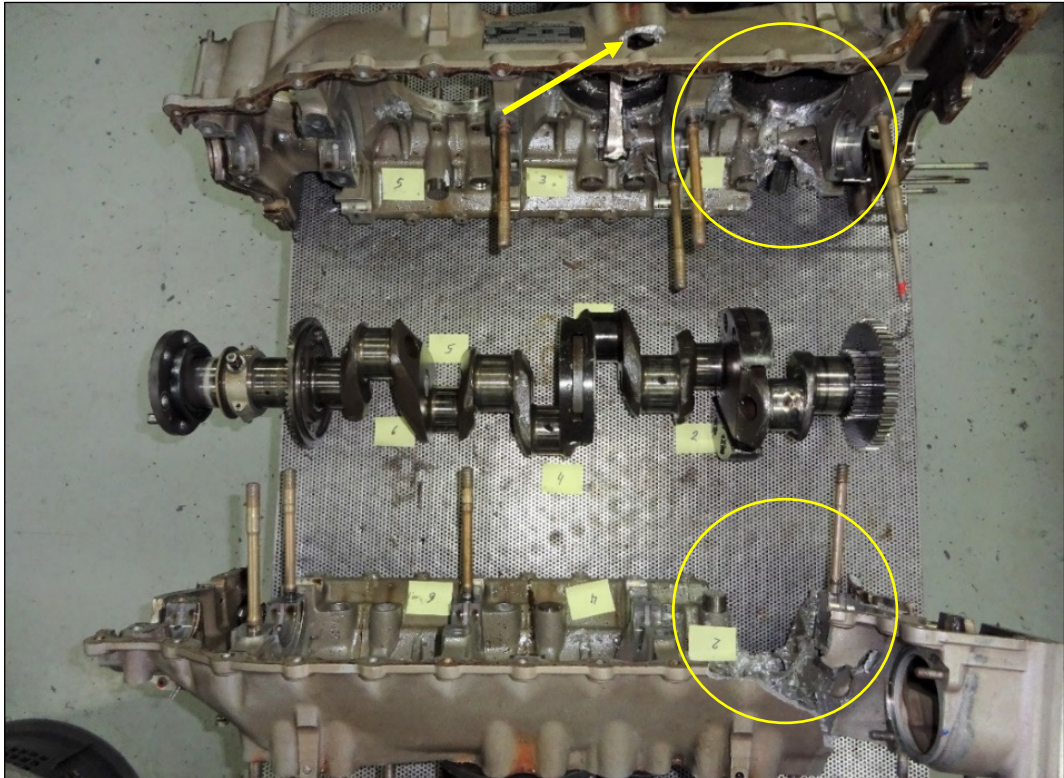


**Abbildung 2:** Gebrochener und deformierter Pleuel des Zylinders #1.

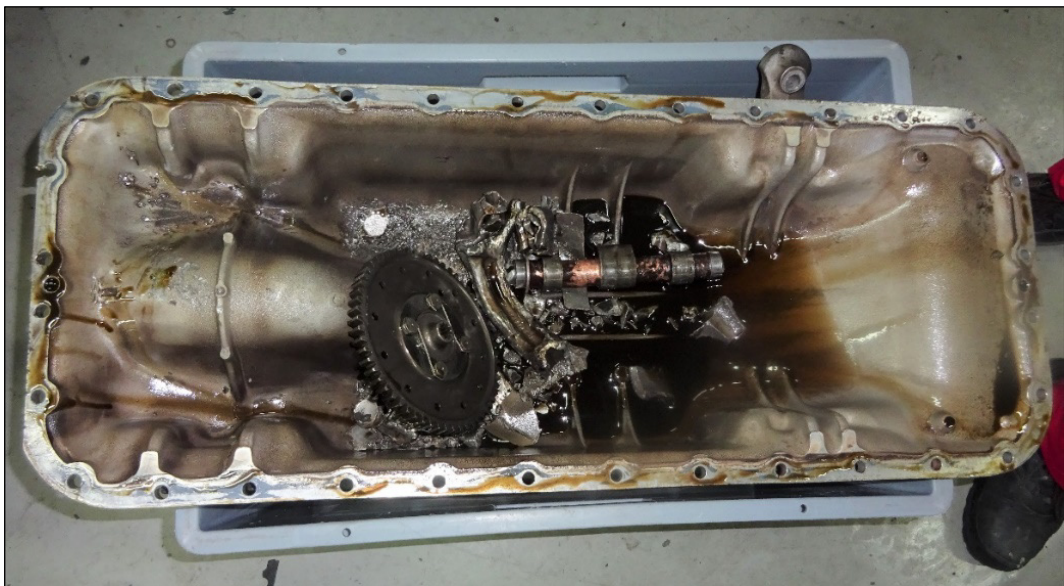


**Abbildung 3:** Gebrochener und deformierter Pleuel des Zylinders #3.





**Abbildung 4:** Draufsicht auf das zerlegte Motorgehäuse mit starken Beschädigungen (gelbe Kreise) und Kurbelwelle. Ersichtlich ist das Loch im rechten Motorgehäuse, das durch das hinausgeschleuderte Teil des Pleuels #3 entstand (gelber Pfeil).



**Abbildung 5:** Diverse Bauteile in der Ölwanne.

### 1.6.3 Propeller

Die Propellernabe enthielt eine sehr grosse Menge Fett. Der Propellerhersteller gibt im Benutzerhandbuch an, dass es bei einer Überfettung der Aluminiumnabe zu erheblichen Vibrationen oder zu einem trägen Betrieb kommen könne. In diesem Fall müsse der Propeller demontiert und zerlegt werden, um das überschüssige Fett zu entfernen.

## **2 Analyse**

### **2.1 Technische Aspekte**

Die Befunde der technischen Untersuchung weisen darauf hin, dass der Motorausfall aufgrund von alterungsbedingten Vorschädigungen auftrat. Aufgrund des hohen Beschädigungsgrades im Innern des Motors bleibt jedoch offen, welches Bauteil als erstes den Beanspruchungen nicht mehr standhielt. Die äusserlich an der Zelle festgestellten Mängel weisen zwar auf eine mangelhafte Instandhaltung hin, hatten jedoch keinen Einfluss auf den Motorausfall.

Es vergingen viele und teils sehr lange Standzeiten des Flugzeuges, ohne dass der Motor gemäss Herstellerempfehlung konserviert wurde. Dieser für die Entstehung des vorliegend untersuchten Zwischenfalls beitragende Faktor sowie die aufgrund von Korrosionsschäden durchgeführten Reparaturen (vgl. Kapitel 1.3.3) legen nahe, dass mindestens eines der zerstörten Bauteile durch Korrosion respektive Verschleiss vorgeschädigt war. Mit hoher Wahrscheinlichkeit führte eine solche Vorschädigung am Tag des Zwischenfalls zum Spontanversagen eines Bauteils.

Hervorzuheben ist, dass die Vorschädigungen durch die Sonderprüfungen zur Verlängerung der vom Hersteller empfohlenen kalendarischen Betriebszeit bis zu einer Grundüberholung nicht erkannt wurden. Eine systemische Analyse der Daten des Motorüberwachungsgerätes über längere Betriebszeiten hätte möglicherweise Hinweise auf Vorschädigungen geliefert. Der Entscheid, den in den Laborberichten als alarmierend eingestuftem Resultaten der Ölanalysen keine Taten folgen zu lassen, wurde als beitragender Faktor eingestuft.

### **2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte**

Der Pilot reagierte situationsgerecht auf den plötzlichen Motorausfall und konnte das Flugzeug deshalb zu einer erfolgreichen Notlandung führen. Zugute kamen ihm dabei die kurz nach Sonnenuntergang gerade noch ausreichenden Beleuchtungsverhältnisse, die für ein solches anspruchsvolles und auf Sicht geflogenes Manöver während eines Instrumentenabflugverfahrens erforderlich sind.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Der Motor wies eine Betriebszeit von 1427 h auf und war 18-jährig.
- Der Motor wies vielfach lange Standzeiten ohne Konservierung auf.
- Die Laborberichte von regelmässig durchgeführten Ölanalysen zeigten alarmierende Resultate auf, ohne dass wirkungsvolle Massnahmen getroffen wurden.
- Die starke Beschädigung im Innern des Motors führte zu dessen Ausfall.

##### 3.1.2 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.

##### 3.1.3 Verlauf des schweren Vorfalls

- Der Start der als D-ETEG eingetragenen Beech F33A «Bonanza» erfolgte von der Piste 28 des Flughafens Zürich (LSZH).
- Der Steigflug entlang des Instrumentenabflugverfahrens verlief zunächst ereignislos.
- Auf einer Höhe von rund 3800 ft über Meer meldete der Pilot über Funk den Ausfall des Triebwerks.
- Der Pilot kehrte im Gleitflug zum Flughafen Zürich zurück und landete auf der Piste 10.

##### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Es herrschten gute Sichtflugwetterbedingungen bei einsetzender Dämmerung.

#### 3.2 Ursachen

Eine Sicherheitsuntersuchungsstelle muss sich zum Erreichen ihres Präventionszwecks zu Risiken und Gefahren äussern, die sich im untersuchten Zwischenfall ausgewirkt haben und die künftig vermieden werden sollten. In diesem Sinne sind die nachstehend verwendeten Begriffe und Formulierungen ausschliesslich aus Sicht der Prävention zu verstehen. Die Bestimmung von Ursachen und beitragenden Faktoren bedeutet damit in keiner Weise eine Zuweisung von Schuld oder die Bestimmung von verwaltungsrechtlicher, zivilrechtlicher oder strafrechtlicher Haftung.

Der schwere Vorfall, bei dem es im Steigflug zu einem Motorausfall mit anschliessender Notlandung kam, ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf eine alterungsbedingte Vorschädigung zurückzuführen.

Zum schweren Vorfall haben folgende Faktoren beigetragen:

- Nichtbeachtung der Empfehlung des Herstellers bezüglich Konservierung von Motoren;
- Trotz der vielen Laborberichte als Teil des Sonderprüfprogramms mit alarmierenden Analyseresultaten des Motorenöls wurden keine wirkungsvollen Massnahmen ergriffen.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
- 4.1        Sicherheitsempfehlungen**  
Keine
- 4.2        Sicherheitshinweise**  
Keine
- 4.3        Seit dem schweren Vorfall 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, 9. Mai 2023

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle