



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.

Luftfahrzeug	SF50 Vision Jet	N474CG
Halter	I-Fly AG, c/o Aximos Treuhand AG, Baarerstrasse 11, 6300 Zug	
Eigentümer	Southern Aircraft Consultancy Inc Trustee, Office 3, Earsham Hall, Bungay Norfolk, England	
Fluglehrer	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1961	
Ausweis	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane</i> – ATPL(A)), ausgestellt durch die Amerikanische Flugaufsichtsbehörde (<i>Federal Aviation Administration</i> – FAA)	
Flugstunden	insgesamt	27 610 h während der letzten 90 Tage 246:30 h
	auf dem Vorfalldmuster	99:31 h während der letzten 90 Tage 32:34 h
Flugschüler	Deutscher Staatsbürger, Jahrgang 1978	
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot Licence Aeroplane</i> – CPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Flugstunden	insgesamt	478 h während der letzten 90 Tage 4:29 h
	auf dem Vorfalldmuster	0:59 h während der letzten 90 Tage 0:59 h
Ort	Flughafen Zürich (LSZH)	
Koordinaten	-	Höhe -
Datum und Zeit	22. September 2018, 20:17 Uhr (LT = UTC + 2 h)	
Betriebsart	Schulung	
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)	
Startort	Flugplatz Main-Finthorn (EDFZ), Deutschland	
Zielort	Flughafen Zürich (LSZH)	
Flugphase	Am Boden/Rollen od. Rollen	
Art des schweren Vorfalles	Rauchentwicklung im Avionikraum	
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0 0
Nicht verletzt	2	3 0
Schaden am Luftfahrzeug	Leicht beschädigt	
Dritttschaden	Keiner	

Sachverhalt

Allgemeines

Der schwere Vorfall ereignete sich am 22. September 2018 um ca. 20:15 Uhr auf dem Flughafen Zürich (LSZH). Die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) wurde erst am 25. September 2018 von der Flughafenaufsicht (*airport authority*) in Zürich über den Zwischenfall in Kenntnis gesetzt. Die SUST eröffnete gleichentags die Untersuchung und informierte folgende Staaten über den schweren Vorfall: USA und Grossbritannien. Die USA ernannten einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitgewirkt hat.

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Hergang wurden die Aussagen der Besatzungsmitglieder und von Flughafenmitarbeitern verwendet.

Vorgeschichte

Am 22. September 2018 flog der verantwortliche Pilot (*Pilot-In-Command* – PIC) mit dem einstrahligen Geschäftsreiseflugzeug des Musters *Cirrus Aircraft SF50 Vision Jet*, eingetragen als N474CG, ohne Passagiere von Zürich (LSZH) nach Mainz-Finthen (EDFZ), wo er um 18:07 Uhr landete.

In Mainz-Finthen stiegen 4 Personen dem Flugzeug zu. Eine Person, die eine Berufspilotenlizenz, aber keine Musterberechtigung für die SF50 besass, setzte sich in der Funktion eines Flugschülers auf den linken Pilotensitz, die übrigen drei Personen nahmen auf den Rücksitzen des Flugzeuges Platz. Der PIC, der eine Fluglehrerberechtigung besass, nahm auf dem rechten vorderen Sitz Platz. Für den Flugschüler war dies sein zweiter Flug mit einer SF50. Den ersten Flug hatte er im Rahmen eines Demonstrationsfluges mit Vertretern von *Cirrus Aircraft* ausgeführt.

Der Start in Mainz-Finthen erfolgte um 19:21 Uhr. Der nachfolgende Flug, der bis auf eine Flugfläche (*Flight Level* – FL) 230 reichte und nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules* – IFR) durchgeführt wurde, sowie die nachfolgende Landung um 20:09 Uhr auf der Piste 28 in Zürich verliefen ereignislos.

Hergang

Nach der Landung rollte die N474CG zum Vorfeld *General Aviation* (GA) 1 im östlichen Bereich des Flughafens Zürich. Die Besatzung gab an, dass sie während dieser Rollphase erstmals sehr schwach einen ungewöhnlichen Geruch in der Kabine wahrgenommen habe. Nachdem die N474CG auf der geplanten Parkposition angehalten hatte und das Triebwerk zwei Minuten später ausgeschaltet war, verstärkte sich der Geruch, den der Flugschüler als elektrischen Brandgeruch beschrieb.

Der Flugschüler stieg anschliessend aus dem Flugzeug aus und bemerkte einen weissen Rauch, der auf der Rumpfunterseite aus dem Fahrwerksschacht des Bugfahrwerkes und an den Rändern eines Zugangsdeckels (*access panel*) auf der rechten Seite der Rumpfspitze austrat. Der Rauch war kalt und roch wie der vorgängig in der Kabine wahrgenommene Geruch. Mit der Hand verspürte der Flugschüler auf dem seitlichen Zugangsdeckel eine starke Wärmeentwicklung.

Der PIC stellte anhand der Anzeige auf dem Systembildschirm im Cockpit fest, dass die Batterie 1 noch eine Stromstärke von 56 Ampère abgab, obwohl zuvor alle elektrischen Verbraucher ausgeschaltet worden waren. Dies entsprach nicht seinen Erwartungen. Einhergehende Warnungen oder Meldungen erschienen aber keine. Er schaltete rund drei Minuten nach Stilllegen des Triebwerks die Batterie 1 aus, womit das gesamte elektrische System stromlos gemacht wurde. In der Folge reduzierte sich die Rauchentwicklung auf der Flugzeugaussenseite und versiegte nach einiger Zeit vollständig.

Das Flugzeug wurde hiernach vom Flughafenpersonal in den Hangar gezogen. Rund eine Stunde später bemerkte ein Flughafenmitarbeiter, dass von der N474CG ein ungewöhnlicher

Geruch ausging. Nachdem etwa drei Stunden später zusätzlich eine gelartige Masse aus dem Fahrwerkschacht des Bugfahrwerkes auszulaufen begann, wurde die N474CG wieder in den Aussenbereich vor dem Hangar auf dem Vorfeld positioniert und die *airport authority* informiert.

Der PIC beauftragte zwei Tage später einen Avionikbetrieb mit der Fehlerbehebung. Nachdem der Techniker den Zugangsdeckel an der rechten Seite der Rumpfspitze entfernt hatte, erkannte er im Bereich des Kompressors der Klimaanlage starke Brandspuren und im gesamten Innern des Rumpfbereiches erhebliche Russablagerungen (vgl. Abbildung 1 und Abbildung 2).



Abbildung 1: Die N474CG mit entferntem Zugangsdeckel an der rechten Seite der Rumpfspitze.

Feststellungen

Der Innenraum des Rumpfes im Bereich des Kompressors der Klimaanlage sowie die Innenseite des Zugangsdeckels waren stark verrusst. Der Kompressor selber wies im Bereich der elektrischen Anschlüsse starke Brandspuren auf (vgl. Abbildung 2). Oberhalb der Anschlusschraube des Pluspols war ein Weissbrand zu erkennen, unmittelbar daneben wurde eine metallische Schmelzperle festgestellt. Der Bereich um den Minuspol war thermisch gering belastet.



Abbildung 2: Innenbereich der rechten Rumpfspitze: Kompressor der Klimaanlage mit Brandspuren an den elektrischen Anschlüssen (oben: Minuspol, unten: Pluspol) sowie Brandrückstände im gesamten rechten Rumpfinnern.

Im Bereich unterhalb der elektrischen Anschlüsse befand sich eine zähflüssige Masse mit granulartartigen Einschlüssen. Entlang des Federbeins des Bugfahrwerkes waren Spuren einer herunterlaufenden, öligen Substanz erkennbar.

Keiner der elektrischen Sicherungsautomaten (*Circuit Breaker* – CB) hatte ausgelöst. Es wurden ausserdem keine Warnungen oder Meldungen auf dem Besatzungswarnsystem (*Crew Alert System* – CAS), das visuelle und akustische Alarme für die Besatzung generiert, angezeigt.

Der Sicherungspin des Gesamttrettungssystems (*Cirrus Airframe Parachute System* – CAPS) am Auslösegriff im Cockpit war nicht gesetzt.

Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges

Klimaanlage

Das *Environmental Control System* (ECS) steuert die Kabinenbelüftung und -temperatur und regelt zusätzlich die Druckkabine. Die Klimaanlage (*Air Conditioning System* – ACS) ist ein Teilsystem des ECS. Die Kühleinheit der ACS funktioniert nach dem Prinzip einer Kompressionskältemaschine. Kompressor und Kondensator des ACS befinden sich im vorderen rechten Rumpfbereich und sind von aussen über einen Zugangsdeckel zugänglich.

Die Bedienung des ACS erfolgt über eine Bedieneinheit (*ECS control panel*), die sich auf der rechten Seite des Instrumentenbretts befindet.

Elektrisches System

Die SF50 ist mit einem 28 V-Gleichstromsystem (*Direct Current* – DC) ausgerüstet, das von den beiden vom Triebwerk angetriebenen Generatoren (GEN) und zwei Bleibatterien (BAT) gespeist wird (vgl. Abbildung 3). BAT 1, BAT 2, GEN 1 und GEN 2 werden über Schalter im Cockpit zugeschaltet. Die elektrischen Verteiler *main bus*, *essential bus* und *emergency bus* sowie die Dioden sind in je einer Steuereinheit (*Master Control Unit* – MCU) im vorderen resp. im hinteren Rumpfbereich untergebracht.

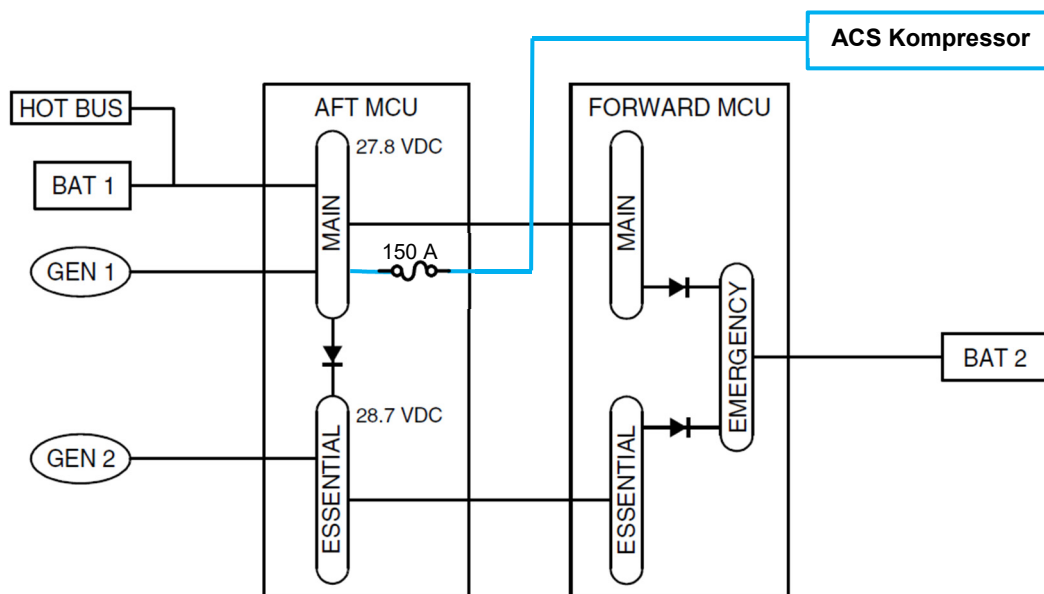


Abbildung 3: Schema des elektrischen Systems der SF50 (Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual* – AFM), angepasst durch die SUST).

An BAT 1 ist zusätzlich ein elektrischer Verteiler (*hot bus*) permanent angeschlossen, der die Kabinenbeleuchtung und einen der beiden Signalkanäle zur Auslösung des Gesamttrettungssystems versorgt.

Der Kompressor des ACS wird von der hinteren (AFT) MCU elektrisch versorgt. Das Stromkabel zum Kompressor verläuft durch die hintere Schottwand (*aft bulkhead*) unterhalb des Kabinenbodens und durch die vordere Schottwand (*forward bulkhead*) bis in die Rumpfspitze. Dieses ist in der AFT MCU mit einer 150 A-Sicherung abgesichert (vgl. Abbildung 3, blau eingezeichnet). Die Steuerung des Kompressors erfolgt über eine direkt auf dem Kompressor verbaute Steuereinheit.

Anzeigesystem

Die Stromstärke (*current*) zwischen BAT 1 und dem AFT MCU *main bus* wird auf dem Mehrzweckbildschirm (*Multi Function Display – MFD*) dargestellt. Bei einer Entladestromstärke von grösser als 5 A färben sich der angezeigte Wert und die Analoganzeige bernsteinfarben (*amber*) ein.

Gesamtrettungssystem

Das Fallschirmpaket und die Ausschussrakete des CAPS sind im mittleren vorderen Rumpfbereich untergebracht. Die Ausschussöffnung befindet sich vor den Cockpitscheiben auf der oberen Rumpfoberseite (vgl. Abbildung 4).



Abbildung 4: Ausschussöffnung des CAPS (rot gestrichelt) auf der vorderen Rumpfoberseite und Ausschussrichtung der Rakete für den Rettungsfallschirm (roter Pfeil).

Das CAPS wird durch Ziehen des Auslösegriffes an der Cockpitdecke aktiviert. Der Auslösegriff kann durch einen Sicherungsstift gesichert werden, der gemäss Prüflisten vor dem Triebwerkstart entfernt und nach dem Flug nach Ausschalten des Triebwerks wieder gesetzt wird. Das CAPS lässt sich jederzeit aktivieren, da einer der beiden Signalkanäle zur Auslösung des CAPS permanent von BAT 1 über den *hot bus* versorgt wird.

Flugschreiber

In der N474CG war ein Flugzeugdatenschreiber (*Aircraft Data Logger – ADL*), aber kein Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgert (*Cockpit Voice Recorder – CVR*) eingebaut. Der Einbau dieser Geräte war nicht vorgeschrieben. Der ADL zeichnete in einem Modul (*Recoverable Data Module – RDM*) Daten der integrierten Avionikeinheit auf, die ausgelesen und ausgewertet wurden.

Zusätzlich wurden die Daten von der Speicherkarte (*memory card*) des MFD ausgelesen.

Nach dem Ausschalten des Triebwerkes in Zürich zeichnete das RDM eine unmittelbar bis auf 62 A ansteigende Entladungsstromstärke von der BAT 1 zum AFT MCU *main bus* auf, die bis zum Ausschalten der Batterie anhielt.

Weitere Abklärungen

Der Kompressor des ACS wurde aus der N474CG ausgebaut und weiteren Abklärungen unterzogen. Vor der Demontage wurden die elektrischen Anschlüsse auf deren festen Sitz überprüft: Die Schrauben waren satt angezogen und an den Schraubengewinden resp. in den Bohrungen der Kabelschuhe waren keine Erosionsspuren durch Lichtbögen als Folge eines ungenügenden elektrischen Kontaktes zu erkennen.

In Abbildung 5 sind die Beschädigungen an der Steuereinheit (*controller*) des ausgebauten Kompressors erkennbar. Abbildung 6 zeigt den *controller* im Vergleich zu einer unbeschädigten Steuereinheit, bei der die Plastikabdeckung entfernt wurde.



Abbildung 5: Seitenansicht des *controller* des Kompressors mit Pluspol (roter Pfeil) und Minuspol (schwarzer Pfeil).

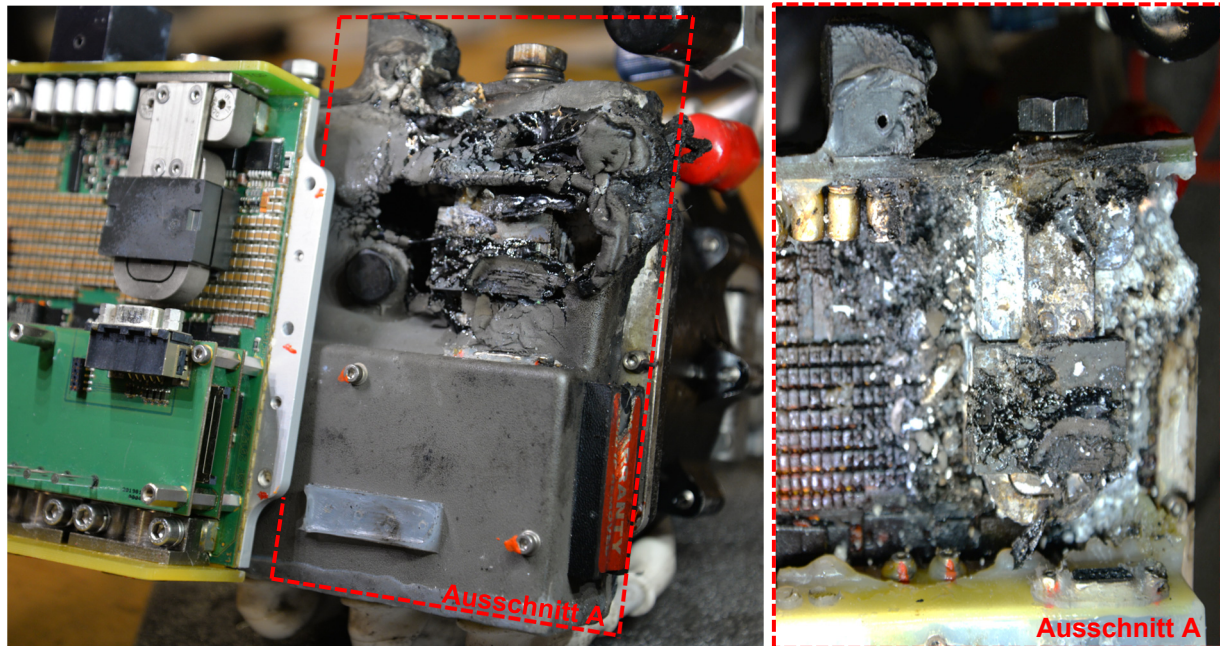


Abbildung 6: Beschädigter *controller* im Vergleich zu einem unbeschädigten *controller* ohne Plastikabdeckung (links). Der Ausschnitt rechts zeigt den beschädigten *controller* bei entfernter Plastikabdeckung.

Der Kompressor wurde mit einem betriebstüchtigen *controller* bestückt und einer Testprozedur unterzogen. Die Resultate ergaben, dass der Kompressor selber und dessen Antrieb innerhalb der vorgegebenen, normalen Grenzwerte funktionierten.

Eine vertiefte Inspektion des beschädigten *controller* ergab, dass sich die Leiterplatte (*Printed Circuit Board* – PCB) im Bereich der Haupt-Stromzufuhr vom Kühlkörper (*heat sink*) gelöst hatte. Dieser Bereich des PCB wies starke Beschädigungen auf, die einerseits auf eine hohe lokale Hitzeentwicklung von über 900 °C und andererseits auf Korrosionsschäden hindeuteten.

Der Einfluss eines zu geringen Anziehmomentes der elektrischen Anschlüsse wurde mittels eines Versuches an einem betriebstüchtigen *controller* evaluiert. Das Schadensbild, das bei einem Anziehmoment von 50 % resp. 0 % entstand, stimmte nur teilweise mit demjenigen beim schweren Vorfall überein. Insbesondere entstanden bei diesem Test an den elektrischen Zuleitungen zum Kompressor grosse thermische Schäden, die bei den originalen Anschlussstücken der elektrischen Zuleitungen nicht aufgetreten waren.

Die Hypothese, dass Wasser zwischen PCB und *heat sink* eingedrungen sein und Korrosionsschäden resp. Kurzschlüsse hervorgerufen haben könnte, wurde mittels eines weiteren Versuchsaufbaus getestet. Ein am Kompressor eingebauter, betriebstüchtiger *controller* wurde absichtlich beschädigt, so dass eine aufgebrachte Salzwasserlösung im Bereich des Haupt-Stromanschlusses zwischen PCB und *heat sink* sickern konnte. Anschliessend wurde der *controller* resp. Kompressor elektrisch mit unterschiedlich starken Stromquellen versorgt:

- Nach mehrmaligem Ein- und Ausschalten der Stromquelle mit geringer Stromstärke (maximal 0.5 A) wurde ein beständiger Kriechstrom von ca. 0.5 A gemessen. Gleichzeitig bildeten sich im Bereich des beschädigten PCB kleine Bläschen, grünlicher Abfluss sowie leichter Dampf. Nach dem Test betrug der Widerstand zwischen dem Plus- und Minuspol des *controller* nur 0.7 Ohm. Bei einem betriebstüchtigen *controller* liegt dieser bei rund 25 000 Ohm.
- Nach dem Einschalten der Stromquelle mit hoher Stromstärke (maximal 150 A) trat jeweils eine kurzzeitige, starke Funkenbildung auf dem PCB auf. Anschliessend pendelte sich die Stromstärke auf den zu erwartenden Wert ein. Beim fünften Einschaltzyklus entzündete

sich der *controller* spontan und die Stromstärke erhöhte sich unvermittelt auf über 150 A. Nachdem die Stromquelle ausgeschaltet war, versiegte das Feuer selbstständig nach wenigen Sekunden.

Die durch dieses Feuer am *controller* entstandenen Schäden waren den Beschädigungen, die an den Bauteilen des Kompressors der N474CG aufgetreten waren, sehr ähnlich.

Luftfahrzeugflughandbuch

Im Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) werden die Prüflisten bei Notfällen bereitgestellt. Die Prüfliste zur Beseitigung von Rauch (*smoke removal*) beinhaltet unter anderem die folgenden Punkte:

- „ [...]“
11. *All Other Switches (except BAT 2) off*
[...]“
12. *Land as soon as possible.*
[...]“

Bei der Prüfliste für eine überhöhte Stromstärke des GEN 1 (*generator 1 current*) werden unter anderem folgende Punkte aufgeführt:

- „ [...]“
If message persists:
a. *GEN 1 Switch off*
b. *BAT 1 Switch off*
c. *Land as soon as practicable, avoiding IMC or night flight as able (reduced power redundancy).*
[...]“

Eine Prüfliste bei zu hohem Entladungsstrom der BAT 1 existiert nicht.

Das Setzen des Sicherungspins des Gesamtrettungssystems erfolgt gemäss Prüfliste zum Ausschalten des Triebwerks (*shutdown*):

- „ [...]“
9. *CAPS Pin replace*
[...]“

Technische Mitteilungen

Der Flugzeughersteller veröffentlichte aufgrund des schweren Vorfalls zwei technische Mitteilungen (*Service Bulletin – SB*).

Gemäss SB5X-21-02 „2 Nov 2018, 21-50 Cooling – Air Conditioning Compressor Bolts Inspection“ müssen bei Flugzeugen der betroffenen Seriennummern einmalig die elektrischen Anschlüsse am Kompressor kontrolliert sowie das Anziehmoment der Anschlussbolzen überprüft und korrekt eingestellt werden.

Gemäss SB5X-21-03 „27 Dec 2018, 21-50 Cooling – Air Conditioning Compressor Electrical Power Input Ports Inspection“ müssen bei Flugzeugen der betroffenen Seriennummern in periodischen Abständen die elektrische Spannung und der elektrische Widerstand zwischen den Anschlüssen (Plus- und Minuspol, vgl. Abbildung 5) gemessen werden, um ein mögliches Eindringen von Feuchtigkeit oder Wasser im *controller* des Kompressors ausschliessen zu können. Bei Überschreiten gewisser Grenzwerte muss der Kompressor ausgetauscht werden.

Meldewesen

Eine unverzügliche Meldung des schweren Vorfalls an die Meldestelle der SUST, wie dies gemäss Art. 17 VSZV vorgeschrieben ist, erfolgte nicht. Die Kommission der SUST hat ge-

mäss Art. 10 lit. e VSZV die Schweizerische Rettungsflugwacht (REGA) als Meldestelle bezeichnet. Unfälle und schwere Vorfälle müssen deshalb gemäss Luftfahrhandbuch der Schweiz (*Aeronautical Information Publication – AIP*) unmittelbar nach dem Zwischenfall an die Alarmzentrale der REGA (Telefonnummer 1414) gemeldet werden.

Analyse

Technische Aspekte

Aus den Daten des Flugzeugdatenschreibers lässt sich eindeutig schliessen, dass der Kompressor der Klimaanlage (*Air Conditioning System – ACS*) auf dem Hinflug am 22. September 2018 von Zürich nach Mainz-Finthen in allen Phasen des Fluges normal funktioniert hatte. Für den anschliessenden Rückflug nach Zürich wurde das *Environmental Control System (ECS)*, das auch die ACS steuert, nach dem Triebwerkstart von der Flugbesatzung korrekt gemäss Checkliste eingeschaltet. Aus den Daten ist zweifelsfrei erkennbar, dass der Kompressor während des Rückfluges zu keinem Zeitpunkt anlief, obwohl das ECS das entsprechende Startsignal und eine adäquate Drehzahlvorgabe an die Steuereinheit des Kompressors des ACS übermittelte.

Das Schadensbild am Kompressor zeigte eindeutig, dass ein elektrischer Kurzschluss zwischen der Stromzufuhr zur Steuereinheit (*controller*) des Kompressors und der potentialfreien Masse, im vorliegenden Fall dem Gehäuse oder dem Kühlkörper (*heat sink*) des *controller*, bestanden hatte. Der dadurch entstandene Gleichstromlichtbogen entwickelte eine grosse Hitze und verbrannte resp. versengte alles angrenzende Material. Der Kurzschluss wurde erst unterbrochen, als der Pilot die Stromzufuhr zum Kompressor mittels Betätigen des Batterieschalters nach dem Abstellen des Triebwerks deaktivierte.

Die vertieften Abklärungen ergaben, dass ein zu geringes Anziehungmoment der elektrischen Zuleitungen am *controller* des Kompressors ausgeschlossen werden konnte, da unter anderem keine Erosionsspuren durch Lichtbögen als Folge eines ungenügenden elektrischen Kontaktes zu erkennen waren. Hingegen ist es denkbar, dass ein zu hohes Anziehungmoment der elektrischen Zuleitungen Beschädigungen auf der Leiterplatte (*Printed Circuit Board – PCB*) des *controller* hervorgerufen hatten, die möglicherweise die Entstehung des elektrischen Kurzschlusses begünstigten. In diesem Fall könnte sich beispielsweise die Verklebung zwischen PCB und *heat sink* teilweise gelöst und dies zum Eindringen von Feuchtigkeit resp. zum Verlust der elektrischen Isolation geführt haben.

Bei einem Versuchsaufbau konnte gezeigt werden, dass ein derartiges Eindringen von Wasser zwischen PCB und *heat sink* nach einer gewissen Zeit zu einem Kurzschluss im *controller* und letztendlich zu einem Schadensbild führt, wie es im Fall der N474CG vorgefunden wurde.

Wie resp. wann das Wasser oder die Feuchtigkeit in den *controller* gelangte, liess sich nicht abschliessend eruieren. Neben einem zu hohen Anziehungmoment bei der Montage der elektrischen Zuleitungen können solche Schäden auch durch eine fehlerhafte Produktion oder wegen einer anderen, falschen Handhabung wie beispielsweise dem Fallenlassen des Kompressors entstehen.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass höchstwahrscheinlich eingedrungenes Wasser oder Feuchtigkeit im *controller* des Kompressors ursächlich für die Entstehung des schweren Vorfalles war. Die Rauchentwicklung, die nur vom Versengen resp. Verbrennen der dem Gleichstromlichtbogen angrenzenden Materialien herrühren konnte, war nach dem Verlassen des Flugzeuges am Boden deutlich sichtbar. Es ist deshalb wahrscheinlich, dass der *controller* während des Rückfluges zwar bereits funktionsuntüchtig war, aber der Kurzschluss mit Funkenbildung und die Feuerentwicklung zufälligerweise erst während der Endphase des Fluges, möglicherweise sogar erst am Boden nach der Landung entstanden.

Menschliche und betriebliche Aspekte

Das Versagen des Kompressors und das sich Anbahnen des Brandes im vorderen Avionikraum konnten von der Besatzung der N474CG nicht vorhergesehen oder erkannt werden. Als erstes diesbezügliches Indiz wurde der ungewöhnliche Geruch nach der Landung in Zürich wahrgenommen. Da die Geruchsbildung während des Rollens nur gering und betreffend deren Herkunft noch nicht zuordnungsbar war, ist es nachvollziehbar, dass die Besatzung bis zum Vorfeld zum geplanten Standplatz rollte und nicht sofort anhielt und die Prüfliste zur Beseitigung von Rauch (*smoke removal*) ausführte. Dass es sich um ein elektrisches Problem handelte, wurde erst klar, nachdem nach dem Ausschalten des Triebwerkes ein ungewöhnlich hoher Entladestrom von der Hauptbatterie bestehen blieb, der ungewöhnliche Geruch als elektrischer Brandgeruch wahrgenommen und die Rauchentwicklung aus dem rechten, vorderen Avionikraum erkannt wurde. Das Ausschalten der Batterie und damit der gesamten elektrischen Stromversorgung war deshalb sinnvoll und zielgerichtet.

Ein Ausführen der Prüfliste *smoke removal* hätte dazu geführt, dass bis auf die Batterie 2, die nur den *emergency bus* (vgl. Abbildung 3) elektrisch speist, alle elektrischen Versorger ausgeschaltet worden wären. ECS, ACS sowie der Kompressor des ACS wären in diesem Fall ebenfalls stromlos geworden.

Nach dem Aussteigen der Besatzung aus dem Flugzeug war der Ursprung der Rauch- und Hitzeentwicklung weiterhin unbekannt. Es zeugt von fehlendem Sicherheitsbewusstsein, dass keine sofortige Meldung an eine zentrale Stelle des Flughafens, beispielsweise an die Flughafenaufsicht (*airport authority*), erfolgte. Da ausserdem die Benachrichtigung der SUST unterblieb, die gemäss VSZV Art. 17 vorgeschrieben ist und unverzüglich zu erfolgen hat, blieben die Bodenmitarbeiter des Flughafens betreffend die Gefahr, die von der N474CG ausging, unwissend.

Dies manifestiert sich in der Tatsache, dass die N474CG von Flughafenmitarbeitern nachfolgend in den Hangar gezogen wurde und diese später erstaunt waren, dass aus dem Bugfahrwerkschacht des Flugzeuges eine undefinierbare, gelartige Flüssigkeit auslief. Da der technische Zustand und infolge die Gefährdung, die von der N474CG ausging, unbekannt war, war in dieser Phase die Nicht-Beaufsichtigung und die Hangarierung des Flugzeuges risikoreich.

Der Sicherungspin des Gesamttretungssystems war von der Besatzung nicht gesetzt worden, wie dies gemäss Prüfliste für das Abstellen des Triebwerkes (*shutdown*) vorgesehen ist, und wurde erst 10 Tage nach dem schweren Vorfall installiert. Mit Blick auf die Folgen einer versehentlichen Aktivierung des Rettungssystems war dies nicht sicherheitsbewusst, zumal bis zu diesem Zeitpunkt wegen des technischen Defektes der Klimaanlage von verschiedene Personen Arbeiten am Flugzeug und in der Flugzeugkabine durchführt worden waren.

Schlussfolgerungen

Der schwere Vorfall, bei dem gegen Ende des Fluges im vorderen Avionikraum ein Brand ausbrach, ist darauf zurückzuführen, dass höchstwahrscheinlich Wasser oder Feuchtigkeit in die Steuereinheit des Klimaanlage-Kompressors gelangte und dies lokal zu einem elektrischen Kurzschluss mit Funkenbildung und grosser Hitzeentwicklung führte.

Der Grund für das Eindringen des Wassers oder der Feuchtigkeit konnte nicht abschliessend eruiert werden.

Die vom Flugzeughersteller getroffenen Massnahmen, die in Form von zwei technischen Mitteilungen veröffentlicht und an betroffenen Flugzeugen verbindlich ausgeführt werden müssen, erscheinen geeignet, die beim vorliegenden schweren Vorfall als wahrscheinlich identifizierten technischen Ursachen anzugehen. Die SUST verzichtet deshalb gestützt auf Art. 45 Abs. 1 der VSZV auf weitere Untersuchungshandlungen und schliesst die Untersuchung mit diesem summarischen Bericht ab.

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

Bern, 10. Dezember 2019

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle