



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalles wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Februar 2015 (SR 742.161) durchgeführt. Dieser Bericht wurde mit dem Ziel erstellt, dass aus dem vorliegenden Zwischenfall etwas gelernt werden kann.

Luftfahrzeugmuster	Dassault Aviation, Falcon 2000EX	HB-IAU
Halter	Cat Aviation AG, Postfach 2223, 8060 Zürich-Flughafen	
Eigentümer	Privat	
Kommandant	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1972	
Ausweis	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane</i> – ATPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Flugstunden	insgesamt	5580 h während der letzten 90 Tage 91:06 h
	auf dem Vorfalldatum	814 h während der letzten 90 Tage 91:06 h
Copilot	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1980	
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot Licence Aeroplane</i> – CPL(A)) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL	
Flugstunden	insgesamt	3260 h während der letzten 90 Tage 89:25 h
	auf dem Vorfalldatum	1212 h während der letzten 90 Tage 89:25 h
Ort	4 NM westlich des Flughafens Zürich (LSZH)	
Koordinaten	N 47° 26' 34" / E 008° 26' 14" (WGS ¹ 84)	Höhe Flugfläche 70
Datum und Zeit	4. Oktober 2018, 06:45 UTC (LT ² = UTC ³ + 2 h)	
Betriebsart	Bedarfsfliegerei	
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)	
Startort	Zürich (LSZH)	
Zielort	Paris le Bourget (LFPB)	
Flugphase	Start und Steigflug	
Art des schweren Vorfalles	Triebwerkausfall infolge fehlender Treibstoffzufuhr	
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0 0
Nicht verletzt	3	2 Nicht betroffen
Schaden am Luftfahrzeug	Nicht beschädigt	
Drittschaden	Keiner	

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

² LT: *local time*, Normalzeit

³ UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

Sachverhalt

Hergang

Das als HB-IAU eingetragene Geschäftsreiseflugzeug des Musters Falcon 2000EX startete am 4. Oktober 2018 um 06:43 UTC von der Piste 28 des Flughafens Zürich zu einem Flug nach Paris. An Bord befanden sich neben den beiden Piloten eine Flugbegleiterin und zwei Passagiere. Der Kommandant übte die Funktion des fliegenden Piloten aus, der Copilot diejenige des assistierenden Piloten.

Als das Flugzeug rund zwei Minuten nach dem Start Flugfläche (*Flight Level* – FL) 70 durchstieg, vernahm die Flugbesatzung einen dumpfen Knall und stellte den Ausfall des rechten Triebwerks fest. Der Copilot versuchte, die Flugverkehrsleitung über den Triebwerkausfall zu informieren und stellte dabei fest, dass das Funkgerät Nr. 2 ebenfalls ausgefallen war. Mit Hilfe des Funkgeräts Nr. 1 wiederholte er die Übermittlung, diesmal erfolgreich.

Zusammen mit der Information an die Flugverkehrsleitung verlangte der Copilot eine sofortige Radarführung für eine Rückkehr zum Flughafen Zürich („*request immediate vectors to come back to Zurich*“, vgl. Abbildung 1). Die Flugverkehrsleitung kam dieser Aufforderung verzugslos nach und stellte einen Instrumentenanflug auf die Piste 14 in Aussicht. Um 06:48 UTC fragte die Flugverkehrsleitung nach, ob die Flugbesatzung bereit sei für den Instrumentenanflug, was diese verneinte.

Die Flugbesatzung stellte den Ausfall des Autopiloten und der Höhenrudertrimmung fest. Auf Vorschlag des Copiloten wurde der *right bus-tie* (*rotary switch*) geschlossen, worauf beide Systeme wieder funktionierten (vgl. Angaben zu relevanten Flugzeugsystemen). Anschließend arbeitete der Copilot die Prüfliste „*engine failure in flight*“ ab, die das Schliessen des *bus tie* auch beinhaltet. Aufgrund des Knalls entschied der Kommandant, auf einen Wiederanlassversuch zu verzichten.

Auf wiederholten Hinweis des Copiloten setzte der Kommandant um 06:52 UTC eine Notmeldung ab mit den Worten „*Mayday, Mayday, Mayday*“. Die Flugverkehrsleitung bestätigte den Empfang dieser Meldung und forderte die Flugbesatzung erneut dazu auf, ihre Bereitschaft für den Instrumentenanflug zu melden. Kurz darauf setzte die Flugverkehrsleitung die Radarführung mit einer Kursanweisung von 210° und einer Höhenfreigabe für 4000 ft fort.

Um 06:54 UTC meldete die Flugbesatzung, dass sie nun bereit für den Anflug sei, worauf sie sofort eine Kursanweisung von 170° und die Freigabe für den Instrumentenanflug auf die Piste 14 erhielt. Da das Flugzeug in der Folge jedoch in einer Linkskurve von der Standlinie des Landekursenders nach Osten wegdrehte (vgl. Abbildung 1), unterbreitete die Flugverkehrsleitung daraufhin Korrekturvorschläge an die Flugbesatzung, um die HB-IAU erneut auf den Endanflug zu führen.

Um 06:56 UTC fragte die Flugverkehrsleitung nach, ob der Flughafen in Sicht sei. Die Flugbesatzung verneinte dies und meldete, dass sie nun dem Instrumentenanflug folge („*established*“). Die Flugverkehrsleitung erteilte darauf die Landefreigabe, zusammen mit einer Windangabe von 3 Knoten aus 040 Grad. Die Landung auf der Piste 14 erfolgte um 06:59 UTC. Die Flugbesatzung bedankte sich für die Unterstützung und rollte zum zugewiesenen Standplatz.

Meteorologische Angaben

In der Umgebung des Flughafens Zürich hielt sich eine ausgedehnte, tiefe Stratusbewölkung. Entlang des Hochrheins schien die Sonne. Der Wind war am Boden schwach. Zwischen 600 m und 1000 m über Meer wehte ein mässiger Nordostwind mit durchschnittlich 10 kt. Darüber nahm die Geschwindigkeit stetig zu und erreichte mit 30 kt ein Maximum auf rund 2100 m über Meer.

Um 06:50 UTC, kurz vor der Landung der HB-IAU auf der Piste 14, wurden am Flughafen Zürich folgende Wetterbedingungen registriert: Wind 3 kt aus variabler Richtung, Sichtweite 5000 m infolge feuchten Dunstes, Bewölkung 3/8 – 4/8 auf 200 ft über Grund, 5/8 – 7/8 auf

300 ft über Grund, 5/8 – 7/8 auf 700 ft über Grund, Temperatur 10 °C, Taupunkt 9 °C, Luftdruck für die Höhenmessereinstellung 1027 hPa.

Radaraufzeichnung und Sprechfunkverkehr

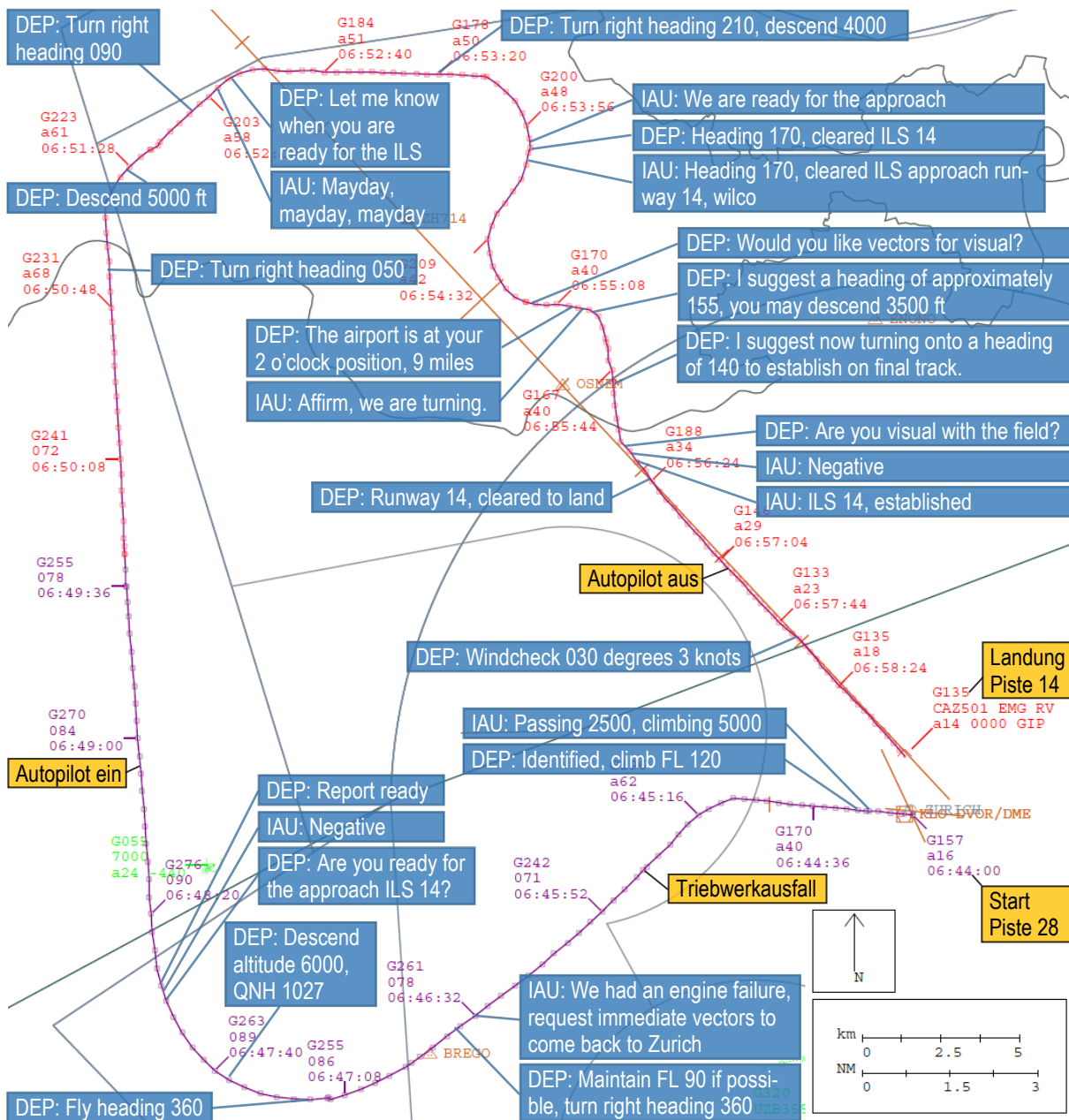


Abbildung 1: Flugverlauf der Falcon 2000EX gemäss Radaraufzeichnung mit Angaben zur Geschwindigkeit über Grund in kt (G), Höhen über Meer in 100 ft (a) oder Flight Level, und Zeit in UTC. Blau eingezeichnet sind ausgewählte Funksprüche der Flugverkehrsleitung (DEP) und der Falcon (IAU).

Technische Feststellungen

Die gespeicherten Daten der elektronischen Triebwerksteuerung ergaben keine Hinweise auf eine Fehlfunktion des Triebwerks. Dagegen wurde bei der visuellen Kontrolle des Triebwerks festgestellt, dass das *emergency fuel shut-off valve* (vgl. Abbildung 2) geschlossen war. Das Schliessen des *emergency fuel shut-off valve*, das nur bei einem Bruch der Niederdruckturbinenwelle die Treibstoffzufuhr unterbrechen sollte, führte zum Ausfall des Triebwerks.

Das betroffene Triebwerk war am 2. Oktober 2018 nach Reparaturarbeiten in die HB-IAU eingebaut worden. Dabei wurde die Justierung (*rigging*) des *emergency fuel shut-off valve* geprüft. Tags darauf wurden mit der HB-IAU beanstandungslos Trainingsflüge durchgeführt.

Nach dem vorliegenden Triebwerkausfall vom 4. Oktober 2018 wurde das *valve* zurückgesetzt und festgestellt, dass diese Justierung ausserhalb der Toleranz lag. Das *valve* wurde deshalb gemäss Wartungsvorschrift neu justiert.

Eine nach vier weiteren Flügen am 16. Oktober 2018 durchgeführte Nachkontrolle ergab, dass sich die Justierung um 0.050 Zoll verschoben hatte. Die nachfolgende Justierung musste dreimal wiederholt werden, bis ein stabiles Resultat vorlag. Die Prozedur zur Justierung ist im aktuell gültigen Verfahren sehr kompliziert beschrieben.

Eine vertiefte Untersuchung förderte schliesslich zutage, dass der zum *valve* führende Bowdenzug sich steif anfühlte und sich nur schwergängig und ruckartig bewegen liess und dass die Rückstellkraft einer innerhalb des *valve* verbauten Feder vermindert war. Als Vorsichtsmassnahme wurden beide Bauteile daraufhin ersetzt und zur Untersuchung an den Hersteller geschickt.

Angaben zu relevanten Flugzeugsystemen

Das *emergency fuel shut-off valve* dient dazu, bei einem Bruch der Niederdruckturbinenwelle die Treibstoffzufuhr direkt am Triebwerk zu unterbrechen. Es steht permanent offen und kann nur einmal schlagartig und irreversibel geschlossen werden, indem sein Betätigungshebel über einen Triggerpunkt hinausbewegt wird. Dies geschieht automatisch und ist vom Cockpit aus nicht beeinflussbar. Der Betätigungshebel verfügt über eine justierbare Verbindung zu einem Bowdenzug (vgl. Abbildung 2).



Abbildung 2: Das *emergency fuel shut-off valve* mit seinem Betätigungshebel und dessen justierbarer Verbindung (gelber Kreis) zu dem über eine Umlenkrolle geführten Bowdenzug.

Das elektrische System des Flugzeugs enthält die Verteilerschienen *left main bus* und *right main bus*, die im Normalbetrieb vom Generator des entsprechenden Triebwerks gespeist werden. Nach dem Ausfall des rechten Generators wird der *right main bus* stromlos und kann durch manuelle Betätigung des *right bus-tie rotary switch* ersatzweise vom linken Generator gespeist werden. Die drei im vorliegenden Fall zusätzlich zum Triebwerk ausgefallenen Systeme (Funkgerät, Autopilot und Höhenrudertrimmung) werden über den *right main bus* versorgt.

Auswertung des Flugdatenschreibers

Mit Fokus auf die Schwierigkeiten beim *line-up* des Flugzeugs auf den Instrumentenanflug der Piste 14 wurden die Daten des Flugdatenschreibers einer vertieften Analyse unterzogen. Dabei zeigte sich, dass die Besatzung den Autopiloten gemäss der Anweisung des Fluglotsen programmiert hatte, d.h. für das Abfliegen des Instrumentenanflugs ausgehend vom Steuerkurs 170° (*heading mode engaged, approach mode armed*).

Das Flugzeug, das in diesem Moment auf einem Steuerkurs von 210° flog, ging aufgrund dieser Programmierung in eine Linkskurve über. Während der Linkskurve ergab sich eine Störung im Signal des Landekurssenders (*localizer*). Damit einher ging eine Änderung des Autopilotenmodes, die zu einem Beibehalten der Schräglage (*roll mode engaged, approach mode disarmed*) führte. Die Besatzung korrigierte dies um 16:54:53 UTC, nachdem das Flugzeug auf einen annähernd östlichen Steuerkurs gedreht hatte (vgl. Abbildung 3).

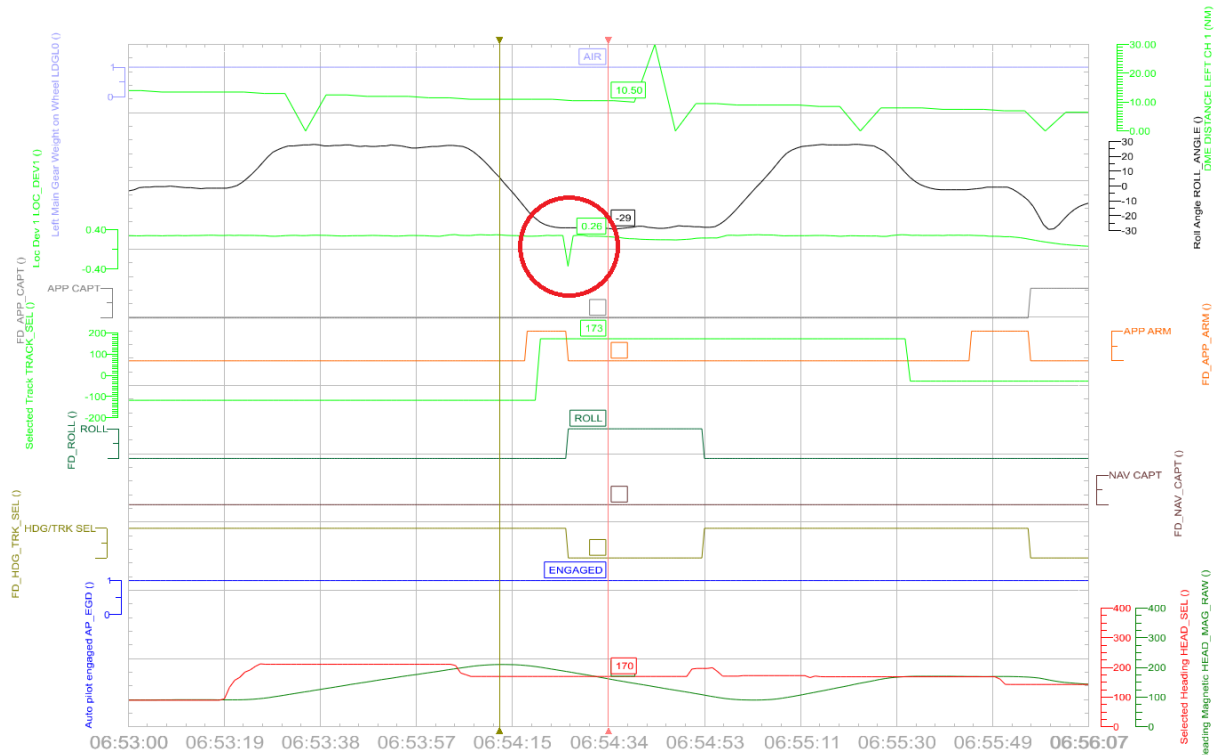


Abbildung 3: Die Auswertung des Flugdatenschreibers zeigt eine einmalige und kurzfristige Störung im Signal des Landekurssenders (roter Kreis), die eine Änderung der Programmierung des Autopiloten zur Folge hatte.

Weitere Abklärungen

Der Triebwerkhersteller Pratt & Whitney Canada Corp. gab an, dass der Grund für das Schliessen des *emergency fuel shut-off valve* nicht mit Sicherheit habe ermittelt werden können, und dass das *valve* und der Bowdenzug keine Mängel aufgewiesen hätten. Fehlfunktionen seien bei *valve* desselben Typs in bisher 2.5 Millionen Flugstunden noch nie vorgekommen, bei vergleichbaren *valve* in bisher 16 Millionen Flugstunden deren 4 Mal, jeweils nach einem Wiedereinbau des Triebwerks. In 3 dieser Fälle habe die Fehlfunktion auf eine mangelhafte Justierung zurückgeführt werden können. Basierend auf den Rückmeldungen im Laufe der vorliegenden Untersuchung wurden die Unterhaltsvorgaben zum besseren Verständnis überarbeitet; eine ergänzende Überarbeitung der Anweisung zur Prüfung der Freigängigkeit der Bowdenzüge bei der Justierung des *emergency fuel shut-off valve* ist für Juni 2021 geplant.

Analyse

Technische Aspekte

Gemäss Angaben des Triebwerkherstellers erfolgten alle vergleichbaren Fälle jeweils nach dem Wiedereinbau des Triebwerks. Auch im vorliegenden Fall kam es kurz nach dem Wiedereinbau des Triebwerks zu einer Auslösung des *emergency fuel shut-off valve*, so dass das ansonsten voll funktionstüchtige Triebwerk infolge fehlender Treibstoffzufuhr ausfiel. Der dabei von der Flugbesatzung wahrgenommene dumpfe Knall deutet auf einen Strömungsabriss an den Verdichterschaufeln des ausfallenden Triebwerks (*compressor stall*) hin.

Die am 16. Oktober 2018 durchgeführte Nachkontrolle ergab, dass sich die Justierung erneut um 0.050 Zoll verschoben hatte, deutlich weniger als die erforderliche Distanz zur Aktivierung des Brennstoffabschaltmechanismus. Bei der Untersuchung des *emergency fuel shut-off valve* und der Prüfung des Bowdenzugs konnten keine Mängel festgestellt werden, die einen normalen Betrieb oder ein versehentliches Auslösen des Brennstoffabschaltmechanismus ausgeschlossen hätten.

Die von der Besatzung sequentiell festgestellten Ausfälle eines Funkgeräts, des Autopiloten und der Höhenrudertrimmung erfolgten zeitgleich mit dem Ausfall des rechten Generators als Folge des Triebwerkausfalls. Dies entsprach dem Design des elektrischen Systems der Falcon 2000EX. Durch die Betätigung des *right bus-tie rotary switch* gemäss der für den Triebwerkausfall vorgesehenen Prüfliste konnte die Besatzung diese Systeme zurückgewinnen.

Betriebliche Aspekte

Kurz nach dem Triebwerkausfall verlangte die Flugbesatzung mit der Formulierung „*request immediate vectors to come back to Zurich*“ von der Flugverkehrsleitung die sofortige Übernahme der Navigation für eine Rückkehr nach Zürich. Dies war der Situation angemessen und sicherheitsbewusst. Allerdings implizierte diese Formulierung, dass auch die Rückkehr selbst schnellstmöglich erfolgen sollte, was den Fluglotsen in der Folge zur Nachfrage „*are you ready for the approach?*“ veranlasste.

Nachdem die Flugbesatzung die Frage des Fluglotsen verneint hatte, setzte dieser die Radarführung für einen Instrumentenanflug auf die Piste 14 fort. Dies ist nachvollziehbar, da die Flugbesatzung von sich aus keine Verzögerung des Anflugs etwa durch Warteschlangen verlangte, und die zu späterem Zeitpunkt abgesetzte Notfallmeldung den Wunsch nach einer baldmöglichsten Landung noch zu unterstreichen schien.

Nach der Bereitmeldung der Flugbesatzung während des Eindrehens auf einen Steuerkurs von 210° korrigierte der Fluglotse seine Kursvorgabe auf 170°, was das Flugzeug auf die Standlinie des Landekurssenders führen sollte. Die nachfolgende Abweichung des Flugwegs von dieser Vorgabe lässt sich durch eine Änderung der Autopilotprogrammierung erklären, die durch eine kurze Störung im Signal des Landekurssenders hervorgerufen wurde.

Die Linkskurve auf den von der Standlinie wegführenden, östlichen statt südlichen Steuerkurs muss auf eine unzureichende Überwachung der Fluginstrumente durch beide Piloten zurückgeführt werden. Der von der Flugbesatzung sich selbst auferlegte Zeitdruck kann hierzu beigetragen haben. Der Flugverkehrsleiter unterbreitete nun Korrekturvorschläge und ging dabei immer noch davon aus, dass eine baldmöglichste Landung erforderlich sei.

Insgesamt erfolgte die Rückkehr zum Startflughafen überhastet. Eine baldmöglichste Landung war weder aufgrund des Triebwerkausfalls notwendig, noch waren dazu die Wetterbedingungen mit tiefliegender Bewölkung geeignet. Nach dem Funkspruch „*request immediate vectors to come back to Zurich*“ tat der Flugverkehrsleiter sein Möglichstes, um die Landung sobald als möglich herbeizuführen.

Schlussfolgerungen

Der Triebwerkausfall ist darauf zurückzuführen, dass das *emergency fuel shut-off valve* aufgrund seiner fehlerhaften Justierung ausgelöst wurde und als Folge davon die Treibstoffzufuhr unterbrach. Der Grund der fehlerhaften Justierung konnte nicht schlüssig festgestellt werden.

Da der Hersteller die Unterhaltsvorgaben zum besseren Verständnis im Oktober 2019 überarbeitet hat und eine ergänzende Anweisung zur Prüfung der Freigängigkeit des Bowdenzugs bei der Justierung des *emergency fuel shut-off valve* für Juni 2021 plant, schliesst die SUST die Untersuchung gestützt auf Art. 45 Abs. 1 der VSZV mit dem vorliegenden summarischen Bericht ab.

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.