Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung

Untersuchungsbericht

3X060-0/07
Juli 2009

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	18. Mai 2007
Ort:	Bayreuth
Luftfahrzeug:	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Diamond Aircraft Industries GmbH/ DA 40D
Personenschaden:	zwei Personen schwer verletzt
Sachschaden:	Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden:	leichter Flurschaden
Informationsquelle:	Untersuchung durch BFU

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Das Flugzeug startete um 11:22 Uhr[1] auf dem Flugplatz Hof-Plauen zu einem Sichtflug (VFR) nach Calvi (Saint Catherine) auf Korsika. An Bord befanden sich der Pilot und ein Passagier. Beim Rollen vor dem Flug und während des Fluges blinkte nach Aussage des Passagiers mehrfach eine „Attention"-Anzeige auf dem Panel. Er gab an, den Piloten darauf hingewiesen zu haben. Der Pilot gab an, keine Warnlampen vor dem Start gesehen zu haben. Eine halbe Stunde nach dem Start fielen die Displays des integrierten Avionik-Systems aus.
Daraufhin wurde um 11:50 Uhr die Absicht, nach Calvi zu fliegen, aufgegeben. Der weitere Flugverlauf erfolgte mit wechselnden Kursen. Dabei wurde versucht, ein GPS-Handgerät und ein Funkgerät in Betrieb zu nehmen. Nach Aussage des Piloten erhielt der GPS-Empfänger keinen Strom aus dem elektrischen System des Flugzeuges. Er wurde daraufhin, wie das Funkgerät, mit den Gerätebatterien betrieben.

Um 12:10 Uhr setzte kurzzeitig das Triebwerk aus. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug ca. 32 NM südlich des Flugplatzes Bayreuth. Nach Angaben des Piloten wurde das Triebwerk mit einer „Notbatterie" wieder angelassen. Ab 12:14 Uhr setzte das Triebwerk dann mehrfach hintereinander aus. Zeugen beobachteten, wie das Flugzeug gegen 12:16 Uhr die Piste 06 des Verkehrslandeplatzes Bayreuth anflog. Nach Zeugenaussage betrug die Höhe an der Schwelle ca. 500 ft GND. Der Pilot gab an, zu diesem Zeitpunkt keine Angaben über die Höhe und die Geschwindigkeit zu haben, da das externe GPS nicht griffbereit war. Im Anflug, im ersten Drittel über der Piste 06, wechselte das Flugzeug den Kurs in Richtung Norden zu den Grasbetriebsflächen. Anschließend setzte es auf einem Grasstreifen neben der Piste in Höhe der Schwelle 24 kurz auf. Das Flugzeug kam nicht mehr auf dem Gelände des Flugplatzes zum Stehen, sondern überquerte eine angrenzende Straße und kollidierte schließlich mit einer Böschung hinter dem Flugplatz (Anlagen 1 bis 3).

[1] Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

Angaben zu Personen

Der 64-jährige Pilot war deutscher Staatsbürger. Er war im Besitz einer Lizenz für Privatpiloten (PPL (A)), ausgestellt am 1. Oktober 1997 nach den Regelungen JAR-FCL deutsch. In die Lizenz war die Klassenberechtigung für einmotorige, kolbenmotorgetriebene Landflugzeuge eingetragen. Diese Berechtigung war bis zum 30. April 2008 gültig. Er hatte ein bis zum 25. April 2008 gültiges Tauglichkeitszeugnis Klasse 2 nach den Regelungen JAR-FCL 3 deutsch mit der Auflage eine Sehhilfe zu tragen (VDL). Weiterhin besaß er eine Berechtigung für mehrmotorige, kolbenmotorgetriebene Landflugzeuge und eine Nachtflugqualifikation. Seine Flugerfahrung betrug

gesamt:	334 Stunden
in den letzten 90 Tagen:	19 Stunden
in den letzten 30 Tagen:	12 Stunden
auf dem Muster gesamt :	6:54 Stunden
	12 Landungen
in den letzten 30 Tagen:	2 Landungen

An Bord des Flugzeuges befand sich ein Passagier. Nach eigenen Angaben besaß er eine Lizenz für Ultraleichtflugzeugführer.

Angaben zum Luftfahrzeug

Luftfahrzeug-Hersteller:	Diamond Aircraft Industries GmbH
Muster:	DA 40D
Werknummer.:	D4.217
Baujahr:	2006
höchstzulässige Startmasse:	1 150 kg
Gesamtflugzeit Zelle:	70:09 Stunden
seit letzter Prüfung:	70:09 Stunden
seit letzter Wartung:	61:08 Stunden
Triebwerkmuster:	Thielert TAE 125-01

Das letzte Lufttüchtigkeitsfolgezeugnis wurde am 19.10.2006 ausgestellt.

Bei der DA 40 handelt es sich um einen einmotorigen Tiefdecker mit Dreibeinfahrwerk in Bugradanordnung. Das Flugzeug verfügt über vier Sitzplätze und ist in Faserverbundbauweise hergestellt.

Triebwerk

Bei dem Triebwerk TAE125-1 handelt es sich um einen elektronisch gesteuerten Vierzylinder-Dieselmotor mit hydraulisch betätigtem Constant-Speed-Propeller. Die Steuerung des Triebwerks erfolgt durch zwei Engine-Control-Units (ECU-A und ECU-B) [2]. Im Normalbetrieb steuert die ECU-A das Triebwerk. Falls diese gestört ist, kann die ECU-B diese Funktion gleichwertig übernehmen. Das Umschalten erfolgt automatisch oder über den ECU-Swap-Switch.
Für eine störungsfreie Funktion des Triebwerks ist es notwendig, dass es ohne Unterbrechung mit elektrischer Spannung versorgt wird.

Elektrisches System

Die DA 40 hat ein 14-Volt (V)-Gleichspannungs-Bordnetz. Das Netz besteht aus dem Battery-Bus [3], dem Main-Bus, dem ECU-Bus, dem Essential-Bus, dem Avionic-Bus, dem Essential-AV-Bus und dem Hot-Battery-Bus.
Das Flugzeug verfügt über vier Batterien:
- Hauptbatterie
- Emergency Battery
- ECU-Backup-Battery
- Excitation Battery (Erzeugung einer Erregerspannung für den Alternator)

Die Versorgung mit elektrischer Energie erfolgt durch die Hauptbatterie und einen Alternator sowie ggf. durch eine Bodenstromversorgung. Die Hauptbatterie ist eine 12-V-Bleibatterie mit 35 Amperestunden (Ah). Sie ist über das Batterie-Relay an den Battery-Bus angeschlossen. Der Alternator ist auf den Battery-Bus aufgeschaltet.
Außerdem war in dem Flugzeug eine Emergency-Battery eingebaut, die ausschließlich der Versorgung wichtiger Instrumente (IFR) diente. Sie wird manuell über einen Emergency Switch zugeschaltet (Anlage 6).

Stromversorgung der ECU:
Der Motor TAE 125-1 benötigt für den Betrieb eine dauerhafte Spannungsversorgung. Der ECU-Bus wird direkt von dem Battery-Bus versorgt. Die beiden ECUs sind jeweils über einen Sicherungsautomaten mit dem ECU-Bus verbunden.
Außerdem verfügte das Flugzeug über eine ECU-Backup-Battery. Diese Batterie kann die ECU-B versorgen, wenn am ECU-Bus keine Spannung anliegt. Sie wird über das ECU-Alternate-Power-Relay zugeschaltet. Nach Angaben des Herstellers des ECU-

[2] In der technischen Dokumentation des Triebwerkes wird die ECU auch als FADEC (Full Authority Digital Engine Control) bezeichnet.
[3] In der technischen Dokumentation des Flugzeugherstellers wird der Bus auch als Relay-Junction-Box-Bus bezeichnet.

Alternate-Power-Relais fällt dieses Relais bei einer Bordspannung im Bereich zwischen mindestens 1,2 Volt und maximal 9,6 Volt ab. Es verbindet dann die ECU-Backup-Battery mit der ECU-B.
Der Flugzeughersteller macht dazu die Angabe, dass diese Schaltung bei einem Kurzschluss im ECU-Bus die ECU-Backup-Battery zuschalten soll. Die Schaltung sollte nicht dazu dienen, bei einer langsamen Entladung der Hauptbatterie das ECU-Alternate-Power-Relay zuzuschalten.
Entsprechend den Angaben des Flughandbuches ist der Betrieb des Motors einzig mit der Hauptbatterie für mindestens 30 Minuten sichergestellt.

Instrumentierung

Das Luftfahrzeug war mit einem integrierten Avionik-System Garmin G1000 ausgerüstet. Dieses System beinhaltet Flug-, Motor-, Kommunikations-, Navigations- und Überwachungsinstrumente. Es besteht aus einem Primären Flugdatendisplay (PFD), einem Multifunktionsdisplay (MFD), einem Audiobedienteil, einem Fluglagen- und Flugrichtungsreferenzsystem, einem Flugdatenrechner und den Sensoren und Rechnern, um die Flug- und Triebwerksdaten zu verarbeiten und anzuzeigen.

Das Flugzeug verfügte über ein G1000-Crew-Alerting-System (CAS), welches visuelle und akustische Alarme abgibt. Durch das System werden Alarme in folgenden Stufen ausgelöst: Warning (Warnung), Caution (Vorwarnung) und Advisory (Zustandsanzeige). Sie erscheinen im Alarmfenster des PFD. Die Warnungen werden ganz oben angezeigt, gefolgt von den Vorwarnungen und den Zustandsanzeigen. Innerhalb dieser drei Gruppen werden die Informationen von der neuesten Meldung (oben) zur ältesten Meldung (unten) sortiert. Am unteren rechten Rand des PFD befindet sich die MSG-Taste (Message). Diese beinhaltet zwei Funktionen:
1. Das Drücken der Taste bestätigt eine neu angezeigte Warnung / Vorwarnung / Zustandsanzeige.
2. Ein weiteres Drücken auf die MSG-Taste öffnet ein zusätzliches Fenster, das Informationen für alle aktiven Alarme zeigt.
Eine „Attention“-Anzeige ist in der Beschreibung des Garmin G1000 nicht aufgeführt. Das System hat keine Anzeige (Warning, Caution oder Advisory), die mit einer „Attention“-Anzeige verbunden ist.

Wenn die Bordspannung unter 12,6 V abfällt, erscheinen die blinkenden Anzeigen Caution (neben der MSG-Taste) und VOLTS LOW (im Alarmfenster). Zusätzlich ertönt einmalig ein Signalton. Außerdem gibt es noch eine ALTN FAIL Warning im Alarmfenster. Diese Anzeige zeigt eine Störung des Alternators an und wird durch eine Warning an der MSG-Taste und mit einem Dauerton unterstützt. Auf dem MFD kann eine Darstellung aufgerufen werden, bei der die Bordspannung angezeigt wird.

Als Backup-Instrumente waren unter anderem eine mechanisch betriebener Höhen- und Fahrtmesser eingebaut (Anlage 4).

Meteorologische Informationen

Zum Unfallzeitpunkt lag die Sicht über 10 km. Der Wind wehte schwach aus nordwestlicher Richtung. Es war gering bis aufgelockert bewölkt.

Folgende Routinewettermeldungen (METARs) lagen vor:

Hof – Plauen:
METAR EDQM 181020Z 25008KT 200V280 9999 FEW038 12/04 Q1019
METAR EDQM 180950Z 24006KT 200V290 9999 SCT035 12/04 Q1019

Bayreuth:
METAR EDQD 180950Z 31004KT 9999 SCT035 12/06 Q1020

Nürnberg:
METAR EDDN 181020Z VRB02KT 9999 SCT035 13/05 Q1020 NOSIG
METAR EDDN 180950Z VRB03KT 9999 SCT035 14/06 Q1020 NOSIG

Navigationshilfen

Das integrierte Avionik-System beinhaltet zwei GPS-Empfänger, zwei VOR/ILS-Empfänger, zwei UKW (VHF)-Funkgeräte und einen Transponder.

Funkverkehr

Aufzeichnungen über den Funkverkehr waren nicht vorhanden. Nach Zeugenangaben bestand kein Funkkontakt zwischen dem Flugzeug und der Bodenstelle am Flugplatz Bayreuth.

Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrslandeplatz Bayreuth liegt auf einer Höhe von 1 601 ft. Er verfügt über eine befestigte Piste mit einer Länge von 1 082 m und einer Breite von 30 m. Sie ist in Richtung 059°/239° ausgerichtet. Auf der Piste 24 sind
1 082 m für die Landung nutzbar. Im nördlichen Teil des Flugplatzes befinden sich Betriebsflächen für den Segelflug. Zum Unfallzeitpunkt war die Piste 24 in Betrieb. An deren östlichem Ende hatte sich zum Unfallzeitpunkt ein Segelflugschleppverband aufgestellt.

Flugdatenaufzeichnung

Das Luftfahrzeug war nicht mit einem Flugdatenschreiber oder einem Cockpit Voice Recorder ausgestattet. Diese Aufzeichnungsgeräte waren nach den gültigen luftrechtlichen Regelungen nicht gefordert. Die Engine-Control-Units zeichnen ihre Versorgungs-

spannung, verschiedene Triebwerksparameter und den statischen Luftdruck auf. Die Aufzeichnungen beider ECUs waren im Wesentlichen gleich. Eine Darstellung einiger dieser Parameter befindet sich im Anhang. Die obere rote Linie im letzten Graphen (Supply Voltage) markiert den Schwellenwert für die Low-Voltage-Anzeige. Der Graph zeigt, dass die Versorgungsspannung der ECUs einige Minuten vor dem Start unter 12,6 V lag. Die untere rote Linie markiert den Schwellenwert für das Ausfallen der Displays des integrierten Avionik-Systems (siehe auch „Zusätzliche Informationen“).
Die Radardaten des Flugsicherungsunternehmens standen für die Auswertung zur Verfügung. Ab 11:50 Uhr wurden die Informationen über die Flughöhe nicht mehr durchgängig empfangen.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich in Verlängerung der Piste 06, ca. 50 m nördlich der Pistenmitte und 1 100 m hinter der Schwelle 06. Das Flugzeugwrack lag an einer Böschung außerhalb des Flugzeugplatzgeländes.

Der Rumpf war zwischen Leitwerk und Kabine abgebrochen, das Fahrwerk abgerissen und der Motorträger gebrochen. Der Rumpfbug war im Bereich des vorderen Fußraumes der Kabine stark eingedrückt. Im Cockpit waren alle Schalter durch die Ersthelfer auf „Aus“ gestellt worden. Der ECU-Swap-Switch stand auf „Auto“ und der Emergency-Switch auf „ON“. Der Höhenmesser zeigte ca. 1 250 ft an und war auf 1 006 hPa eingestellt.

Der Kabelschuh der Anschlussleitung des Alternators (24007A4) war abgebrochen. Die Befestigungsmutter war an einer ca. 4 x 4 mm großen Stelle angeschmolzen. Der Kunststoffeinsatz der Stoppmutter war geschmolzen. Die Bruchstelle des Kabelschuhs wies deutliche Spuren eines stufenweisen Bruchfortschrittes auf (Anlage 5).

Medizinische und pathologische Angaben

Nicht betroffen

Brand

Es gab keinen Hinweis auf ein Feuer im Flug oder nach dem Aufprall.

Versuche und Forschungsergebnisse

Auf dem Prüfstand des Motorherstellers wurde der Alternator mit dem dazugehörigen Regler geprüft. Bei einer Alternatordrehzahl von 700 min^{-1} unterhalb der Leerlaufdrehzahl wurde bei maximaler Belastung eine Spannung von mindestens 14 Volt generiert.

Organisationen und deren Verfahren

Unterlagen für den Betrieb (Flugbetriebshandbuch, Checklisten)[4]

Außer dem Flughandbuch gibt es Anhänge zum Flughandbuch (entsprechend der Ausrüstungsvariante des Flugzeuges) und Checklisten.

Folgende Informationen waren in diesen Unterlagen enthalten (siehe Anlage 7):

1. Flughandbuch (Rev.3)

Das Flughandbuch enthält in den Kapiteln (3) NOTVERFAHREN, (4.B) ABNORMALE BETRIEBSVERFAHREN und (7) BESCHREIBUNG die Informationen über mögliche Probleme mit der Spannungsversorgung des Flugzeuges und speziell des Motors.

3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM	Seite 3-29
4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS)	Seite 4B-10
4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)	Seite 4B-12
4B.4.2 SPANNUNG (VOLT)	Seite 4B-16
7.10 ELEKTRISCHES SYSTEM	Seite 7-39 bis -41

2. Anhang zum Flughandbuch

Die beiden Anhänge A31 (VFR) und A32 (IFR) sind für Flugzeuge, die mit einem Garmin G1000 ausgerüstet sind, gültig. Sie geben den gleichen Wortlaut wieder, wenn die Warnung „VOLTS LOW“ aufleuchtet.

3.8.8 ALTN FAIL	Seite 9- A31 - 23 [5]
4B.9.5 LOW VOLTAGE CAUTION (LOW VOLTS)	Seite 9- A31 - 36
4B.8.7 HIGH ODER LOW VOLTAGE	Seite 9- A31 - 34

3. Checkliste

Die Checklisten sind eine Kurzform der Angaben des FHB. Sie sind nur in englischer Sprache vorhanden. Hinsichtlich der Nutzung sind folgende Einschränkungen vermerkt:

[4] Die Begriffe Flughandbuch (FHB) und Pilots Operating Handbook (POH) werden gleichgesetzt.
[5] Die Seitenangaben beziehen sich auf den Anhang A31.

"This checklist is a Recommended Operator Checklist and for reference only. It is not a substitute for and does not supersede the current approved Airplane Flight Manual or any of its supplements or parts thereof, or any training or procedures required by any regulatory or advisory bodies. This checklist may not contain all procedures shown in the Airplane Flight Manual. For a comprehensive listing of all procedures consult the Airplane Flight Manual. Use of the checklist is at the user's sole risk and discretion."

Die Gliederung der Checkliste entsprach den Vorgaben der GAMA Specification No.1, SECTION 3, Paragraph 3.5, SECTION 3A, Paragraph 3A.5 and SECTION 4, Paragraph 4.5.

Zusätzliche Informationen

1. Ein Versuch des Luftfahrzeugherstellers hat ergeben, dass die Displays des integrierten Avionik-Systems beim Erreichen einer Spannung von 8,3 V ausfallen, wenn die Betriebsspannung langsam abgesenkt wird.

2. Die General Aviation Manufacturers Association (GAMA) hat in der GAMA Spec. 1 Standards für die Gestaltung und Gliederung von Flughandbüchern und die notwendigen Informationen für den Piloten getroffen. Darin ist festgelegt, dass Notverfahren (Emergency Procedures) und Abnormale Betriebsverfahren (Abnormal Procedures) in dem Kapitel 3 bzw. 3A zusammengefasst werden.

3. Bei der DA 40D gibt es zwei Cockpit-Versionen. In Verbindung mit den analogen Instrumenten wurde ein einfach geschirmtes Alternatorkabel verwendet. Bei den Flugzeugen DA 40D, die mit einem Garmin G1000 ausgerüstet sind, wurde ein doppelt geschirmtes Alternatorkabel verwendet.
Eine Auswertung des Flugzeugherstellers bezüglich der Fehlerfälle an der Kabelverbindung ergab, dass Brüche oder Anrisse nur an den doppelt geschirmten Kabeln auftraten. Als Korrekturmaßnahme wurde in der Serienproduktion ein flexibleres Alternatorkabel eingeführt. Für bereits in Betrieb befindliche Flugzeuge wurde der Austausch der alten Kabel gegen flexiblere Alternatorkabel im Rahmen des Service Bulletins DAI-SB-D4-064 vorgesehen.

Beurteilung

Allgemeines:

Der Flugzeugführer war im Besitz der für die Flugdurchführung vorgeschriebenen Erlaubnisse und Berechtigungen. Mit einer Gesamtflugzeit von 334 Flugstunden war der Pilot nicht unerfahren. Jedoch sind die Erfahrungen auf dem Muster DA 40D mit ca. 7 Flugstunden und 12 Landungen gering. Die Wetterbedingungen während des Fluges waren ausreichend für die Flugdurchführung. Das Flugzeug war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen.

Spannungsversorgung:

Der Kabelschuh der Anschlussleitung des Alternators (24007A4) war abgebrochen. Das Bruchbild zeigte die typischen Anzeichen eines Schwingbruches. Der Hersteller des Flugzeuges hat in der Zwischenzeit auf ähnliche Fehler an den Polschuhen mit der Einführung flexibler Alternatorkabel in der Serienproduktion reagiert. Für bereits ausgelieferte Flugzeuge wurde das Service Bulletin DAI-SB-D4-064 herausgegeben, das ein zukünftiges Auftreten dieses Fehlers verhindern soll.

Der Alternator des Unfallflugzeuges war in der Lage, die notwendige Spannung zu liefern. Die durchgeführten Tests zeigten, dass auch bei einer Drehzahl unterhalb der Leerlaufdrehzahl und maximaler Belastung die Ausgangsspannung von 14 V nicht unterschritten wird. Der Bruch der Kabelverbindung am Alternator führte dazu, dass die Spannungsversorgung des Flugzeuges nur noch über die Hauptbatterie erfolgte. Die Batterie wurde deshalb entladen. Die Aufzeichnungen der beiden ECUs zeigten, dass die Bordspannung vor dem Start unter 14 V lag. Im weiteren Flugverlauf sank die Spannung weiter ab, so dass in Folge die erforderliche Betriebsspannung der ECUs unterschritten wurde und das Triebwerk ausfiel. Da der Alternator keine Spannung abgeben konnte, erfolgte die Spannungsversorgung des ECU-Bus nur über die Hauptbatterie. Auf Grund seiner Auslegung (Schaltpunkt zwischen mindestens 1,2 Volt und maximal 9,6 Volt) schaltete das ECU-Alternate-Power-Relay, bei absinkender Spannung der Hauptbatterie, nicht die ECU-Backup-Battery auf den ECU-Bus. Damit war die zur Verfügung stehende Dauer des Motorbetriebes durch die Kapazität der Hauptbatterie begrenzt. Da das Backup-System über keine Anzeige verfügte, hatte der Pilot keine Information darüber, dass das System nicht zugeschaltet war.

Das Konstruktionsprinzip der Spannungsversorgung des Motors TAE 125 unterscheidet sich von den üblicherweise in der Allgemeinen Luftfahrt verwendeten Kolbentriebwerken. Bei diesen wird die Dauer des Motorbetriebes nicht durch den Zustand und die Funktion des elektrischen Bordsystems beeinflusst.

Flugdurchführung:

Die Auswertung der ECU-Daten zeigt, dass der Flug mit einer zu geringen Bordspannung begonnen wurde. Alle anderen Werte waren innerhalb der Norm bzw.

innerhalb eines zu erwartenden Bereiches. Die Aussagen bezüglich des Erscheinens einer Warnung sind widersprüchlich. Der Pilot gab an, dass er keine Warnung wahrgenommen hatte. Der Passagier bemerkte vor dem Start und während des Fluges das Aufleuchten einer „Attention"-Warnung. Er machte nach seiner Aussage den Piloten darauf aufmerksam. Da durch das Garmin G1000 keine „Attention"-Warnung ausgegeben wird, sondern nur eine Caution, ist davon auszugehen, dass vor dem Start bereits die LOW VOLTS Caution angezeigt wurde.
Diese Caution-Anzeige wurde nicht beachtet. Die im POH vorgeschriebenen Verfahren verlangen, bei einer Unterschreitung der Bordspannung, den Flug nicht anzutreten. Die Tatsache, dass der Pilot die Caution-Anzeige nicht beachtete, zeigt, dass er die damit verbundenen Gefahren, u.a. für die Versorgung des Motors, falsch einschätzte bzw. nicht die nötige Systemkenntnis besaß, um den Fehler richtig zu bewerten.

Die dann getroffene Entscheidung den geplanten Flug abzubrechen, nachdem die Anzeigen des Garmin G1000 ausfielen, war richtig. Zu diesem Zeitpunkt gab es klare Anzeichen eines Fehlers im elektrischen System:
die LOW VOLTS Caution, der Ausfall der Displays des GARMIN G1000 und das Versagen der Stromversorgung des externen GPS.
Dadurch war der baldige Motorausfall wahrscheinlich. Im Weiteren wurden keine Vorbereitungen für einen vorzeitigen Motorausfall getroffen. Der Flug wurde nicht rechtzeitig mit einer Sicherheitslandung beendet. Der Flugverlauf zeigt, dass alternative Landeplätze nicht angeflogen wurden.

Der Betrieb des Motors TAE 125 erfordert eine genaue Überwachung des elektrischen Systems durch den Piloten und eine präzise Einhaltung der vorgeschriebenen Verfahren im Falle einer Störung. Der Start mit der aufleuchtenden Caution-Anzeige und die Wahl des Flugweges nach dem Auftreten der ersten Störungen zeigen, dass der Pilot nicht mit einem baldigen Triebwerksausfall gerechnet hat. Es ist wahrscheinlich, dass diese Entscheidungen aus Unkenntnis über die Besonderheiten des elektrischen Systems und der Spannungsversorgung des Motors getroffen wurden.

Der Verkehrslandeplatz Bayreuth war geeignet für eine Landung ohne Triebwerksleistung. Der Anflug auf den Flugplatz Bayreuth erfolgte direkt auf die Piste 06. Eine Platzrunde zur Landung auf der Piste 24 konnte auf Grund der geringen Flughöhe nicht mehr geflogen werden. Dadurch herrschte eine leichte Rückenwindkomponente. Es konnte nicht genau festgestellt werden, ob der Anflug mit zu hoher Geschwindigkeit oder zu großer Höhe erfolgte oder ob beide Werte nicht eingehalten wurden.
Die Angabe des Piloten, dass keine GPS-Informationen über Höhe und Geschwindigkeit zur Verfügung standen, kann nicht zu dieser Situation geführt haben, da das Flugzeug über einen mechanisch betriebenen Höhen- und Fahrtmesser als Backup-Instrumentierung verfügte. GPS-Daten sind für die Führung in dieser Phase nicht geeignet, da die Fluggeschwindigkeit nicht und die Höhe ungenau angezeigt werden.
Die Aussage des Piloten und des Fluggastes deutet darauf hin, dass weder die Anzeige des Backup-Fahrtmessers noch des Backup-Höhenmessers in die Flugführung einbezogen wurde. Die Druckeinstellung am Höhenmesser deutet darauf hin, dass diese Einstellung nicht zu Beginn des Fluges vorgenommen wurde. Durch die fehlerhafte Einstellung des Höhenmessers auf 1 006 hPa wurde die Flughöhe um ca. 350 ft geringer als die tatsächliche Höhe angezeigt.

Die Landeeinteilung wurde so gesteuert, dass das Flugzeug am Ende der Segelflugbetriebsflächen aufsetzte. Auf Grund der fehlenden Triebwerksleistung war ein Durchstarten nach der misslungenen Landeeinteilung nicht mehr möglich. Die noch verfügbare Länge der Piste reichte nicht aus, um das Flugzeug rechtzeitig zum Stehen zu bringen.
Der Richtungswechsel des Flugweges nach Norden auf die Grasbetriebsfläche konnte die zu hohe bzw. zu schnelle Landeeinteilung nicht korrigieren.

Betriebsanweisungen

Darstellung von Fehlern der Spannungsversorgung der ECU im Flughandbuch:

Das Flughandbuch enthält alle notwendigen Informationen, für den Fall von Störungen der Spannungsversorgung des Flugzeuges. Es gibt aber keine direkt auf einen möglichen Triebwerksausfall hinweisenden Informationen, wenn eine LOW VOLTS Caution erscheint. Der aus der Sicht der BFU besonders wichtige Hinweis auf eine begrenzte Triebwerkslaufzeit infolge von Störungen der Spannungsversorgung (mind. 30 Minuten) findet sich erst in einem weiterführenden Unterpunkt. Um diese Information zu erhalten, sind mehrere Schritte notwendig (siehe weiteren Anhang).

1. Als erster Schritt ist im Anhang zum Flughandbuch (POH Supplement) A31 bzw. A32 festzustellen, welche Handlungen im Falle der VOLTS LOW Caution erforderlich sind. Hier wird im Unterpunkt 4B.9.5 LOW VOLTAGE CAUTION (LOW VOLTS) auf den Hauptteil des POH verwiesen.

2. Im Flughandbuch ist dann der Unterpunkt 4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS) zu beachten. Im Fall einer dauerhaften zu niedrigen Spannung (4B.3.1 (B) 3.) wird weiter auf den Unterpunkt 4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR) verwiesen.
Allerdings wird an dieser Stelle eine blinkende oder leuchtende Vorwarnanzeige (ALTERNATOR) vorausgesetzt. Diese Anzeige erscheint nicht, wenn der Alternator funktionsfähig ist, aber aus einem anderen Grund die Spannung zu gering ist (wie z. B. bei einem gebrochen Alternatorkabel). Die Zuordnung zu der Fehleranzeige LOW VOLTS ist demzufolge nicht eindeutig gegeben, da die Vorwarnanzeige (ALTERNATOR) nicht erscheint.

3. In dem Unterpunkt 4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR) finden sich Hinweise auf eine verkürzte Motorlaufzeit. Diese ist mit mindestens 30 Minuten angegeben. Der Pilot erhält keine Informationen darüber, wie lange der Motor noch läuft, wenn die Spannungsversorgung aus anderen Gründen beeinträchtigt ist.

In diesem Unterpunkt wird auf das ECU-Backup-System verwiesen, das bei einem „schwerer Fehler“ zur Verfügung steht. Eine Definition „schwerer Fehler“ erfolgt nicht. Dies ist irreführend, da dieses System nur aktiv ist, wenn Alternator und Batterie gleichzeitig ausfallen und keine Spannung liefern. Das ECU-Backup-System kann bei einem langsamen Absinken der ECU-Versorgungsspannung erst dann aktiv werden, wenn die Spannung deutlich unter der eigentlich notwendigen ECU-Versorgungsspannung liegt.
Die Information ist deshalb unvollständig, da der Pilot nicht weiß, ob sich das System zugeschaltet hat.

4. Es gibt im POH und in den Anhängen A31 bzw. A32 noch weitere Hinweise zum Thema der Spannungsversorgung des Triebwerkes und Störungen des Alternators. Diese Hinweise befinden sich teilweise im Abschnitt 3, im Abschnitt 4B und Abschnitt 7. Sie führen aber nicht immer zu dem Unterpunkt 4B.3.1 des POH.

5. Im Kapitel 4B.3.1 (a) „LOW VOLTS-Vorwarnung am Boden“ ist u.a. vorgeschrieben, dass bei Aufleuchten der genannten Vorwarnung die Motordrehzahl zu erhöhen ist. Dies ist nicht korrekt, da der Alternator bereits bei Leerlaufdrehzahl in der Lage ist, eine ausreichende Betriebsspannung zu erzeugen.

Aufteilung des Flughandbuches:

Bei dem FHB der DA 40D sind die Abnormalen Betriebsverfahren (u.a. die Anweisungen im Fall der LOW VOLTS Caution) nicht dem Kapitel 3 – Notverfahren zugeordnet, sondern sind im Kapitel 4b – Abnormale Betriebsverfahren aufgeführt. Das Kapitel 4 des Flughandbuches der DA 40D ist in zwei Unterkapitel unterteilt:
A –- Normale Betriebsverfahren und B – Abnormale Betriebsverfahren.
Diese Unterteilung entspricht nicht den Maßgaben der General Aviation Manufacturers Association (GAMA), wie sie in der Specification No. 1 festgehalten sind. Die GAMA Specification No. 1 ordnet die Abnormalen Betriebsverfahren (Abnormal Procedures) dem Kapitel 3 – Notverfahren (Emergency Procedures) und nicht dem
Kapitel 4 – Normalverfahren (Normal Procedures) zu. Das Kapitel 4 ist den Normalverfahren vorbehalten. Eine Gestaltung des FHB entsprechend der GAMA Specification No. 1 stellt sicher, dass die Gliederung der Betriebsanweisung in den Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt standardisiert ist und Informationen schnell gefunden werden können. Die GAMA Specification No. 1 ist als Nachweis der Bauvorschriften Paragraphen JAR23.1581 bis 23.1589 empfohlen. Im Gegensatz zu dem Flughandbuch sind die Checklisten so unterteilt, wie es die GAMA Specification No. 1 vorgibt, d.h. die Abnormal Procedures sind in der Section 3 enthalten.

Die Darstellung eines Fehlers der Spannungsversorgung im Flughandbuch und die Aufteilung des Flughandbuches erschwerten die Bestimmung der notwendigen Korrekturmaßnahmen im Flug. Sie sind aber nicht die ursächlichen Faktoren dieses Unfalls.

Höhenmessereinstellung:

Der Backup-Höhenmesser hatte eine falsche Einstellung des Luftdrucks. Für Flugzeuge, in die das Garmin G1000 eingebaut ist, muss der Anhang A31 (VFR) bzw. A32 (IFR) verwendet werden. In diesem Anhang finden sich keine Hinweise zum Einstellen des Backup-Höhenmessers vor dem Start. Für die Vorbereitung der Instrumente steht im Wesentlichen nur das eigenständige Handbuch „G1000TM Cockpit Reference Guide for the Diamond DA40“ zur Verfügung, das die Backup-Instrumente nicht behandelt.
Aus diesem Grund ist es besonders wichtig, die Vorbereitung der Backup-Instrumente im Kapitel 4 (Normalverfahren) festzulegen. Das Fehlen von Anweisungen im Flughandbuch zur Einstellung des Backup-Höhenmessers führte möglicherweise zu einer Einstellung, die nicht dem Luftdruck am Flugtag angepasst war.

Schlussfolgerungen

Der Flugunfall ist auf folgende Ursachen zurückzuführen:

- Auf Grund eines gebrochenen Kabelschuhs am Alternator war die Spannungsversorgung des Bordnetzes unterbrochen.
- Die LOW VOLTS Caution wurde vor dem Start und im Flug nicht beachtet. Der Flug wurde mit zu geringer Bordspannung begonnen.
- Auf Grund unzureichender Systemkenntnisse wurde die Entscheidung zur Durchführung einer Sicherheitslandung zu spät getroffen.
- Die Spannungsversorgung war nicht mehr ausreichend für die Versorgung der ECU. Dadurch fiel das Triebwerk aus.
- Bei der nachfolgenden Notlandung wurde eine unzureichende Landeeinteilung getroffen. Dadurch setzte das Flugzeug am Ende des Flugplatzes auf und konnte nicht mehr auf dem Flugplatz zum Stehen gebracht werden.

Empfehlungen der BFU

Sicherheitsempfehlung 20/2009

Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte den Hersteller veranlassen, das Flughandbuch so zu ändern, dass die Notwendigkeit der Spannungsversorgung des Motors (ECU) und die Konsequenzen für den sicheren Betrieb des Motors bei Störungen des elektrischen Systems sowie die Funktion des ECU-Backup-Systems in allen betroffenen Kapiteln besonders hervorgehoben wird.

Sicherheitsempfehlung 21/2009

Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte den Hersteller veranlassen, das Flughandbuch so zu ändern, dass die Gestaltung des Flughandbuches den Maßgaben der General Aviation Manufacturers Association (GAMA) Specification No. 1 entspricht, d.h. „Abnormale Betriebsverfahren“ sind dem Kapitel 3 –Notverfahren (Emergency Procedures) zuzuordnen.

Sicherheitsempfehlung 22/2009

Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte den Hersteller veranlassen, das Flughandbuch so zu ändern, dass im Anhang A31 und A32 des Flughandbuches im Kapitel 4 – Normalverfahren Festlegungen zur Vorbereitung und Kontrolle der Backup-Instrumente enthalten sind.

Sicherheitsempfehlung 23/2009

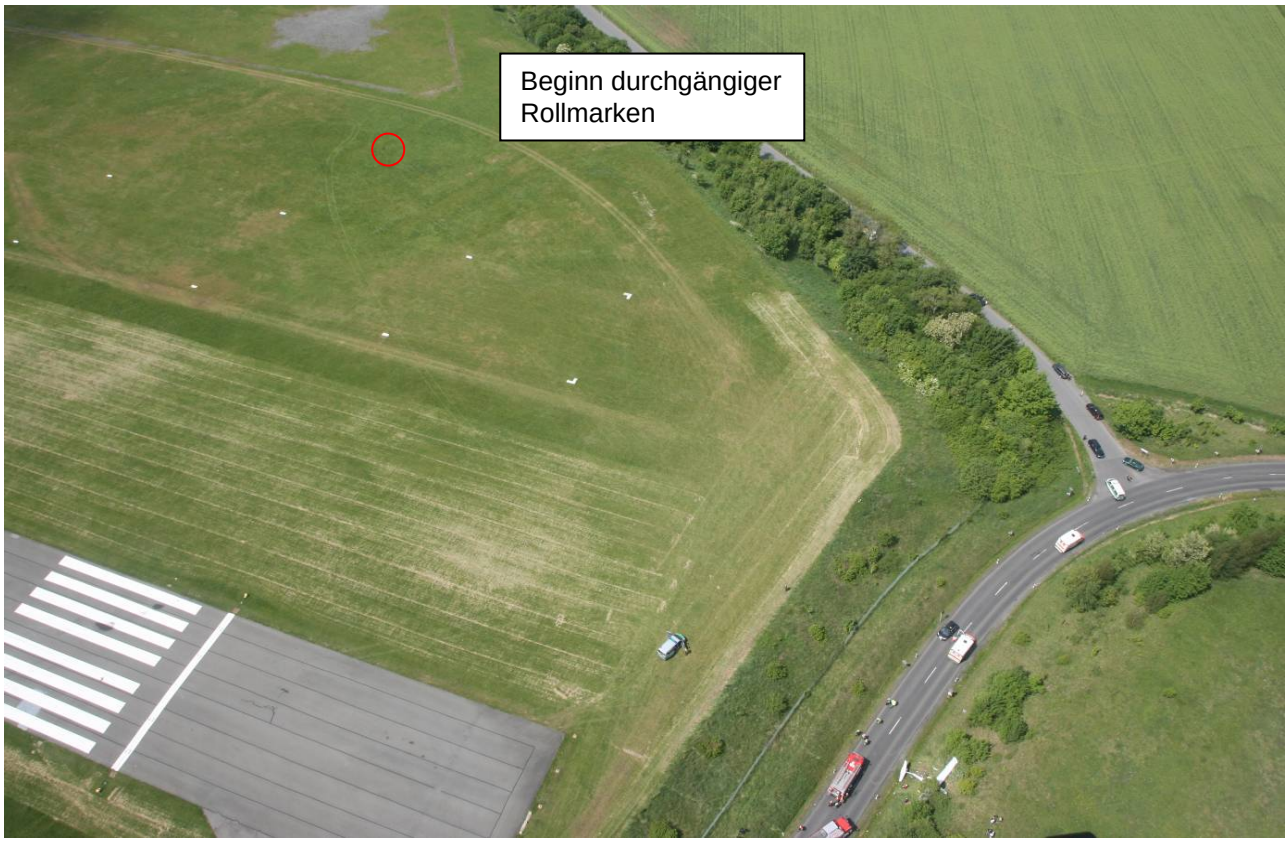
Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte den Wechsel des Alternatorkabels, wie er in dem Service Bulletin DAI-SB-D4-064 vorgesehen ist, für alle in Betrieb befindlichen Flugzeuge des Musters DA 40D verbindlich vorschreiben.

Untersuchungsführer	Karge
Mitwirkung	Kostrzewa Lampert
Untersuchung vor Ort	Grüner

Anlagen

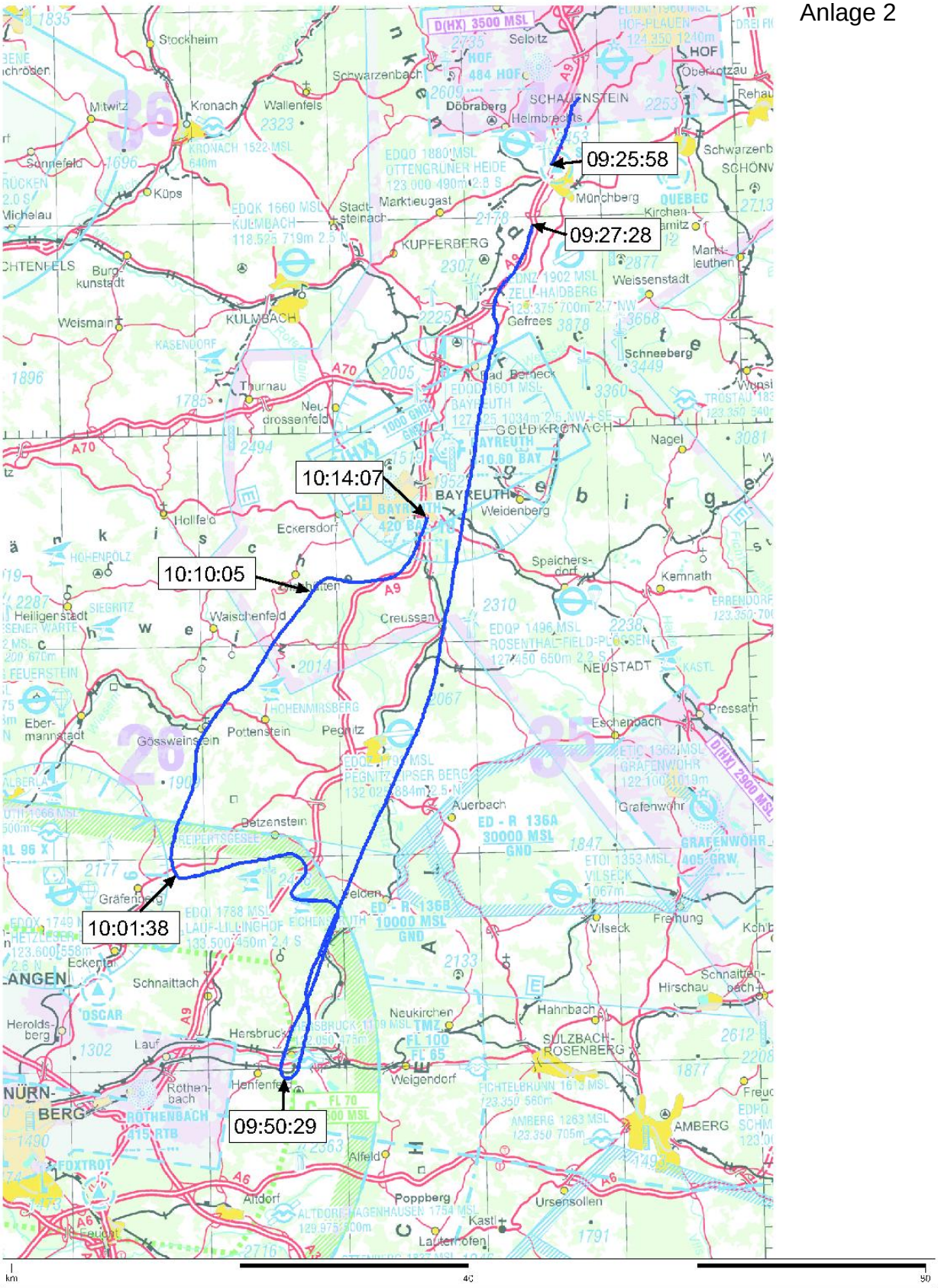
1. Unfallstelle
2. Instrumentenbrett
3. Flugweg
4. ECU-Daten
5. Bilder des Alternatoranschlusses
6. Beschreibung des elektrischen Systems
7. Darstellung des Informationsflusses bei Aufleuchten der LOW VOLTS-Vorwarnung

Anlage 1



Unfallstelle

Anlage 2

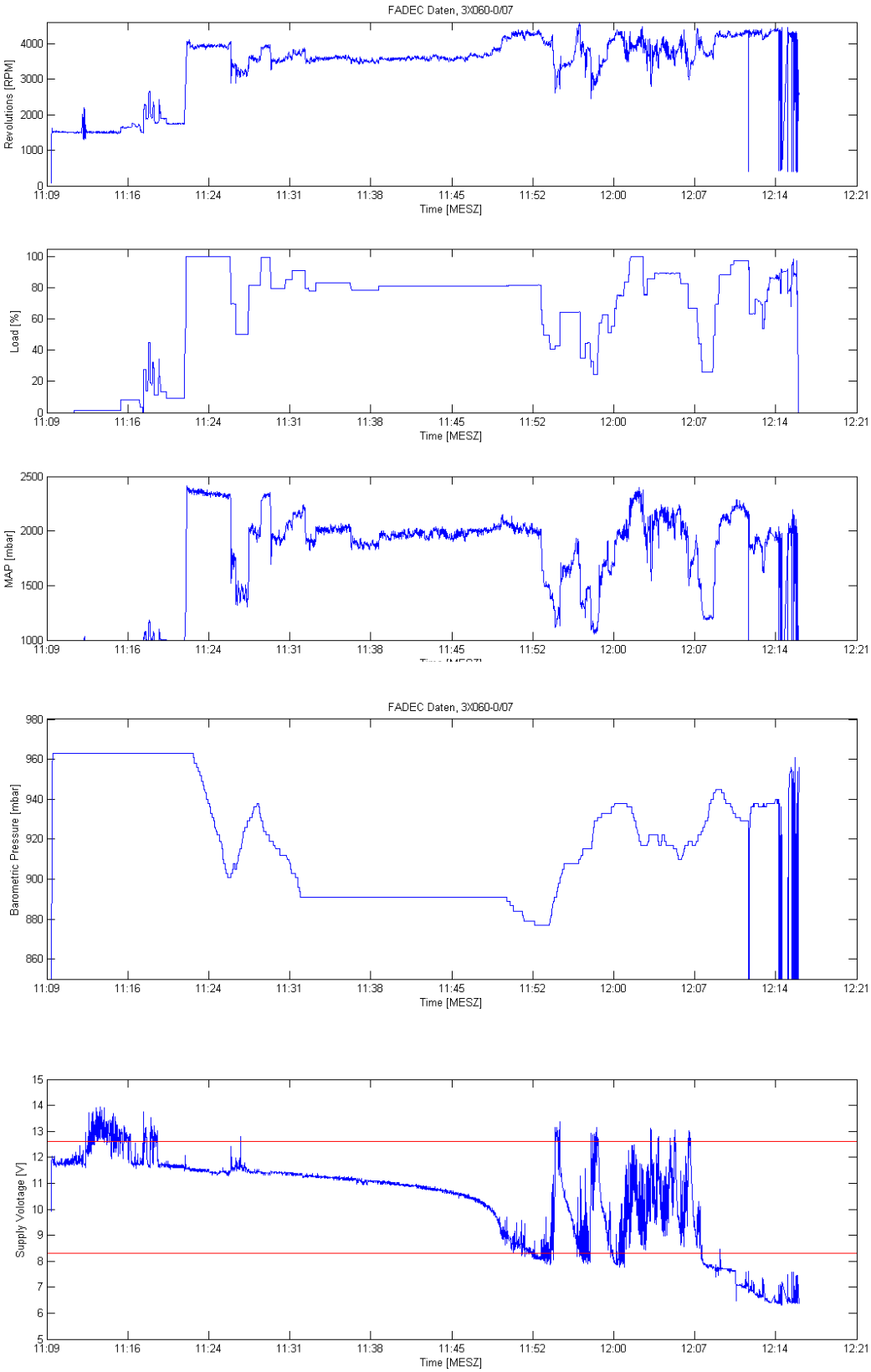


Luftfahrtkarte ICAO 2007
© DFS Deutsche Flugsicherung GmbH, Langen; Vermessungsverwaltung der Länder und BKG

3x060-0/07

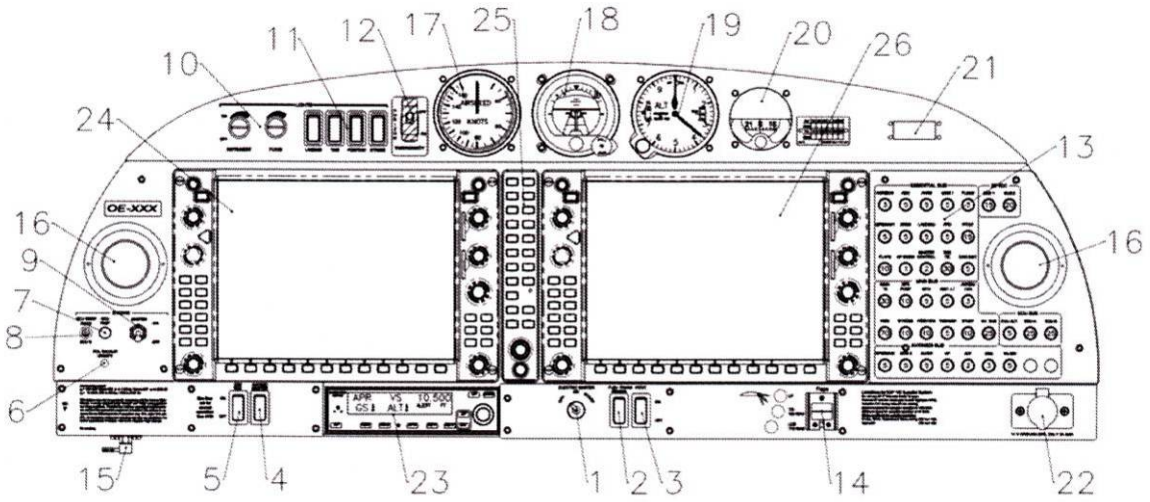
Flugweg (auf der Grundlage von Radardaten, Uhrzeiten in UTC)

Anlage 3



ECU-Daten

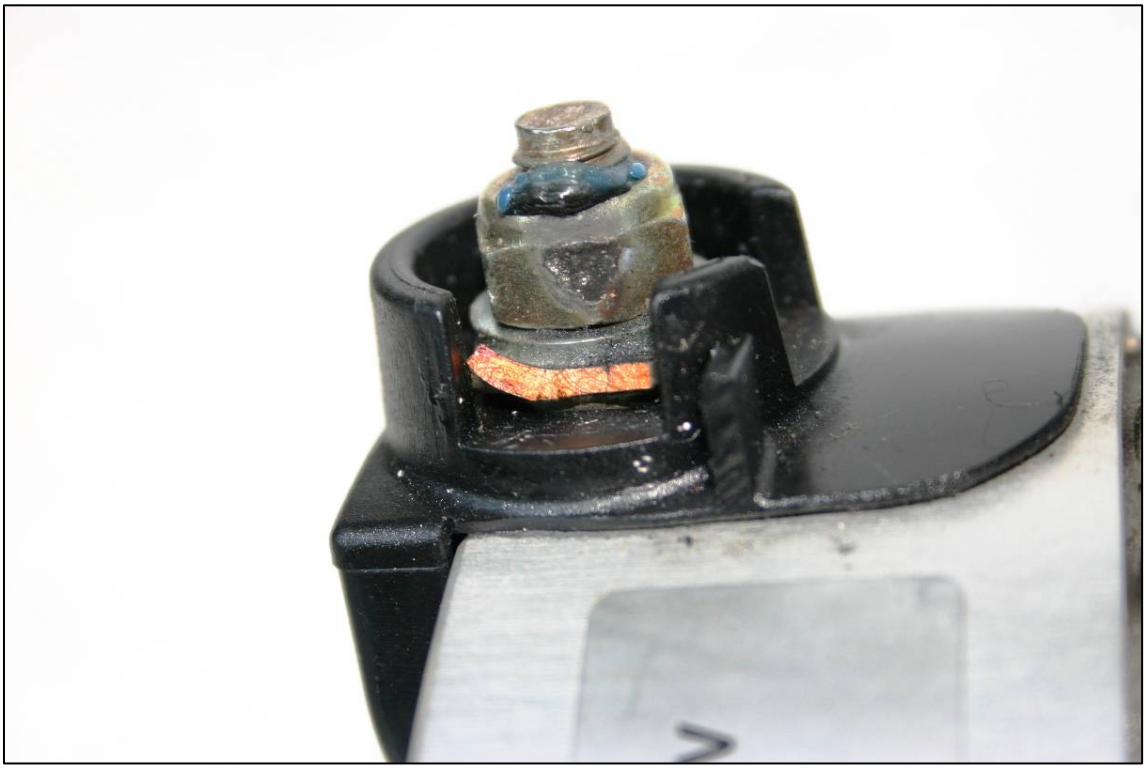
Anlage 4

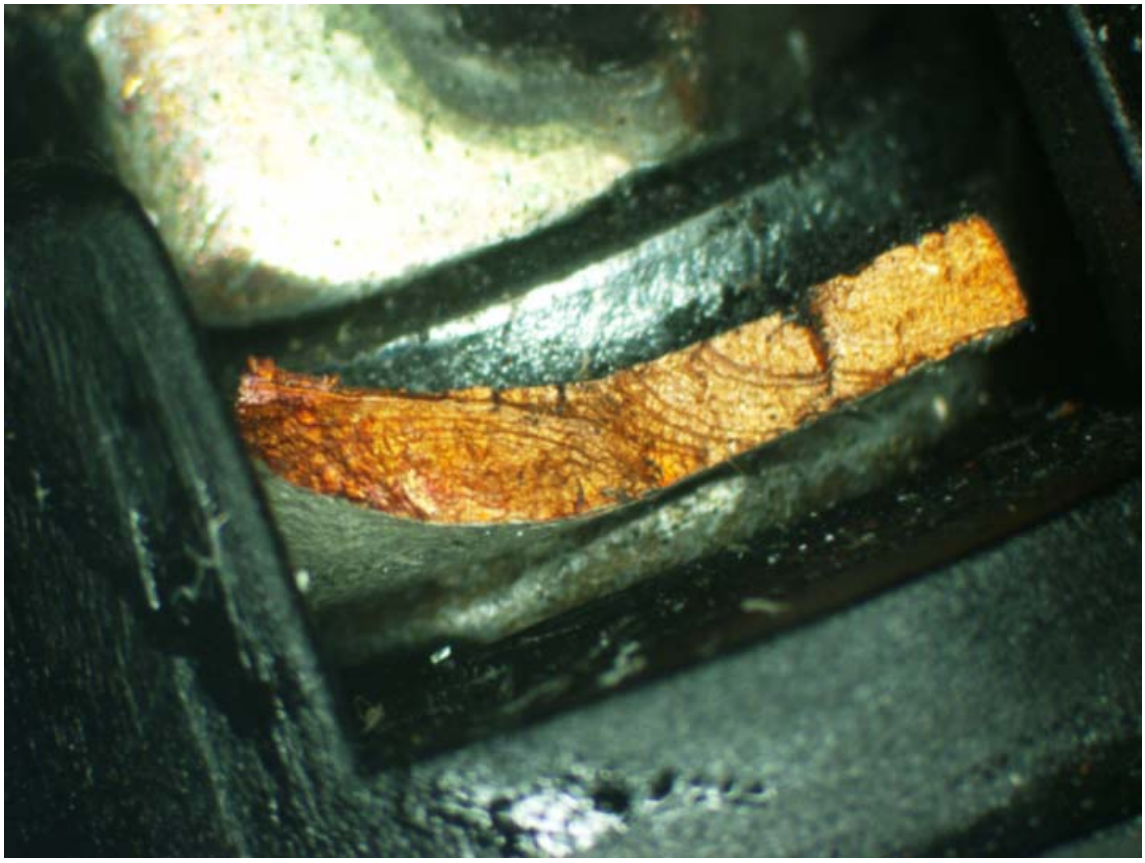


17 Backup-Fahrtmesser
19 Backup-Höhenmesser

Instrumentenbrett

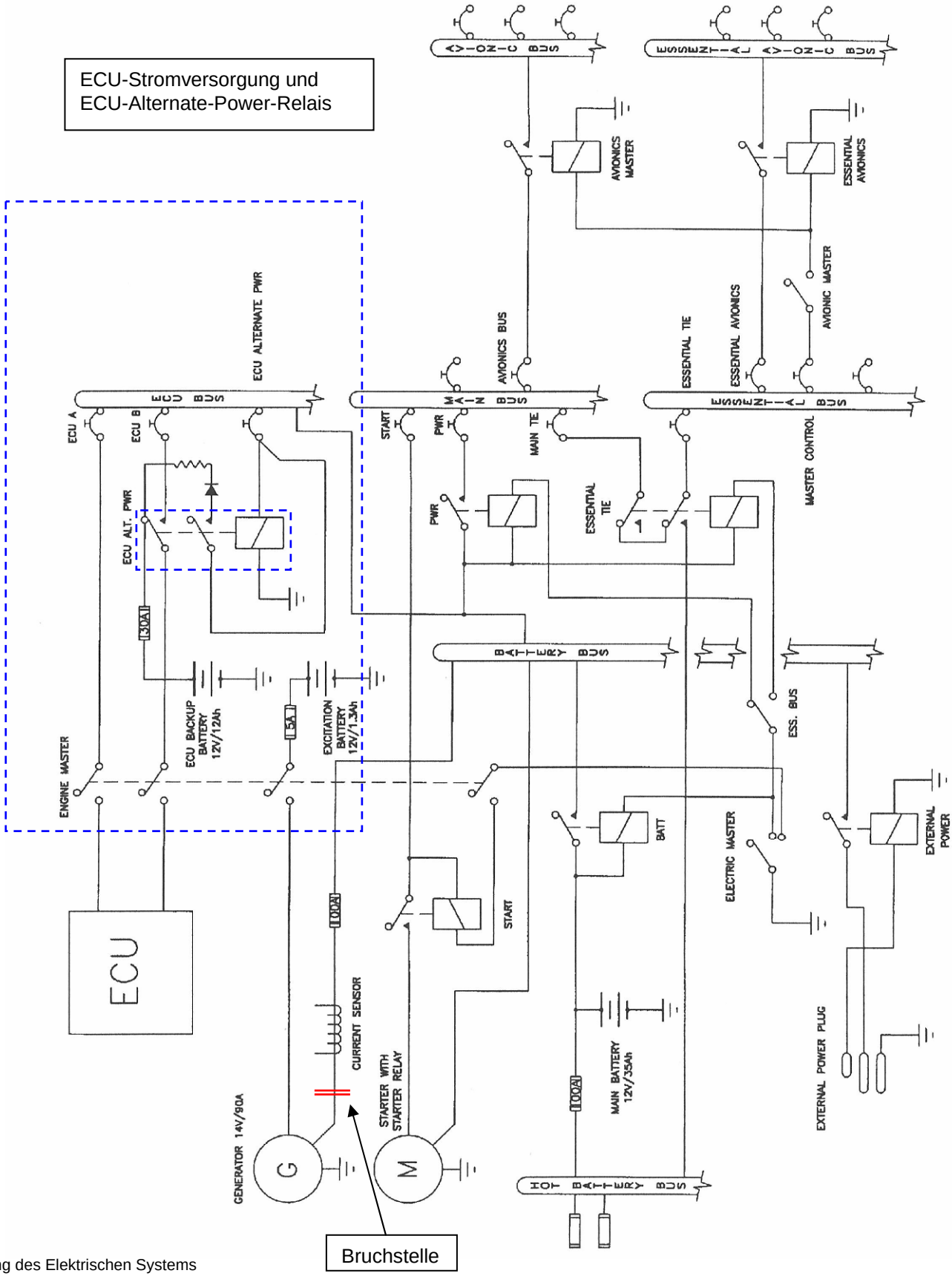
Anlage 5





Bilder des Alternatoranschlusses

Anlage 6


ECU-Stromversorgung und
ECU-Alternate-Power-Relais
AVIONIC BUS
ESSENTIAL AVIONIC BUS
AVIONICS MASTER
ESSENTIAL AVIONICS
AVIONIC MASTER
ESSENTIAL TIE
ESSENTIAL AVIONICS
AVIONICS BUS
ECU ALTERNATE PWR
ECU BUS
MAIN BUS
ESSENTIAL BUS
ECU A
ECU B
START
PWR
MAIN TIE
MASTER CONTROL
ECU ALT. PWR
ESSENTIAL TIE
30A
BATTERY BUS
ESS. BUS
ECU BACKUP BATTERY 12V/12Ah
5A
EXCITATION BATTERY 12V/1.3Ah
ENGINE MASTER
ECU
100A
CURRENT SENSOR
START
BATT
ELECTRIC MASTER
EXTERNAL POWER
STARTER WITH STARTER RELAY
MAIN BATTERY 12V/35Ah
100A
EXTERNAL POWER PLUG
GENERATOR 14V/90A
G
M
HOT BATTERY BUS
Bruchstelle

Anlage 7

Informationen im Anhang 31 (für Flugzeuge mit GARMIN G1000)

4B.9.5 LOW VOLTAGE CAUTION (LOW VOLTS)

VOLTS LOW	Die Busspannung ist zu niedrig (weniger als 12.6 Volt).

Eine 'VOLTS LOW'- Vorwarnung am G1000-System ist gleichbedeutend mit einer 'LOW VOLTS'-Vorwarnung, die am Annunciator Panel angezeigt wird und im Hauptteil des Flughandbuches mit den notwendigen Verfahren beschrieben wird.

1. Schritt

Weiterleitung zum Hauptteil des Flughandbuches

4B.3 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM, ANGEZEIGT AM ANNUNCIATOR PANEL

4B.3.1 VORWARNUNG FÜR NIEDRIGE SPANNUNG (LOW VOLTS)

2. Schritt

Diese Vorwarnung wird angezeigt, wenn die normale Bordspannung (14 V) unter 12,6 V fällt.

Mögliche Gründe dafür sind:

- Störung in der Stromversorgung.
- Zu niedrige Drehzahl.

(a) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung am Boden

1. Sicherungen . . . . . check
2. Leistungshebel . . . . . Drehzahl erhöhen
3. Wenn die Vorwarnleuchte nicht erlischt . . . . Flugvorhaben abbrechen

(b) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung im Flug

1. Sicherungen . . . . . check
2. Elektrische Verbraucher . . . . . OFF, falls nicht benötigt
3. Wenn die Vorwarnleuchte nicht erlischt . . . . verfahren gemäß 4B.3.4 - GENERATORAUSFALL

(c) 'LOW VOLTS'-Vorwarnung beim Landen

- Verfahren wie in (a) nach der Landung.

Weiterleitung zum Abschnitt 4B.3.4, dem Hauptteil des Flughandbuches

3. Schritt

4B.3.4 GENERATORSTÖRUNG (ALTERNATOR)

Eine Generatorstörung wird durch eine leuchtende oder blinkende Vorwarnleuchte (ALTERNATOR) am Annunciator Panel angezeigt. Die Batterien sind die letzte verbleibende Stromquelle für mindestens 30 Minuten.

1. Sicherungen ..... check; wenn alle O.K., weiter mit Punkt 2
2. ESSENTIAL BUS ..... ON
3. Elektrische Verbraucher ..... alles OFF, was nicht benötigt wird
4. Auf dem nächstgelegenen Flugplatz landen

WARNUNG

Die für den Betrieb des Motors absolut notwendige ECU benötigt elektrischen Strom. Es wird empfohlen, alle elektrischen Verbraucher auszuschalten und sobald wie möglich zu landen. Auf Motorausfall und Notlandung vorbereiten. Für den Fall eines schweren Fehlers im elektrischen System ist ein ECU-Backup-System installiert.

WICHTIGER HINWEIS

Für den Fall, daß die Batteriekapazität nicht ausreicht, um einen geeigneten Flugplatz zu erreichen, ist in der IFR-Version eine Notbatterie eingebaut, die als zusätzliches Reservesystem für den künstlichen Horizont (Attitude Gyro) und das Flutlicht (Flood Light) dient. Diese Notbatterie wird über den EMERGENCY-Schalter zugeschaltet, der sich auf der linken Seite des Instrumentenbretts befindet.

Weitere Informationen mit ähnlichem Inhalt auf anderen Seiten:

4B.4.2 SPANNUNG (VOLT)

Zu niedrige Spannung

1. Sicherungen . . . . . check
2. Elektrische Verbraucher . . . . . OFF, falls nicht benötigt

falls am AED 125 weiterhin zu niedrige Spannung angezeigt wird:

3. Verfahren gemäß 4B.3.4 - GENERATORSTÖRUNG

3.8.8 ALTN FAIL

ALTN FAIL	Der Generator ist ausgefallen.

Ein Generatorausfall wird durch eine Warnung (ALTN FAIL) am G1000-System angezeigt. Die Akkumulatoren sind die letzte verbleibende Stromquelle und können Energie für etwa 30 Minuten liefern.

1. Sicherungen . . . . . überprüfen; wenn alle O.K. sind: . . . . . fortfahren mit Schritt 2.
2. ESSENTIAL BUS . . . . . ON
3. Elektrische Ausrüstung . . . . . Alle nicht gebrauchte elektrische . . . . . Ausrüstung ausschalten (OFF).
4. Auf dem nächstgelegenen, geeigneten Flugplatz landen.

WARNUNG

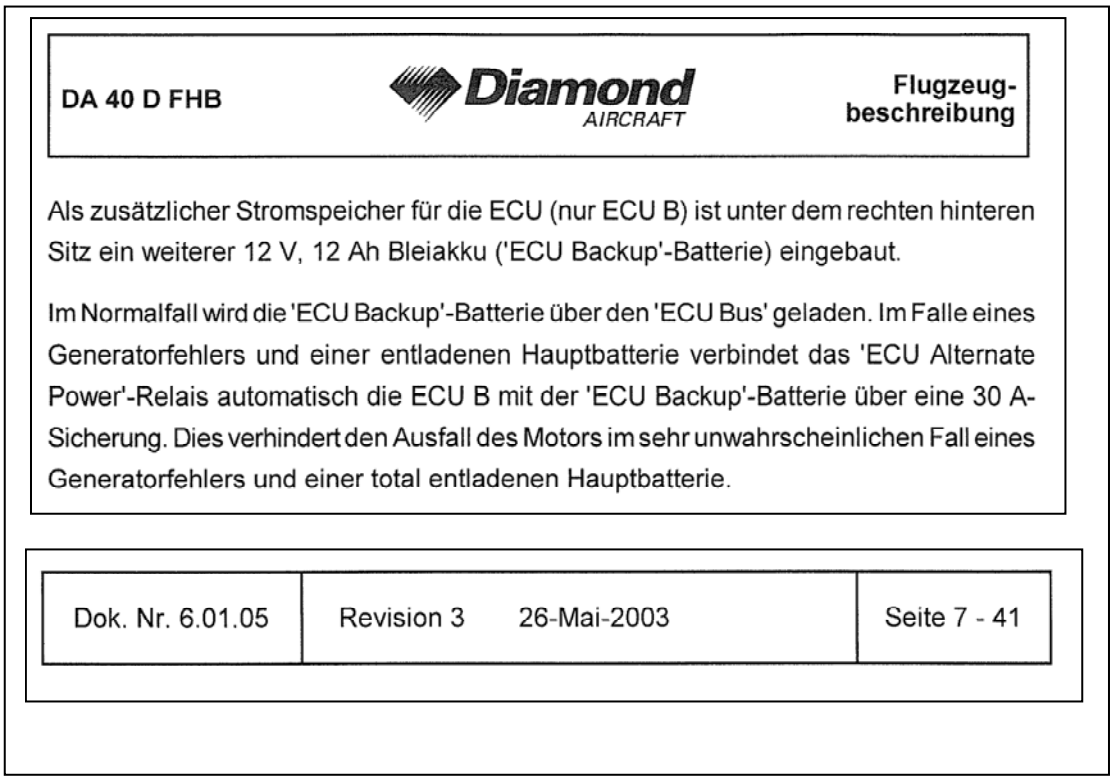
Die ECU, die für den Betrieb des Motors unbedingt notwendig ist, benötigt elektrische Energie. Es wird empfohlen, alle nicht benötigten elektrischen Verbraucher auszuschalten und so bald wie möglich zu landen. Auf einen Motorschaden und eine Notlandung gefaßt sein. Für den Fall eines schwerwiegenden elektrischen Fehlers ist eine ECU- Reservebatterie installiert.

3.7.2 STÖRUNGEN IM ELEKTRISCHEN SYSTEM

(c) Spannung

Wenn eine Spannung im roten Bereich (über 15,5 V oder unter 11 V) angezeigt wird:

1. ESSENTIAL BUS . . . . . ON
2. Auf dem nächsten geeigneten Flugplatz landen.



Darstellung des Informationsflusses bei Aufleuchten der LOW VOLTS-Vorwarnung

Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FlUUG) 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.

mail: box@bfu-web.de
http:// www.bfu-web.de
Tel: 0 531 35 48 0
Fax: 0 531 35 48 246

Herausgeber/Vertrieb:
Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16
38108 Braunschweig