

# Untersuchungsbericht

## Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	28. Mai 2012
Ort:	Parchim
Luftfahrzeug:	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Diamond / DA 42 Twin Star
Personenschaden:	Pilot und ein Fluggast schwer verletzt zwei Fluggäste tödlich verletzt
Sachschaden:	Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden:	Flurschaden
Aktenzeichen:	BFU CX009-12

## Sachverhalt

### Ereignisse und Flugverlauf

Der Pilot gab an, dass er einen mehrtägigen Ausflug zusammen mit seiner Frau und Bekannten geplant hatte. Er sei am 24.05.2012 gegen 07:00 Uhr<sup>1</sup> mit einer gechar-

---

<sup>1</sup> Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

terten DA 42 von Basel, Schweiz, zu einem Flug nach Westerland auf Sylt gestartet. Die Gäste sollten dort für einen Aufenthalt abgesetzt werden, während der Pilot zu einem Geschäftstermin nach Billund, Dänemark, weiterfliegen und am Folgetag zurückkehren wollte. Der Flug nach Sylt erfolgte zunächst ohne Probleme. Während des Reisefluges stellte der Pilot einen Leistungsabfall des rechten Triebwerks von etwa 5-10 % fest, den er durch entsprechende Leistungszufuhr ausglich. Nach der Aussage des Piloten hatte er aus diesem Grund dem kurzzeitigen Leistungsabfall keine Bedeutung beigemessen und daher keinen Bordbucheintrag vorgenommen.

Der Pilot gab an, dass nach der Landung in Sylt die Passagiere ausstiegen und er weiter nach Billund fliegen wollte. Beim Start in Sylt kam es zu einem Leistungsverlust am rechten Triebwerk. In einer ersten Befragung des Piloten am 11.06.2012 durch die Polizei sagte er aus, dass es zu einem Stillstand des rechten Motors gekommen sei. Später erklärte er gegenüber der BFU, dass während das rechte Triebwerk volle Drehzahl gehabt habe, der rechte Propeller stehengeblieben sei. Der Pilot brach den Start ab. Der Pilot sagte aus, dass er diesen Vorfall nicht im Bordbuch eintrug, da der Flug nicht durchgeführt worden sei und er die Information telefonisch an den Halter und den Wartungsbetrieb übermittelt habe.

Der Flugzeughalter beauftragte den Wartungsbetrieb der deutschen Diamond-Vertretung. Daraufhin wurden Mitarbeiter zur Fehlerbehebung für den Folgetag nach Sylt beordert.

Am 25.05.2012 wurde eine Wartung und Fehlerdiagnose durch den angereisten Wartungsdienst durchgeführt, in deren Verlauf das Propellerregelventil ausgetauscht wurde. Der Pilot gab an, dass er mit dem Mechaniker telefoniert habe und dieser ihm bestätigte, dass das Flugzeug wieder in Ordnung sei.

Am 26.05.2012 startete der Flugzeugführer mit den Passagieren zum Weiterflug nach Parchim. Der eineinhalbstündige Flug verlief laut Aussage des Piloten ohne Probleme.

Der Rückflug nach Basel war für den 28.05.2012 geplant. Laut der Aussage des Piloten habe er das Flugzeug in Parchim für eine Flugzeit von fünf Stunden betankt. Um 13:27 Uhr meldete sich der Pilot über Funk und bat um eine Freigabe zum Anlassen der Triebwerke für einen Flug nach Instrumentenflugregeln (IFR) nach Basel. Um 13:40 Uhr erfolgte die Startfreigabe auf der Piste 24 durch den Platzverkehrslotsen. Der Pilot meldete um 13:41:19 Uhr: „We do a right turn as planned [...] and I am rolling now.“

Laut Radardaten befand sich das Flugzeug etwa eine nautische Meile westlich des Landebahndendes der Piste 24 in einer Höhe von ca. 650 ft über Grund, als der Pilot um 13:43:03 Uhr meldete: „[...] I need to return to the field I have an engine failure on the right engine.“ Die Geschwindigkeit über Grund des Luftfahrzeuges betrug zu diesem Zeitpunkt laut Radardaten 80 kt und stieg danach auf ca. 100 kt. Um 13:43:37 Uhr fragte der Pilot: „[...] may I use runway zero six sir?“ Der Lotse antwortete: „If you like, wind three two zero, seven knots, cleared to land all runways“. Aus der Radaraufzeichnung ging hervor, dass sich das Flugzeug zu diesem Zeitpunkt etwa eine halbe nautische Meile nordwestlich der Landebahnschwelle 06 in einer Höhe von ca. 450 ft über Grund befand und sich in einer Rechtskurve dem Flugplatz näherte. Um 13:43:44 Uhr bestätigte der Luftfahrzeugführer: „All runways (unverständlich) to the field to (abgebrochen).“ Im Verlauf der Rechtskurve verringerte sich die Flughöhe und erreichte um 13:43:47 Uhr 350 ft über Grund. Das letzte Radarziel wurde um 13:43:57 Uhr aufgezeichnet.

Zeugen sahen das Flugzeug, wie es aus Nordwesten kommend, in einer Rechtskurve mit geringer Querneigung über den Flugplatz in südliche Richtung flog. Das Luftfahrzeug prallte kurze Zeit später südlich des Flugplatzes auf ein Feld und überschlug sich.

## Angaben zu Personen

Der 58-jährige Luftfahrzeugführer war schweizerischer Staatsbürger. Er war im Besitz einer Lizenz für Privatpiloten (PPL A) nach den Richtlinien JAR-FCL Schweiz. Die Lizenz wurde erstmalig am 10.11.1972 ausgestellt. Nach einer fliegerischen Pause von ca. 25 Jahren hatte der Luftfahrzeugführer nach eigenen Angaben 1997 seine Lizenz erneuert. Seit 1997 hatte er 904 Stunden geflogen, sodass seine Gesamtflugerfahrung zum Unfallzeitpunkt 934 Stunden betrug, davon 45 Stunden auf dem betroffenen Muster. In den letzten 90 Tagen hatte er 8:10 Stunden auf einmotorigen Flugzeugen (SEP) und in den letzten 30 Tagen ca. neun Stunden auf dem betroffenen Flugzeug geflogen.

In der Lizenz waren die Klassenberechtigungen SEP (single engine piston) und MEP (multi engine piston) eingetragen. Der Eintrag MEP datierte vom 04.08.2011. Die Berechtigungen waren bis zum 04.08.2012 gültig. Er besaß ein bis zum 29.12.2012 gültiges Tauglichkeitszeugnis Klasse 1 nach den Regelungen JAR-FCL 3 mit der Auflage, eine korrigierende Brille zu tragen.

Die Ausbildung zur Klassenberechtigung für mehrmotorige Flugzeuge erfolgte im Jahr 2011 an einer schweizerischen Flugschule. Zur praktischen Schulung wurde das verunfallte Luftfahrzeug eingesetzt. Die Ausbildung umfasste 10:15 Flug- und 12 Theoriestunden. Dazu wurden laut Aussage der Flugschule Unterlagen der Firma Diamond genutzt. Die Ausbildung für das Garmin-System wurde mit Unterstützung des DA 42-Garmin-Simulators (PC) gesondert durchgeführt. Die Systeme wurden im Ground-Kurs (GND-Kurs) unterrichtet, ebenso der Gebrauch der Checklisten für das eingesetzte Luftfahrzeug. Die Verfahren (Procedures) wurden im GND-Kurs sowie in der Praxis vermittelt. Das Kapitel Aircraft Performance wurde nur im GND-Kurs abgehandelt.

## Angaben zum Luftfahrzeug

Das Muster Diamond DA 42 Twin Star ist ein zweimotoriger, aus Faserverbundwerkstoffen (GFK/CFK) hergestellter, viersitziger Tiefdecker mit einziehbarem Fahrwerk. Das Muster war gemäß JAR-23 für den Betrieb mit einem Piloten zugelassen.

Hersteller:	Daimond Aircraft Industries GmbH
Muster:	DA 42 Twin Star
Werknummer:	42.196
Baujahr:	2006
MTOM:	1 785 kg
Leermasse:	1 319,5 kg
Gesamtflugzeit:	589 Stunden
Triebwerke:	Thielert TAE 125-02-99
Propeller:	MT-Propeller MTV-6-A-C-F/CF 187-129

Das Luftfahrzeug wurde von einer Haltergemeinschaft betrieben. Die letzte Prüfung der Lufttüchtigkeit nach AMC 901(d) erfolgte am 14.12.2011. Am 15.05.2012 wurde bei einer Betriebszeit von 528 Stunden eine 200-Stunden-Kontrolle nach Angaben des Herstellers an Zelle und Motor durchgeführt. Danach wurden ca. sieben Stunden mit dem Flugzeug geflogen. Die Wartung wurde durch einen Instandhaltungsbetrieb, genehmigt nach Part 145M, in Deutschland durchgeführt.

Im Unterhaltsnachweis der Triebwerke wurde am 25.02.11 bei 296 Stunden Betriebszeit des Motors ein Austausch der Kupplung im Rahmen einer Anweisung des Triebwerkherstellers aufgeführt. Ein weiterer Wechsel der Kupplungsscheibe erfolgte am 08.06.2011.

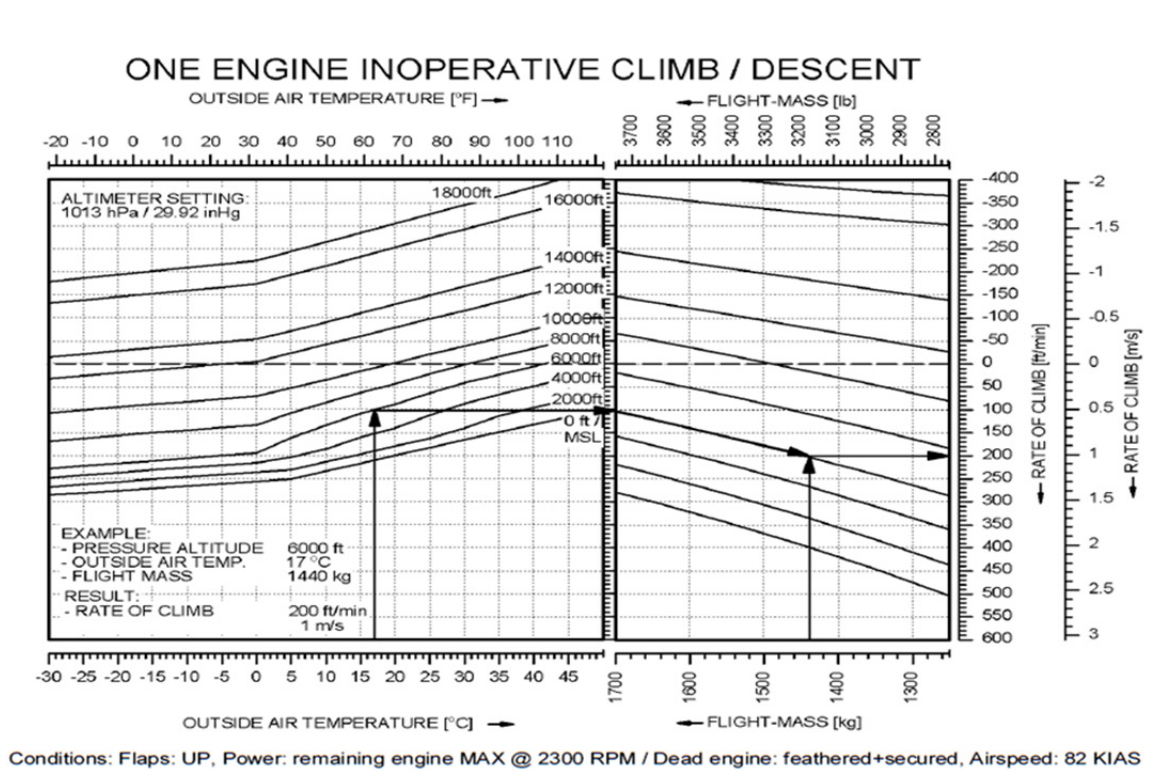
Laut Angaben von Polizei und Zeugen wogen alle Insassen zusammen 279 kg. Aus dem Wrack wurden Gepäckstücke und Flugzeugzubehör mit einer Masse von 50 kg geborgen. Der BFU lagen Belege über die Betankung des Flugzeuges mit 125 l Kraftstoff Jet A1 auf Sylt und über 94 l in Parchim vor.

Im Bordbuch war am 24.05.2012 der Flug von LSZM (Basel, Schweiz) nach EDXW (Westerland/Sylt) eingetragen. In der Spalte „Troubles and Observations“ befand sich für diesen Flug der Eintrag „NIL“. Am Folgetag war ein Flug von 12:18 UTC bis 12:32 UTC eingetragen. Als Pilot war der Name des Geschäftsführers des Instandsetzungsbetriebes eingetragen. Am 26.05.2012 war ein Flug von EDXW nach EDOP vom später verunfallten Luftfahrzeugführer ohne weitere Bemerkungen eingetragen worden.

## Angaben im Flughandbuch

### **Flugleistungsdaten**

Im Flughandbuch *Chapter 5 - PERFORMANCE* waren Angaben zu Leistungsdaten des Flugzeuges unter verschiedenen Bedingungen, unter anderem auch für den Einmotorenflug, enthalten.



Leistungsdaten Einmotorenflug

Quelle: Flugzeughersteller

Gemäß den Flugleistungsdaten für einen Flug mit ausgefallenem Triebwerk und dem Propeller in Segelstellung ergab sich eine Steigrate von ca. 170 ft/min. Dabei wurde von einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von 82 kt (Blue Line Speed  $v_{YSE}$ ), einer Außentemperatur von 22 °C und einer Flugmasse nahe der maximal zulässigen Abflugmasse ausgegangen

**Notverfahren**

Im Flug- und Betriebshandbuch waren im *Chapter 3 - EMERGENCY PROCEDURES* verschiedene Notverfahren aufgeführt.

Als genereller Warnhinweis war enthalten:

**WARNING**

*In each emergency, control over the flight attitude and the preparation of a possible emergency landing have priority over attempts to solve the current problem ("first fly the aircraft"). Prior to the flight the pilot must consider the suitability of the terrain for an emergency landing for each phase of the flight.*

*For a safe flight the pilot must constantly keep a safe minimum flight altitude. Solutions for various adverse scenarios should be thought over in advance. This should prevent a situation where the pilot is faced with an emergency he cannot handle calmly and with determination.*

Die Notverfahren bei Triebwerkstörungen und entsprechende Warnhinweise waren im Abschnitt 3.5 *ONE ENGINE INOPERATIVE PROCEDURES* beschrieben.

### **WARNING**

*In certain combinations of airplane weight, configuration, ambient conditions, speed and pilot skill, negative climb performance may result. Refer to Chapter 5 - PERFORMANCE for one engine inoperative performance data.*

*In any event the sudden application of power during one-engine inoperative operation makes the control of the airplane more difficult.*

Das Kapitel enthielt Warnungen und Hinweise darüber, welche Auswirkungen ein nicht in Segelstellung (Feather) befindlicher Propeller auf die Flugleistungen des Luftfahrzeuges hat. Darin wurde unter anderem ausgeführt:

*[...] An unfeathered propeller causes increased drag and reduces/increases the climb/sink rate up to 200 ft/min.*

## Meteorologische Informationen

Zum Unfallzeitpunkt herrschten Sichtflugwetterbedingungen.

Laut der Routinewettermeldung (METAR) des Flugplatzes Parchim von 13:50 Uhr herrschten folgende Wetterbedingungen:

Wind:	300° / 8kt
Bewölkung/Sicht:	CAVOK
Temperatur:	22 °C
Taupunkt:	8 °C
Luftdruck (QNH):	1 013 hPa

Die Wetterstation in Rostock meldete eine Temperatur von 23,8 °C und schwachen Wind aus westlichen Richtungen.

## Funkverkehr

Es bestand Sprechfunkkontakt zwischen dem Flugzeug und Parchim Turm. Die Gespräche wurden aufgezeichnet und standen der BFU für die Untersuchung zur Verfügung.

## Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrsflughafen Schwerin-Parchim (EDOP) liegt eine nautische Meile (NM) westlich von Parchim in einer Höhe von 51 m über dem Meeresspiegel (167 ft AMSL). Der ehemalige Militärflugplatz verfügt über eine 3 000 m lange und 55 m breite Start- und Landebahn aus Beton. Zum Unfallzeitpunkt war die Piste 24 in Betrieb.

## Flugdatenaufzeichnung

Der BFU standen Radardaten des Flugsicherungsunternehmens zur Verfügung.

Die digitalen Triebwerksregler (FADEC) zeichneten verschiedene Triebwerksparameter und den statischen Luftdruck auf. Die Daten der beiden FADEC wurden von der BFU ausgelesen und standen für die Auswertung zur Verfügung.



## Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich ca. 600 m südlich des Flugplatzes Parchim auf einem unbebauten Gelände südlich der Bundesstraße 191.



Übersicht Unfallstelle, Blickrichtung Nord

Foto: Polizei/BFU

Das Hauptwrack lag in Rückenlage in der ersten Baumreihe eines an eine Wiese angrenzenden Waldstückes.

Die ersten Bodenspuren begannen 34 m vor der ersten Baumreihe des Waldstückes und verliefen in einer Ausrichtung von 210° zum Waldstück. Spuren einer Bodenberührung mit Teilen der rechten Triebwerksgondel wurden 11 Meter weiter gefunden. Zwei Meter danach waren Spuren einer Berührung des Rumpfbugs sichtbar und kurz dahinter befand sich ein Trümmerfeld mit Teilen des vorderen Gepäckfaches. Nach einer ca. acht Meter langen Rutschstrecke lag das abgerissene Bugfahrwerk an einem quer liegenden Baumstamm.

Der Rumpf lag in Rückenlage ca. 100° gedreht auf der rechten Seite und war etwa 1,5 m hinter dem Gepäckfach gebrochen.

Die vordere Haube hatte sich vom Flugzeug gelöst und lag zersplittert um das Wrack verteilt.

Der rechte Sitz war um ca. 100-120° nach rechts gedreht. Das obere Ende der Rückenlehne befand sich ca. 20-30 cm über dem Erdreich.

Der linke Pilotensitz war aus seiner Verankerung herausgerissen und nach links gedreht.

Der hintere Teil des Cockpits mit der hinteren Sitzbank wies geringe Beschädigungen auf und lag mit der rechten Seite auf dem Waldboden. Im Cockpit war der Hauptschalter (Electric Master) in Stellung „ON“. Die Hauptschalter (Master) beider Triebwerke wurden auf Stellung „ON“ vorgefunden. Der Schalter für den Notfunksender ELT stand in Stellung „ARM“. Die Leistungshebel beider Triebwerke standen auf Vollast.

Das Tragflächenmittelstück und das Höhenleitwerk waren vertikal, nahezu senkrecht gedreht. Das Seitenleitwerk stand senkrecht und abgetrennt vom Höhenleitwerk und dem Rumpf.

Die Tragflächentanks und die beiden Zusatztanks waren beschädigt und enthielten geringe Mengen Kraftstoff.

Das linke Triebwerk lag abgetrennt 4 m vor dem Wrack und das rechte Triebwerk lag unter der Tragfläche am Wrack.

Die Feuerwehr entfernte die hintere Cockpithaube und durchtrennte den Gurt des hinteren rechten Sitzes, um die hinteren Insassen bergen zu können.

Im Wrack befand sich ein Notfunksender (ELT), der ausgelöst hatte.

### Propelleruntersuchung

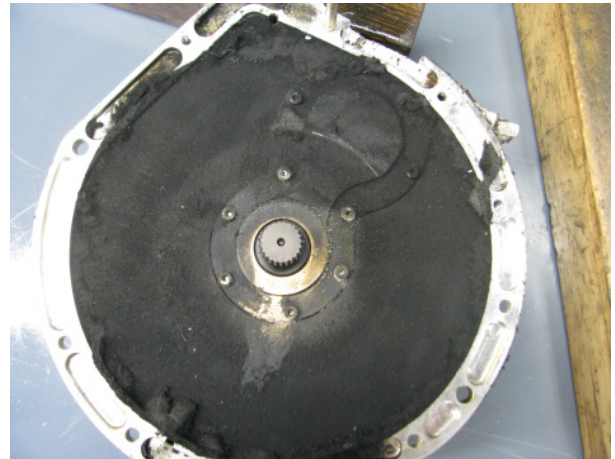
Der rechte Propeller wurde bei der Firma MT-Propeller untersucht. Dabei konnte bei einem Blatt der Einstellwinkel gemessen werden, welcher 14,1° betrug. Dies entspricht der Position, die der Propeller hat, wenn er sich in den Startlocks befindet. Die Startlocks waren geschlossen. Auf Grund der Befunde kann davon ausgegangen werden, dass der Propeller in den Startlocks eingerastet war.

## Triebwerksuntersuchung

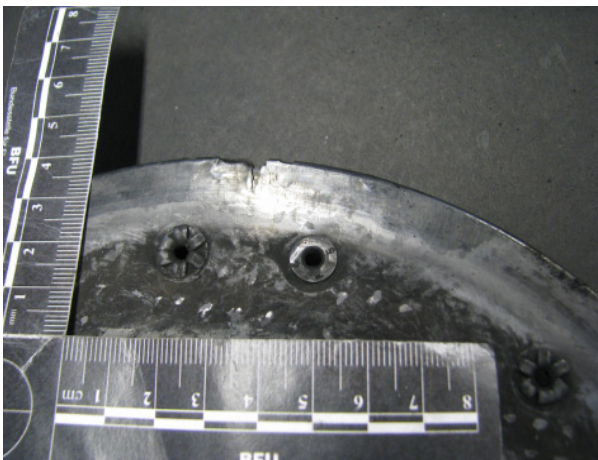
Das Triebwerk wurde durch die BFU beim Hersteller weiter untersucht. Nach der Demontage des Getriebes wurde festgestellt, dass sich im Getriebegehäuse eine größere Menge faserartigen Materials befand. Die Reibscheibe war fast vollständig verschlissen. An den Rändern der Reibscheibe zeigten sich Einrisse. Auf dem Abschlussdeckel der Getriebeeingangswelle waren Spuren einer offensichtlich an der Welle ausgetretenen Flüssigkeit ersichtlich. Außerdem war auf dem Deckel eine Schleifspur zu erkennen, die ebenfalls auf der Innenseite sichtbar war. Weitere Untersuchungen an dem Wellendichtring zeigten unterschiedliche Riefen auf der Dichtungsfläche.



Kurbellwellenseite



GetriebeSeite



Eingerissene Reibscheibe





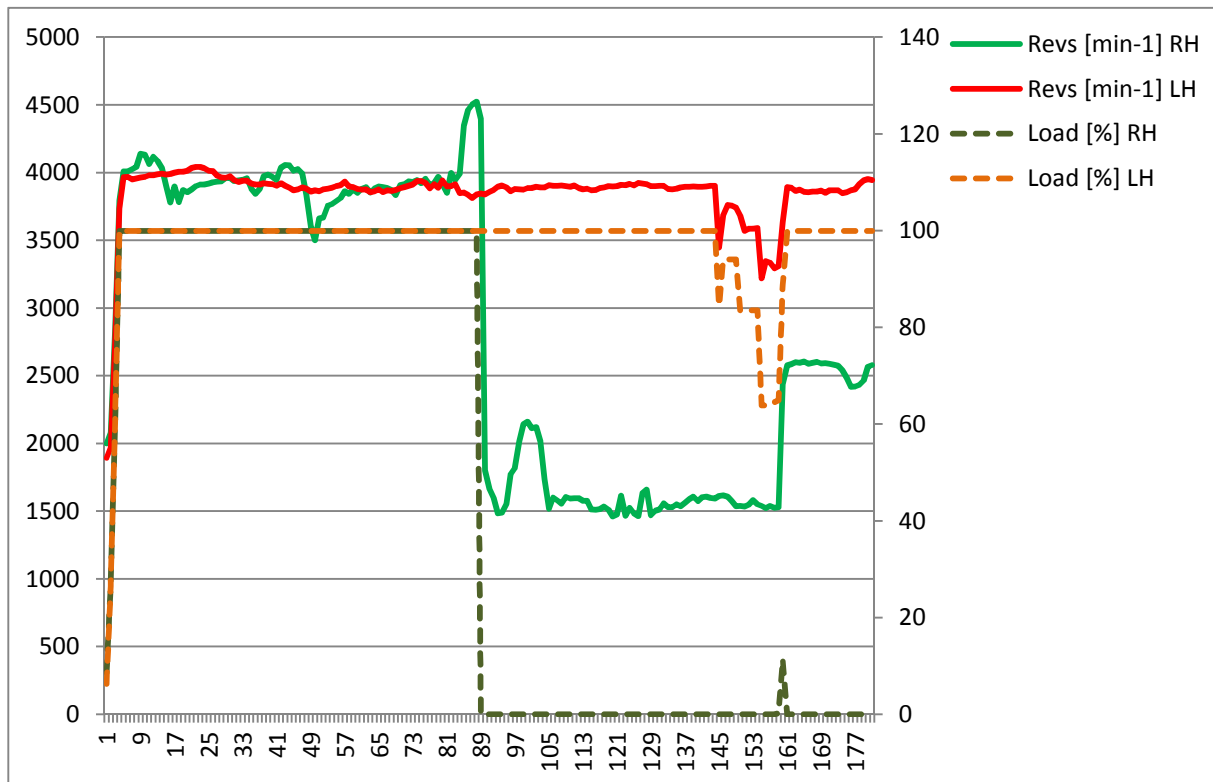
Innenseite Abschlussdeckel mit Schleifspur



Öl im Wellendichtring

Fotos (6): BFU

Die FADEC-Daten zeigten auf dem rechten Triebwerk eine langsam, stetig ansteigende Überdrehzahl bis auf  $4\,517\text{ min}^{-1}$  Triebwerkdrehzahl (entspricht einer Propellerdrehzahl von  $2\,673\text{ min}^{-1}$ ), anstatt  $3\,887\text{ min}^{-1}$  Triebwerkdrehzahl (entsprechend  $2\,300\text{ min}^{-1}$  Propellerdrehzahl). Die Überdrehzahl begann etwa 40 s und endete ca. 85 s nach dem Umlegen der Hebel auf Vollgas. Danach zog der Pilot den Leistungshebel des rechten Triebwerks komplett zurück (LOAD auf 0 %). Die in diesen 85 s erreichte Höhe entsprach einem Druckunterschied von 16 mbar. Auf dem rechten Triebwerk stellte sich eine Drehzahl von  $1\,500\text{--}1\,600\text{ min}^{-1}$  Triebwerkdrehzahl ein, was ungefähr der Leerlaufdrehzahl entspricht. Etwa 78 s nachdem der Pilot die Leistungsvorgabe auf 0 % reduziert hatte, wurde diese kurzfristig auf 11 % erhöht. Die Drehzahl stieg auf  $2\,447\text{ min}^{-1}$  Triebwerkdrehzahl an und blieb auf diesem Wert, obwohl die Leistungsvorgabe nach einer Sekunde wieder reduziert wurde.



Parameter beider Triebwerke Unfallflug am 28.05.2012

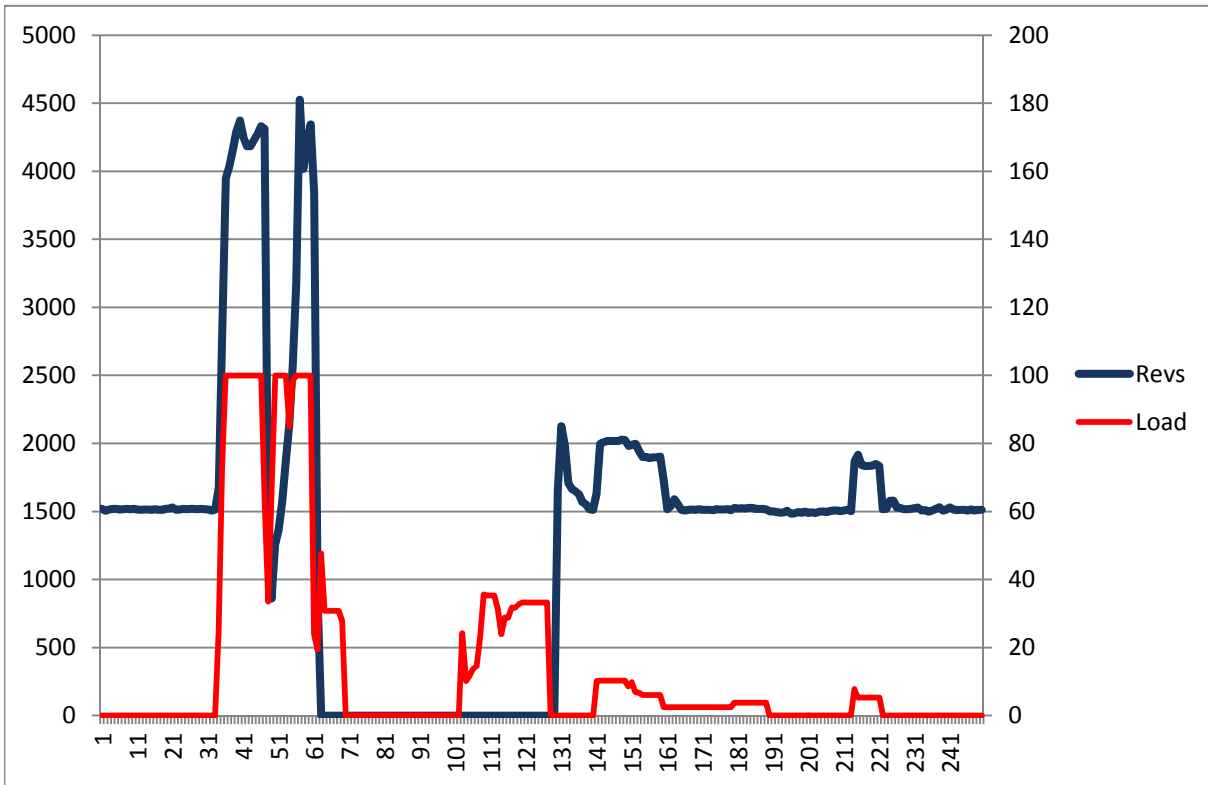
Grafik: BFU

Konstruktiv bedingt waren die Zeitmarken der beiden FADEC nicht synchronisiert. In der Darstellung wurde der Zeitpunkt der Leistungserhöhung zusammengelegt (Beginn des Take-off Runs). Daraus ergab sich eine Laufzeit von ca. 3 min für beide Triebwerke. Die Datenaufzeichnung beider Triebwerke endete abrupt. Die Drehzahlen der Triebwerke betragen zum Zeitpunkt des Aufzeichnungsendes:

rechtes Triebwerk:  $2\,579\text{ min}^{-1}$

linkes Triebwerk:  $3\,944\text{ min}^{-1}$

Bereits beim Startversuch am 24.05.2012 auf Sylt kam es zu Problemen mit dem Motor, die zum Startabbruch führten. Aus den FADEC-Daten war zu erkennen, dass für einen Zeitraum von 12 s und dann kurzzeitig für 4 s die maximale Propellerdrehzahl von  $2\,300\text{ min}^{-1}$  (entspricht  $3\,887\text{ min}^{-1}$  Motordrehzahl) überschritten wurde. Der Pilot reagierte jeweils mit einer Rücknahme des Leistungshebels. Unmittelbar darauf fiel laut Aufzeichnung die Drehzahl auf null.



Parameter Startlauf Triebwerk rechts am 24.05.2012

Grafik: BFU

Nach Angaben des Flugzeugherstellers erfolgte eine Overspeed Warning am Garmin 1000 unter folgenden Bedingungen:

RPM Range	Bar Region	Warnings
0-2300	Green	Normal range, no warnings
2301 - 2350	Red	Treated as normal range with no warnings
2351 - 2400	Red	Operation within this range for 20 seconds produces an over-speed warning
2401 - 2500	Red	Operation within this range for 2 seconds produces an over-speed warning
2501 - 3000	Red	Operation within this range produces an over-speed warning without delay

Parameter Warnanzeige

Quelle: Hersteller

Im Speicher der FADEC erfolgte ein Eintrag als Overspeed-Warning erst bei einer Drehzahl von  $2\,700\text{ min}^{-1}$  (entspricht  $4\,563\text{ min}^{-1}$  Motordrehzahl), wenn diese für 10 s überschritten wurde.

Mit einer Änderung der FADEC Software nach dem Unfall (siehe Airworthiness Directive, AD No.: 2012-0116) wurden die Bedingungen für einen Eintrag einer Overspeed-Warning im Speicher der FADEC verändert.

## Brand

Es entstand kein Brand.

## Zusätzliche Informationen

### Wartungsbetrieb

Nach Angaben des Mechanikers hatte der Halter des Luftfahrzeuges ihm telefonisch die Information gegeben, dass es bei dem Flugzeug am 24.05.2012 „während des Startlaufs zu einer Drehzahlschwankung und dann zum kompletten Stillstand des Triebwerkes“ gekommen sei. Der Mechaniker gab weiter an, dass in einem zweiten Telefonat der Pilot der DA 42 ihm die ergänzende Information übermittelte, dass es bereits zuvor Drehzahlschwankungen gegeben habe.

Daraufhin wurden zwei Mitarbeiter des Instandhaltungsbetriebs am 25.05.2012 nach Sylt geschickt. Der Abflug nach Sylt erfolgte gegen 08:00 Uhr und die Landung auf Sylt gegen 11:30 Uhr. Um 12:00 Uhr wurde mit der Fehlersuche begonnen und um 16:00 Uhr gab der Prüfer die DA 42 zum weiteren Betrieb frei.

Im Rahmen der Instandsetzungsarbeiten wandte sich ein Mechaniker telefonisch bzw. per E-Mail an die Hotline des Triebwerkherstellers. Dabei teilte er mit, dass es zu einem Leistungsverlust an dem betreffenden Triebwerk gekommen sei. Außerdem wurden die FADEC Daten zur Bewertung zugesandt. Die Übermittlung der FADEC Daten war notwendig, da nur der Triebwerkshersteller die Rohdaten in lesbare Daten umwandeln kann.

Der Mitarbeiter der Hotline des Triebwerksherstellers verwies auf das Repair Manual (Revision 5, 16.02.2012), Chapter Fault Isolation. Er habe darauf hingewiesen, dass besonderes Augenmerk auf das Propellerregelventil gelegt werden solle.

Nach Angaben des Mechanikers wurden dann die Arbeiten 1.13, 1.14, 1.15 und teilweise 1.16 des Repair Manual Chapter Fault Isolation (Rev. 5, 16.02.2012) durchgeführt. Nach seiner Aussage wurde der Teil 1.16 herangezogen, da hier der Wechsel des Propellerregelventils und der Filter beschrieben war.

Sowohl der anschließende Bodenlauf als auch der Prüfflug zeigten keine Besonderheiten. Daraufhin informierte der Mechaniker erneut die Hotline des Triebwerkherstellers und bat um eine „Freigabe“ als Bestätigung, dass die ausgewerteten Daten keine Fehler mehr anzeigen. Die FADEC Daten des Prüffluges wurden zugesandt. Der Mitarbeiter der Hotline habe die FADEC Daten kontrolliert und bestätigt, dass der Fehler als behoben angesehen werden könne und ergänzte „[...] Wenn von Ihrer Seite keine weiteren Beanstandungen bestehen, sehen wir kein Problem, das Flugzeug wieder freizugeben.“

Im Befund- und Arbeitsbericht war als Störungsmeldung „Drehzahlschwankung im Flug“ aufgeführt. Weiterhin war darin aufgeführt, dass die FADEC Daten zum Triebwerkshersteller gesandt wurden. Es war vermerkt: „Nach Rücksprache liegt Fehler in der Propellerregelung“.

Im Bericht waren folgende Arbeiten aufgeführt:

- Kabelbaum überprüft
- Propellerregelventil getauscht
- der CSU Filter auf Abrieb überprüft
- Propellervordruck überprüft.

### Service Hotline des Triebwerkherstellers

Ein Mitarbeiter der Service Hotline des Triebwerkherstellers gab an, dass er am Donnerstag, den 24.05.2012, über eine Störung an der DA 42 informiert wurde. Die Analyse der eingesandten FADEC-Daten am Folgetag ergab, dass es zu Überdrehzahlen und einem Triebwerksstillstand im Startlauf gekommen war. Nach Auffassung des Service Hotline Mitarbeiters sollte der Mechaniker vor Ort seine Fehlersuche in Hinblick auf Triebwerk- und Propellerregelung beginnen. Es wurden weitere Datensätze, jeweils nach der Instandsetzungsarbeit und dem Prüfflug übermittelt. Aufgrund dieser Daten habe der Service Mitarbeiter keine weitere Fehlfunktion gesehen.



## Beurteilung

### Allgemeines/Unfallgeschehen

Die Untersuchung ergab, dass die, vierzig Sekunden nach dem Setzen der Startleistung, von der FADEC dokumentierte Überdrehzahl des rechten Triebwerkes aufgrund einer Verschmutzung der Kupplung durch Öl entstanden war. Diese Verschmutzung wurde wahrscheinlich durch den beschädigten Dichtring verursacht. Die Ursache für den defekten Dichtring konnte nicht festgestellt werden.

Der rechte Propeller befand sich in den Startlocks, als er untersucht wurde. Da es keine Aufzeichnung über die Propellerdrehzahl und die Stellung der Propellerblätter gibt, kann der Verlauf nur aus der Auswertung der aufgezeichneten FADEC-Parameter abgeschätzt werden.

Es kann davon ausgegangen werden, dass sich der Propeller nach der Triebwerksstörung in die kleine Steigung bewegte und im Windmilling war, ohne dass der Motor mitgedreht wurde (vollständiger Schlupf). Der Propeller wurde deshalb in „kleine Steigung“ geführt, weil die Motordrehzahl unter der Leerlaufdrehzahl lag und damit das Kommando an die CSU gegeben wird, den Einstellwinkel der Blätter zu verringern. Durch den Druck im Akku wurde der Propeller in diese Position überführt.

Durch das Windmilling war die Drehzahl so hoch, dass die Startlocks geöffnet blieben. Durch die hohe Propellerdrehzahl wurde ausreichender Öldruck für die Verstellung des Propellers in „kleine Steigung“ erreicht. Nach dem Aufschlag und dem darauffolgenden Öldruckabfall bewegte sich die Verstellstange in die bereits geschlossenen Startlocks.

Nach Auffassung der BFU zeigen die Daten der FADEC beim Startabbruch am 24.05.2012, dass es bereits hier zum kurzzeitigen Rutschen der Kupplung gekommen war. Die maximale Startdrehzahl wurde zweimal überschritten, obwohl sich das Flugzeug in der Anrollphase befand und deshalb die Geschwindigkeit gering war. Es ist somit aus Sicht der BFU sehr wahrscheinlich, dass auf Sylt das gleiche technische Problem vorgelegen hat.

Die Spuren an der Unfallstelle und am Wrack belegen, dass das Flugzeug mit eingefahrenem Fahrwerk in südwestliche Richtung flog, mit Vorwärtsgeschwindigkeit am westlichen Rand des Wiesengeländes aufprallte und in dem angrenzenden Waldstück in Rückenlage zum Stillstand kam.

Aufgrund der beim Aufprall erlittenen schwersten Verletzungen war der Unfall für die beiden rechts sitzenden Insassen nicht überlebbar.

## Handlungen von Personen

### **Handlungen des technischen Personals**

Kennzeichnend für die Kommunikation bei dieser Instandsetzung war es, dass Informationen überwiegend mündlich übertragen wurden. So wurde die Feststellung des Piloten über die Drehzahlschwankung und dem Triebwerksausfall am 24.05.2012 telefonisch an den Flugzeughalter und dann an den Instandhaltungsbetrieb übermittelt. Die Absprache mit dem Triebwerkshersteller erfolgte ebenfalls teilweise per Telefon. Auf der Basis dieser Informationskette wurde der Instandsetzungsumfang durch den Prüfer bestimmt.

Im Bordbuch fehlten Einträge des Piloten über die Fehlfunktionen des Triebwerkes am 24.05.2012 und am 25.05.2012 sowie die Freigabe des Prüfers nach der Instandsetzung. Diese Freigabe des Flugzeuges wurde dann wieder mündlich an den Piloten übermittelt.

Aus Sicht der BFU hätte eine klare Übermittlung und Identifikation des festgestellten Fehlers zu einem Instandsetzungsumfang geführt, der den Punkt 1.16.7 des Repair Manual Chapter Fault Isolation eingeschlossen hätte.

Bei der Instandsetzung vor Ort wurde sowohl von Seite des Instandhaltungsbetriebes als auch von der technischen Hotline des Triebwerksherstellers ein Fehler in der Triebwerkssteuerung bzw. des Propellerregelventils angenommen. Da nach dem Austausch des Regelventils der Fehler nicht wieder auftrat, wurde die Fehlersuche eingestellt. Die gemeinsame Annahme, dass es sich um das Regelventil handelte und das Problem daher als gelöst angesehen wurde, verhinderte die konsequente Weitersuche nach anderen möglichen Fehlerquellen.

Entsprechend EASA Part M darf eine Instandsetzung nur nach „Approved Data“ erfolgen. Das Repair Manual Chapter Fault Isolation stellte die verbindliche Anweisung für die Instandsetzung dar. In der Einleitung des Chapters Fault Isolation war beschrieben, dass bei der Behebung eines Fehlers der jeweilige Abschnitt „zeilenweise“ abzarbeiten war. Wenn ein Prüfpunkt nicht erfüllt würde, sollte die jeweilige Korrekturmaßnahme durchgeführt werden. Im vorliegenden Fall wurden durch das Instandsetzungspersonal die Unterpunkte 1 bis 6 des Abschnitts 1.16 - Overspeed (for more than 5 seconds after application of power) ausgewählt und durchgeführt,

ohne dass dabei ein Fehler identifiziert wurde. Die Tatsache, dass dabei kein Fehler gefunden wurde, hätte aus Sicht der BFU jedoch dazu führen müssen, dass der Prüfumfang neu bestimmt wird und ggf. alle Punkte des Abschnitts 1.16 abgearbeitet werden. Bei der Zusammenarbeit in der Instandsetzung zeigte sich die Schwäche, dass der Instandsetzungsbetrieb keinen Einblick in die relevanten FADEC Daten hatte. In diesem Fall führte es dazu, dass sich das Instandsetzungspersonal bei der Festlegung des Arbeitsumfangs im Wesentlichen auf die unverbindliche Aussage der Hotline verließ. Erschwerend kam hinzu, dass die Beschreibung des Fehlers unterschiedlich wiedergegeben wurde. Während der Pilot von Drehzahlschwankungen und einem Motorausfall berichtete, ging der Instandhaltungsbetrieb nur von Drehzahlschwankungen im Flug aus. Die Hotline des Triebwerksherstellers wiederum kam zu der Erkenntnis, dass die Daten eine Überdrehzahl und einen Ausfall des Motors zeigten.

### **Handlungen des Piloten**

Konstruktiv bedingt hätte eine Überdrehzahl Warnanzeige auf dem Garmin 1000 ausgelöst werden müssen. Aus den Aussagen des Piloten ergeben sich keine Hinweise, dass er eine solche Anzeige wahrgenommen hatte.

Aus den FADEC-Daten ergibt sich, dass der Pilot, als er die Störung am rechten Triebwerk bemerkte, den Leistungshebel unverzüglich auf Leerlauf zog. Er meldete über Funk einen „engine failure on the right engine“: Es ist jedoch nicht ersichtlich, dass er das Notverfahren ENGINE FAILURE IN FLIGHT oder ein anderes Verfahren abgearbeitet hat. Es ist weiterhin nicht erkennbar, warum der Pilot einerseits keine Leistung vom Triebwerk abforderte aber andererseits das Triebwerk nicht abgestellt wurde und damit der Propeller nicht in die Segelstellung gelangte. Nach Auffassung der BFU hätte dem Piloten klar sein müssen, dass nur bei Abschalten des Triebwerkshauptschalters, der Propeller in Segelstellung gelangt und dass bei der vorhandenen Propellerstellung die Eigenschaften und Leistungsdaten des Flugzeugs deutlich verschlechtert sind.

Laut Flughandbuch war sowohl für ein ENGINE TROUBLE SHOOTING als auch für den Fall einer RPM OVERSPEED vorgeschrieben, dass, wenn die Situation damit nicht zu beheben ist, das Notverfahren ENGINE FAILURE IN FLIGHT abzuarbeiten ist. Ein spezielles Verfahren für den Fall, dass ein Triebwerk zwar Leistung abgibt, der Propeller aber nicht mehr angetrieben wird, enthält das Flughandbuch nicht.

Es ist davon auszugehen, dass die Rücknahme der Leistung durch den Piloten rein intuitiv erfolgte.

Zum Zeitpunkt der Triebwerksstörung befand sich das Flugzeug in einer Rechtskurve, etwa eine nautische Meile westlich des Landebahnendes, etwas nördlich der Verlängerung der Landebahnmittellinie, in einer Höhe von ca. 650 ft über Grund. Danach zeigten die Daten, dass sich das Flugzeug bis zum Aufprall südlich des Flugplatzes in einer Rechtskurve mit kontinuierlichem Sinkflug von ca. 400 ft/min befand.

Aus den Funkaufzeichnungen lässt sich die Absicht des Piloten erkennen, dass er zum Flugplatz zurückkehren und entgegen der Startrichtung landen wollte. Aus dem durch Radardaten und Zeugenaussagen dokumentierten Flugweg (Position und Flughöhe) ist nach Meinung der BFU jedoch keine entsprechende Landeeinteilung des Piloten erkennbar.

Aus den Radardaten ging hervor, dass die Geschwindigkeit des Flugzeuges deutlich oberhalb der Blue Line Speed  $v_{YSE}$  lag.

Die FADEC zeichnete 56 Sekunden nach der Rücknahme der Leistung des rechten Triebwerks eine Reduktion der Leistung des linken Triebwerks für 16 Sekunden auf. Aus Sicht der BFU ist nicht verständlich, warum der Pilot erst zu diesem Zeitpunkt die Leistung reduzierte, obwohl er bereits unmittelbar nach dem Triebwerksproblem die Absicht äußerte, auf der Piste 06 zu landen. Weiterhin ist nicht erkennbar, welche Absicht der Pilot hatte, als er die Triebwerksleistung des linken Triebwerkes wieder auf 100 % erhöhte. Bereits zuvor konnte in der Konfiguration (linkes Triebwerk auf Startleistung – rechtes Triebwerk Leerlauf / Propeller nicht in Segelstellung) die Höhe nicht gehalten werden.

Achtundsiebzig Sekunden nach Reduzierung der Leistung des rechten Triebwerkes auf „Idle“, kurz vor dem Aufprall auf den Boden, hat der Pilot kurzzeitig die Triebwerksleistung geringfügig erhöht und anschließend wieder verringert. Es ist ebenfalls nicht erkennbar, welche Absicht der Pilot mit dieser Handlung verfolgte.

### Spezifische Bedingungen

Der Pilot hatte für den Flug die vorgeschriebenen Lizenzen und Berechtigungen. Er hatte erst im Jahr zuvor die Klassenberechtigung für mehrmotorige Flugzeuge erworben. Seine Flugerfahrung auf dem Muster betrug 45 Stunden. Seine Gesamtflugerfahrung von 934 Stunden hatte er größtenteils auf einmotorig betriebenen Luftfahrzeugen (SEP) gesammelt. Seine Erfahrung auf mehrmotorigen Flugzeugen und Flugzeugen mit Glascockpit war als gering anzusehen.

Zum Unfallzeitpunkt herrschten Sichtflugwetterbedingungen. Das Wetter hatte keinen Einfluss auch den Unfallverlauf oder die Leistungsfähigkeit der Triebwerke.

Laut Angaben des Piloten über die Betankung hatte das Flugzeug mindestens 150 l Kraftstoff an Bord. Zusammen mit den Insassen und dem Gepäck lag die Masse des Flugzeuges im Bereich der maximal zulässigen Abflugmasse. Darüber hinaus war das Halten der Flughöhe mit einem Propeller, der sich nicht in Segelstellung befand, und der erhöhten Fluggeschwindigkeit wahrscheinlich nicht möglich.

In der Umgebung des Flugplatzes Schwerin-Parchim befanden sich große Flächen mit geringem Bewuchs, die für eine Notlandung geeignet gewesen wären. Eine Landung auf dem Flugplatz war aus diesem Grund nicht zwingend erforderlich. Die Tatsache, dass das Flugzeug konstant in der Rechtskurve blieb, verringerte jedoch die Handlungsmöglichkeiten für den Piloten zunehmend. Die BFU ist der Auffassung, dass bei entsprechenden Steuereingaben des Piloten eine Notlandung auf dem großen Wiesengelände möglich gewesen wäre. Ohne solche Steuereingaben wurde eine Kollision mit dem Wald unvermeidlich.

## Sicherheitsmechanismen

Im Rahmen dieser Untersuchung sollen unter dem Begriff Sicherheitsmechanismen technische Systeme, Maßnahmen, Verfahren und Einrichtungen verstanden werden, die die Auswirkungen auftretender technischer oder menschlicher Fehler im Sinne der Wahrung der Flugsicherheit minimieren sollen.

Bezogen auf im Flug auftretende Störungen sind Notverfahren festgelegt, deren Anwendung es dem Piloten ermöglichen sollen, die Auswirkungen einer Störung zu minimieren und das Luftfahrzeug sicher zur Landung zu bringen. Ein Grundsatz dabei ist, bei Eintreten einer Störung zunächst das Flugzeug unter Kontrolle zu halten bzw. zu bringen. Danach soll sich ein Pilot um die Abarbeitung der Störung kümmern. Dazu zählt z.B. Troubleshooting, Prüfen der Handlungsoptionen und Entscheidungsfindung über den weiteren Flugverlauf. Im vorliegenden Fall hätte der Pilot unmittelbar nach Auftreten der Triebwerksstörung zunächst eine stabile Fluglage herstellen müssen. Zur Abarbeitung der Störung hätte der Pilot nach Auffassung der BFU die Möglichkeit gehabt, mit dem Notverfahren ENGINE FAILURE sofort das Triebwerk abzustellen oder zunächst mit dem Notverfahren RPM OVERSPEED zu versuchen, die Triebwerksdrehzahl zu regulieren. Im weiteren Verlauf hätte der Pilot dann eine Entscheidung treffen müssen, ob er zum Startflugplatz zurückkehrt oder eine Notlan-

derung außerhalb des Flugplatzes einleitet. Der Pilot äußerte über Funk die Absicht zum Flugplatz zurückzukehren und entgegen der Startrichtung zu landen. Die vorliegenden FADEC Daten belegen, dass er die Notverfahren nicht abgearbeitet hat. Der Flugweg des Luftfahrzeuges bis zum Aufprall zeigt, dass der Pilot seine Absicht entgegen der Startrichtung zu landen weder konsequent verfolgt noch sich rechtzeitig zu einer Notlandung außerhalb des Flugplatzes entschieden hat. Dies deutet nach Meinung der BFU darauf hin, dass er mit der aufgetretenen Situation überfordert war und das Flugzeug in dieser Phase „mit ihm geflogen“ ist.

## Schlussfolgerungen

Der Flugunfall ist darauf zurückzuführen, dass:

- es im Steigflug aufgrund einer verschmutzten Kupplung zu einer Überdrehzahl am rechten Triebwerk kam
- der Pilot die Situation nicht hinreichend strukturiert abgearbeitet und das rechte Triebwerk nicht abgestellt und damit den Propeller nicht in Segelstellung gebracht hat
- der Pilot die Notlandung in nicht hindernisfreies Gelände durchführte

Zu dem Unfall haben beigetragen, dass:

- der Pilot eine geringe Erfahrung auf dem zweimotorigen Flugzeugmuster hatte
- bei der vorherigen Instandsetzung der technische Mangel am Triebwerk nicht festgestellt wurde

## Sicherheitsempfehlungen

Als Reaktion auf den Unfall und unterstützt durch die Untersuchung der BFU gab die EASA am 03.07.2012 eine Airworthiness Directive, AD No.: 2012-0116, Engine Fuel & Control – Full-Authority Digital Engine Control (FADEC) Software – Modification, heraus.

Aufgrund dieser Airworthiness Directive hat die BFU auf die Herausgabe einer entsprechenden Sicherheitsempfehlung verzichtet.

Untersuchungsführer: Knoll  
Untersuchung vor Ort: Knoll, Maser, Schell  
Mitwirkung: Karge  
Braunschweig den: 08.09.2016

## Anlagen


Airworthiness Directive der EASA

Auszüge aus dem Flughandbuch



## Airworthiness Directive, AD No.: 2012-0116

EASA AD No.: 2012-0116

<b>EASA</b>	<b>AIRWORTHINESS DIRECTIVE</b>
	<p><b>AD No.: 2012-0116</b></p> <p><b>Date: 03 July 2012</b></p> <p>Note: This Airworthiness Directive (AD) is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 66 of that Regulation</p>
<p>This AD is issued in accordance with EC 1702/2003, Part 21A.3B. In accordance with EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.301, the continuing airworthiness of an aircraft shall be ensured by accomplishing any applicable ADs. Consequently, no person may operate an aircraft to which an AD applies, except in accordance with the requirements of that AD, unless otherwise specified by the Agency [EC 2042/2003 Annex I, Part M.A.303] or agreed with the Authority of the State of Registry [EC 216/2008, Article 14(4) exemption].</p>	
<p><b>Design Approval Holder's Name :</b> Thielert Aircraft Engines GmbH</p>	<p><b>Type/Model designation(s) :</b> TAE 125 engines</p>
<p>TCDS Number: EASA.E.055</p>	
<p>Foreign AD: Not applicable</p>	
<p>Supersedure: This AD supersedes EASA AD 2010-0137 dated 30 June 2010.</p>	
<b>ATA 73</b>	<b>Engine Fuel &amp; Control – Full-Authority Digital Engine Control (FADEC) Software – Modification</b>
<p><b>Manufacturer(s):</b></p>	<p>Thielert Aircraft Engines GmbH (TAE)</p>
<p><b>Applicability:</b></p>	<p>TAE 125-01 (commercial designation Centurion 1.7), TAE 125-02-99 (commercial designation Centurion 2.0) and TAE 125-02-114 (commercial designation Centurion 2.0S) engines, all serial numbers.</p> <p>These engines are known to be installed on, but not limited to, the following aeroplane types, mostly through application of a Supplemental Type Certificate (STC):</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Cessna 172 and (Reims-built) F172 series (STC EASA.A.S.01527),</li> <li>- Piper PA-28 series (STC EASA.A.S.01632),</li> <li>- CEAPR (APEX, Robin) DR 400 series (STC EASA.A.S.01380), and</li> <li>- Diamond DA 40 and DA 42 series.</li> </ul>
<p><b>Reason:</b></p>	<p>EASA have received reports of possible power loss on aeroplanes equipped with TAE 125 engines. The preliminary investigation results have shown that an undetected engine overspeed, due to a slipping clutch, may have contributed to these occurrences, in combination with other circumstances.</p> <p>To prevent flights with a deteriorating clutch, TAE have improved the software mapping to detect overspeed events and trigger the indication of a permanent electronic control unit (ECU) caution at an earlier stage when significant engine power is still available.</p> <p>For the reasons described above, this AD requires the installation of the improved software mapping version, as applicable to engine Model.</p>
<p><b>Effective Date:</b></p>	<p>10 July 2012</p>

Auszug aus Flughandbuch *Emergency and Abnormal Checklist – Engine Failure*

<b>DA42 Twin Star</b>		<b>EMERGENCY PROCEDURES</b>	
<b>ENGINE FAILURE</b>		<b>DURING TAKE-OFF</b>	
<b>ENGINE FIRE</b>			
<b>REJECTED TAKE-OFF OR EMERGENCY RE-LANDING</b>			
1	Power .....	OFF	1
2	Brakes .....	APPLY	2
3	ATC .....	INFORM	3
	If necessary:		
4	Engine Masters (2) .....	OFF	4
5	Fuel selectors (2) .....	OFF	5
6	Electric Master .....	OFF	6
	In case of fire:		
7	Cabin heat & defrost .....	OFF	7
<b>ENGINE FAILURE</b>		<b>IN FLIGHT</b>	
<b>ENGINE FIRE</b>			
<b>If airspeed below 68 KIAS:</b>			
Perform Vmca recovery procedure			
<b>Airspeed above 68 KIAS:</b>			
1	Power .....	INCREASE up to MAX	1
2	Airspeed.....	min Vyse 82 KIAS	2
3	Landing gear .....	UP	3
4	Flaps .....	UP	4
5	Power lever (affected engine).....	IDLE	5
6	Engine Master (affected engine) .....	OFF	6
	Above safe altitude		
7	Alternator (dead engine) .....	OFF	7
8	Fuel selector (dead engine).....	OFF	8
	In case of fire:		
9	Cabin heat & defrost .....	OFF	9
10	Canopy .....	UNLATCH if necessary	10
	<i>Max airspeed 120 KIAS</i>		

Auszug aus Flughandbuch *Engine Troubleshooting*

<i>DA42 Twin Star</i>		<i>EMERGENCY PROCEDURES</i>	
<b>ENGINE TROUBLESHOOTING</b>			
1	Power lever (good engine) INCREASE up to MAX		1
2	Power lever (affected engine)..... IDLE		2
	● If in icing conditions:		
3	Alternate air .....	OPEN	3
4	Fuel quantity .....	CHECK	4
5	AUX transfer (affected engine) .....	CONSIDER	5
6	Fuel selector (affected engine) ....	ON or X-FEED	6
7	ECU swap (affected engine) .....	ECU B	7
	↕ If successful: land ASAP		
	↕ If unsuccessful:		
8	ECU swap (affected engine) .....	AUTO	8
9	Circuit breakers.....	CHECK / RESET	9
	↕ If successful: land ASAP		
	↕ If unsuccessful:		
	continue with ENGINE FAILURE IN FLIGHT checklist		

Auszug aus Flughandbuch *Emergency Procedures*

**DA42 Twin Star**

**EMERGENCY PROCEDURES**

**OSCILLATING RPM**

- 1 Power lever ..... change setting 1
  - If no success:
- 2 ECU swap ..... ECU B 2
  - If no success:
- 3 ECU swap ..... AUTO 3
  - Land at nearest suitable airfield

**RPM OVERSPEED**

- 1 Power setting ..... REDUCE 1
  - If no success:
- 2 ECU swap ..... ECU B 2
  - If no success:
- 3 ECU swap ..... AUTO 3
  - Land at nearest suitable airfield
  - Be prepared for ENGINE FAILURE IN FLIGHT

**LANDING WITH DEFECTIVE MAIN GEAR TIRE**

- 1 ATC ..... INFORMED 1
  - For landing:
  - Land on RWY side with "good" tire
  - Keep wing on "good" side low
  - Support directional control with brake

**LANDING WITH DEFECTIVE BRAKES**

After touchdown (if necessary):

- 1 Engine Masters (2) ..... OFF 1
- 2 Fuel selectors (2) ..... OFF 2
- 3 Electric Master ..... OFF 3

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](mailto:box@bfu-web.de)  
Internet [www.bfu-web.de](http://www.bfu-web.de)