

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses:	Schwere Störung
Datum:	1. März 2010
Ort:	nahe Stuttgart
Luftfahrzeug:	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Cessna Aircraft Company/ Cessna 525A
Personenschaden:	keiner
Sachschaden:	Luftfahrzeug leicht beschädigt
Drittschaden:	keiner
Informationsquelle:	Untersuchung durch Mitarbeiter der BFU
Aktenzeichen:	BFU 7X001-10

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Am 1. März 2010 um 8:03 Uhr¹ startete das Flugzeug vom Verkehrsflughafen Stuttgart zu einem Überführungsflug nach Bremen. Außer dem Piloten befanden sich keine weiteren Personen an Bord. Die Vorflugkontrolle, das Anlassen der Triebwerke

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit.

und der Start verliefen ohne Probleme. Zeitgleich mit dem Einfahren der Landklappen von 15° auf 0° nahm der Pilot ungewöhnliche Vibrationen und ein starkes Giermoment nach links wahr. Unmittelbar darauf hörte er die akustische Warnung Left Engine Fire. Nach seinen Angaben befand sich dabei die Turbinentemperatur (ITT) in diesem Moment weit im roten Bereich. Daraufhin wurde der linke Schubhebel zunächst in die Stellung IDLE und unmittelbar danach in die Stellung SHUTOFF gebracht. Anschließend wurde der linke Engine Fire Switch gedrückt. Die Feuerwarnung ging nach einigen Sekunden von selbst aus, sodass die Engine Fire Bottles nicht betätigt wurden. Der Pilot gab an, dass zu diesem Zeitpunkt nur noch sehr leichte Vibrationen spürbar waren. Die N2-Anzeige zeigte den Wert null und die N1-Welle ca. 20% an. Im weiteren Flugverlauf nahmen die Vibrationen wieder zu.

Das Flugzeug kehrte daraufhin zum Flughafen Stuttgart zurück und landete um 8:22 Uhr ohne weitere Probleme.

Angaben zu Personen

Der 46-jährige verantwortliche Luftfahrzeugführer war im Besitz einer Lizenz für Verkehrsflugzeugführer (ATPL (A)), erstmalig ausgestellt im Jahr 1987, gültig bis 20.12.2014. Sein medizinisches Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 war bis zum 20.06.2010 gültig. Er hatte eine bis zum 27.02.2011 gültige Musterberechtigung als verantwortlicher Luftfahrzeugführer (PIC) für das Flugzeug Cessna 525. Weiterhin besaß er gültige Berechtigungen für das Flugzeugmuster CLRJ 100 sowie für ein- und zweimotorige kolbengetriebene Landflugzeuge.

Seine Flugerfahrung betrug

gesamt:	ca. 21 000 Stunden
auf dem Muster:	ca. 300 Stunden
in den letzten 90 Tagen:	128 Stunden
in den letzten 30 Tagen:	52 Stunden

Angaben zum Luftfahrzeug

Das Flugzeug Cessna 525A ist ein zweimotoriger Tiefdecker. Es wird unter dem Markennamen Citation Jet 2+ (CJ2+) geführt. Das Flugzeug verfügt über sechs Sitzplätze. Beide Triebwerke sind am Rumpfheck angebracht.

Die letzte Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit (ARC) wurde am 30.07.2009 ausgestellt und war bis zum 29.07.2010 gültig. Das Flugzeug war in Deutschland zum Verkehr zugelassen und wurde von einem deutschen Luftfahrtunternehmen betrieben.

Die Gesamtbetriebszeit des Flugzeuges und der Triebwerke zum Zeitpunkt der Störung betrug 1 223 Flugstunden und 1 161 Cycles.

Hersteller: Cessna Aircraft Company
Baujahr: 2007
Serien-Nummer: 525A-0358
MTOM: 5 613 kg
Triebwerke: Williams International FJ44-3A-24
Serien-Nummer: 216118

Das Triebwerk FJ44-3A-24 ist eine Zwei-Wellen-Turbofan-Triebwerk. Der einstufige Fan und ein dreistufiger Axial-Zwischenverdichter (IPC) werden durch die zweistufige Niederdruckturbine (LPT) angetrieben. Der einstufige Radial-Hochdruckverdichter (HPC) wird durch die einstufige Hochdruckturbine (HPT) angetrieben. Das Triebwerk verfügt über eine Ringbrennkammer. Der Kraftstoff wird über eine ringförmige Düse im Bereich der Triebwerkwellen nach außen in die Brennkammer verteilt.

Meteorologische Informationen

Laut der Routinewettermeldung für die Luftfahrt (METAR) von Stuttgart, Ausgabezeit 08:20 Uhr (07:20 UTC), lagen folgende Wetterbedingungen vor:

Wind: 120° / 03 kt
Sicht: größer 10 km
Niederschlag: keiner
Bewölkung: 1-2 Achtel in 2 000 ft
Temperatur: 5 °C
Taupunkt: - 1 °C
Luftdruck: 1 009 hPa

Funkverkehr

Es bestand Funkverkehr mit der Flugverkehrskontrollstelle am Flughafen Stuttgart.

Angaben zum Flugplatz

Der Flughafen Stuttgart ist ein internationaler Verkehrsflughafen. Er verfügte über eine in Richtung 074°/254° verlaufende 3 345 m lange und 45 m breite Start- und Landebahn.

Flugdatenaufzeichnung

Im Flugzeug waren kein Flight Data Recorder (FDR) und Cockpit Voice Recorder (CVR) eingebaut. Diese Aufzeichnungsgeräte waren nicht vorgeschrieben.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Nach der Landung wurde festgestellt, dass die äußere Seite der Verkleidung des linken Triebwerkes im hinteren Bereich zerstört war. Das Triebwerk war in diesem Bereich beschädigt. In der Triebwerksverkleidung fanden sich gleichmäßig verteilte Durchschlagsspuren.

Die Triebwerkuntersuchung wurde beim Hersteller Williams International unter Aufsicht der amerikanischen Unfalluntersuchungsbehörde (NTSB) durchgeführt. Am Fan und an den beiden Kompressoren gab es keine sichtbaren Schäden. Das Diffusor-Gehäuse und das Diffusor-Rohr wiesen keine thermischen Schäden auf. Das Diffusor-Rohr zeigte aber auf der Innenseite Rußspuren. Das angelötete vordere Ende des Diffusor-Rohrs war umlaufend zwischen der 9:30- und 8-Uhr-Position² gerissen. Außerdem befanden sich am hinteren Ende axial ausgerichtete Risse, die sich umlaufend fortsetzten.

Am Diffusor-Rohr, im Bereich der 2- bis 3-Uhr-Position, fehlte am hinteren Ende ein Teil mit den Abmessungen 106 mm x 108 mm x 60 mm x 34 mm. Das Bruchstück lag im Bereich des Flammrohrs.

Die Durchführung im Diffusor-Rohr zur Aufnahme des Kraftstoffrohrs hatte eine ovale Form und war an den Kanten aufgebogen. Das Kraftstoffrohr wies an dieser Stelle an der Außenwand Abriebspuren auf.

² Alle Angaben zu Uhrzeiten im Zusammenhang mit Positionsangaben am Triebwerk beziehen sich auf den Blick in Flugrichtung.

Die Brennkammer wies Löcher mit Rußspuren auf.

Das Kraftstoffrohr war am äußeren Ende an der gelöteten Verbindung zum Diffusor-Gehäuse gebrochen.

Außerdem fanden sich Schäden an der Hoch- und Niederdruckturbine sowie am Abgasrohr. Das Gehäuse der Niederdruckturbine war zwischen der 6- und 9-Uhr-Position weggebrannt.

Die ebenfalls beim Triebwerkhersteller durchgeführte eingehende mikroskopische Untersuchung der Kraftstoffleitung und der Risse im Diffusor musste sich auf die Bereiche beschränken, deren Bruchflächen nicht verrieben waren. Sowohl bei den vorderen als auch bei den hinteren Rissen am Diffusor waren klare Anzeichen eines Ermüdungsbruchs erkennbar. Die untersuchten Bruchflächen am Kraftstoffrohr zeigten ebenfalls Merkmale eines Ermüdungsbruchs. Sie begannen an der gelöteten Kehlnaht im Bereich der Kraftstoffleitung und setzten sich in den Bereich des Rohres fort.

Brand

An der Triebwerkverkleidung und am Triebwerkträger (Pylon) wurden Spuren eines Brandes festgestellt.

Zusätzliche Informationen

Bei zwei vorangegangenen Flügen wurde Rauchgeruch in der Kabine wahrgenommen. Der Rauchgeruch konnte eliminiert werden, indem der Schalter Air Source Select auf die Stellung rechtes Triebwerk gesetzt wurde. Bereits im vergangenen halben Jahr wurde eine um ca. 20 ° bis 30 °C erhöhte Turbinentemperatur des linken Triebwerkes festgestellt. Am 11. November 2010 und am 7. Dezember 2009 wurde eine Boroskopie des linken Triebwerkes durchgeführt.

Der Triebwerkhersteller teilte zum Zeitpunkt der Untersuchung des Triebwerkes mit, dass es bisher keine Fälle von Brüchen am Diffusor bei der Baureihe FJ44-3A-24 gegeben habe. Allerdings waren ihm 17 Fälle im gesamten FJ44-3A Programm bekannt. Im Zusammenhang mit der Entwicklung der Baureihe FJ44-4 wurde der Diffusor verstärkt. Dieser Diffusor soll schrittweise in die Baureihen FJ44-3A und FJ44-3A-24 eingebaut werden. Dazu wurde von Williams International das Service Bulletin FJ44-72-093 herausgegeben.

Williams International informierte mit dem Schreiben vom 5. April 2010 alle Betreiber dieses Triebwerks über das Ereignis und führte drei Anzeichen eines Schadens am Diffusor auf:

- a persistent bleed odor
- a sudden increase in inter-turbine temperature (ITT) or in the ITT split between engines of 30 °C
- difficulty removing the start fuel nozzle adapter or igniter

Nach Angaben des Triebwerkherstellers wurden bis zum Januar 2015 fast alle Triebwerke der Baureihe FJ44-3A-24 auf den geänderten Diffusor umgerüstet. Bisher wurden dem Triebwerkhersteller keine Brüche am geänderten Diffusor gemeldet.

Beurteilung

Die Risse an dem Diffusor wurden durch die zwangsläufig im Betrieb auftretenden Schwingungen verursacht. Die Brüche am vorderen Ende des Diffusors ermöglichten, dass sich der Diffusor nach hinten bewegte und das Kraftstoffrohr berührte. Dadurch wurde das Kraftstoffrohr ebenfalls durch Schwingungen belastet. Mit dem Bruch des Rohres wurde ein unkontrollierter Zustrom von Kraftstoff in den Brennraum ermöglicht, der zum Durchbrennen der Brennkammer führte. Alle weiteren Schäden waren Folgeschäden.

Die Firewall des Flugzeuges verhinderte ein Übergreifen des Feuers auf die Flugzeugstruktur. Die Intensität des Feuers war so gering, dass durch das Abstellen des Triebwerkes das Feuer gelöscht werden konnte. Der Einsatz der Feuerlöschmittel war deshalb nicht notwendig.

Die im Vorfeld aufgetretenen Gerüche der Bleed Air und die erhöhte Turbinentemperatur ITT des linken Triebwerkes können als erste Anzeichen des Schadens gewertet werden.

Der Pilot führte die für diese Situation notwendigen Handlungen korrekt aus.

Der Triebwerkhersteller hat mit der eingeleiteten konstruktiven Änderung eine wirksame Korrekturmaßnahme durchgeführt, da diese Brüche am Diffusor nicht mehr auftraten.

Schlussfolgerungen

Die Schwere Störung ist auf einen Ermüdungsbruch am Diffusor zurückzuführen.

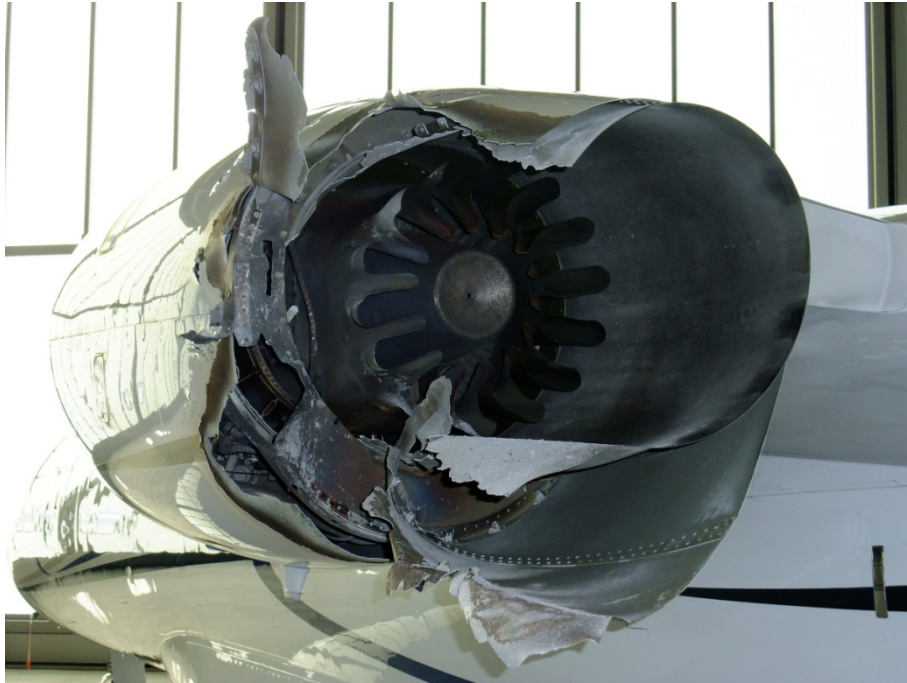
Sicherheitsempfehlungen

Auf Grund der Korrekturmaßnahme des Herstellers wurden keine Sicherheitsempfehlungen herausgegeben.

Untersuchungsführer: Karge

Braunschweig, 11. November 2015

Anlagen

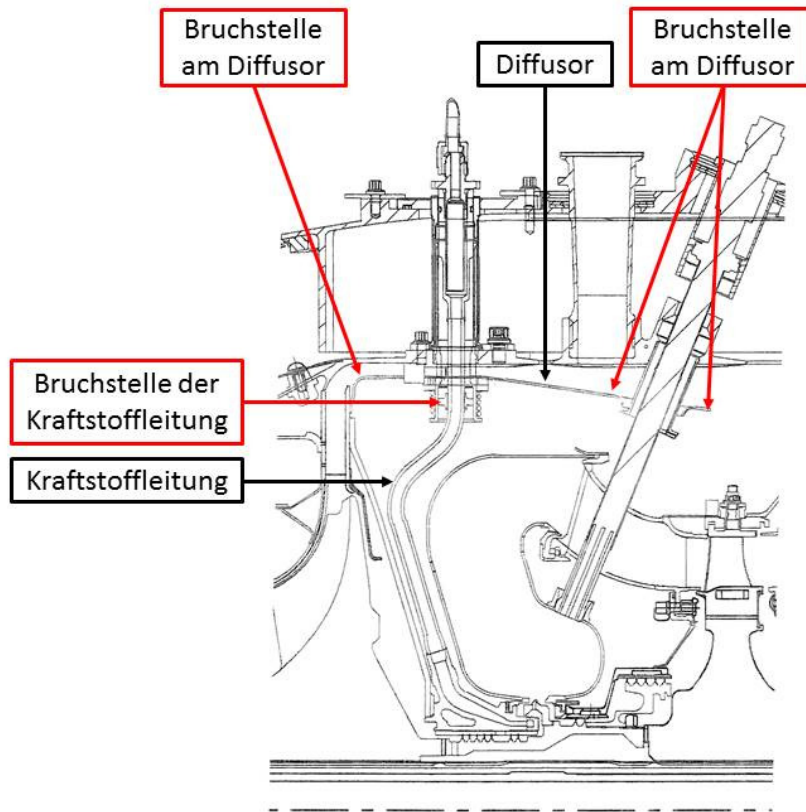


Zerstörtes Triebwerk



Beschädigtes Triebwerksgehäuse und Turbine

Foto (2): Flugzeughalter



Lage der Bruchstellen im Triebwerk

Quelle: Triebwerkhersteller/BFU

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluffahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Herausgeber

Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16

38108 Braunschweig

Telefon 0 531 35 48 - 0
Telefax 0 531 35 48 - 246

Mail box@bfu-web.de
Internet www.bfu-web.de