

Abschlussbericht

Unfall mit dem Motorflugzeug der Type Diamond Aircraft DA 42,
am 20.09.2007, um ca. 14:09 Uhr UTC, ca. 2,3 km WSW der Gemeinde St.
Pantaleon, A-4303, Bezirk Amstetten, Niederösterreich
GZ: 2023-0.660.403

Impressum

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt, Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2023. Stand: 25. September 2023

Untersuchungsbericht

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

Copyright und Haftung:

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/impresum/daten.html.

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz - UUG 2005, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung (Art. 2 Z 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Die im Untersuchungsbericht zitierten Regelwerke beziehen sich grundsätzlich auf die zum Zeitpunkt des Vorfalls gültige Fassung, ausgenommen es wird im Untersuchungsbericht ausdrücklich auf andere Fassungen Bezug genommen oder auf Regelungen hingewiesen, die erst nach dem Vorfall getroffen wurden.

Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt (Art. 5 Abs. 3 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Vorfall beteiligten Personen unterliegt der Bericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC +2 Stunden).

InhaltVorwort	3
Einleitung	7
Kurzdarstellung.....	7
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.1.1 Flugvorbereitung.....	12
1.2 Personenschäden.....	12
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	13
1.4 Andere Schäden.....	13
1.5 Besatzung.....	13
1.5.1 Pilot/Pilotin	13
1.6 Luftfahrzeug.....	14
1.6.1 Bord Dokumente.....	15
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung.....	16
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs	17
1.6.4 Kraftstoff	17
1.7 Flugwetter.....	17
1.7.1 SYNOP/METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	17
1.7.2 Flugwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	18
1.7.3 Aktuelle Wetterbedingungen	19
1.7.4 Wetterberatung des Piloten / der Pilotin	19
1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse	19
1.8 Navigationshilfen	19
1.9 Flugfernmeldedienste.....	19
1.10 Flugplatz.....	20
1.11 Flugdatenschreiber	20
1.11.1 FADEC.....	20
1.11.2 Eventauswertung der FADEC S/N 3462 des Kolbentriebwerks S/N 02-01-1282. 21	
1.11.3 Wiederanlassversuche durch den Piloten	27
1.11.4 Gespeicherte Fehlermeldungen FADEC S/N 3462 vor dem Unfalltag.....	30
1.11.5 Radardaten	31
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	32
1.12.1 Unfallort	32
1.12.2 Spuren am Unfallort.....	33
1.12.3 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	35
1.12.4 Cockpit und Instrumente	36
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	38

1.14	Brand.....	38
1.15	Überlebensaspekte.....	38
1.15.1	Sonstige Ausrüstung	39
1.16	Weiterführende Untersuchungen	40
1.16.1	Technische Untersuchungen	40
1.16.2	Qualifikation von Leiter und Stecker	45
1.16.3	Unsachgemäße Steckermontage am Kabelbaum.....	45
1.17	Kraftstoffuntersuchung	46
1.18	Organisation und deren Verfahren.....	47
1.19	Zertifizierung.....	47
1.20	Vibrationen	48
1.21	FMEA und Ausfallwahrscheinlichkeiten TAE 125-01.....	49
1.22	Nützliche und effektive Untersuchungstechniken	50
2	Auswertung.....	51
2.1	Flugbetrieb.....	51
2.1.1	Flugverlauf	51
2.1.2	Besatzung.....	55
2.1.3	Sprechfunkverbindung.....	56
2.1.4	Aircraft Flight Manual und Checklisten des Luftfahrzeugherstellers	56
2.2	Luftfahrzeug.....	58
2.2.1	Beladung und Schwerpunkt.....	58
2.2.2	Rückhaltesysteme	58
2.2.3	Kraftstoff/Kraftstoffuntersuchung.....	59
2.2.4	Luftfahrzeug Wartung.....	59
2.2.5	Überprüfung des Kabelbaumes des rechten Kolbentriebwerks	60
2.2.6	Design Organisations	61
2.3	Flugwetter.....	61
2.4	Radardaten	61
2.5	FORDEC	62
2.6	„Get there-itis“.....	63
3	Schlussfolgerungen.....	66
3.1	Befunde.....	66
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	69
3.2.1	Wahrscheinliche Faktoren	69
4	Sicherheitsempfehlungen	70
5	Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	71

6 Anhänge.....	72
6.1 Aircraft Flight Manual des Luftfahrzeugherstellers.....	72
6.2 Nicht genehmigte Checkliste	87
Tabellenverzeichnis.....	97
Abbildungsverzeichnis.....	98
Verzeichnis der Regelwerke sowie sonstiger Unterlagen.....	100
Abkürzungen.....	101

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Ausbildungs- und Vermietungsunternehmen
Betriebsart:	Privatflug/Selbstkostenflug
Flugzeughersteller:	Diamond Aircraft Industries, Republik Österreich
Musterbezeichnung:	DA 42
Luftfahrzeugart:	Flächenflugzeug
Staatszugehörigkeit:	Republik Österreich
Unfallort:	ca. 2,3 km WSW von St. Pantaleon, Bezirk Amstetten, NÖ
Koordinaten (WGS84):	ca. N 48° 12' 25'', O 014° 32' 0,59''
Ortshöhe über dem Meer:	ca. 260 m/ 853 ft
Datum und Zeitpunkt:	20. September 2007, ca. 14:09 Uhr

Kurzdarstellung

Der Pilot führte gemeinsam mit einer Passagierin einen Privatflug vom Flughafen Linz (LOWL) zum Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG) durch. Beim Rückflug nach Linz trat nach dem Start in Krems beim rechten Kolbentriebwerk ein massiver Leistungsverlust auf, worauf der Pilot dieses Kolbentriebwerk vermutlich abstellte. Der Pilot traf die Entscheidung, den Flug in dieser Konstellation zum Zielflughafen Linz (LOWL) fortzusetzen. Er versuchte mehrfach, das rechte Kolbentriebwerk wieder zu starten, was jedoch misslang. In weiterer Folge verlor er kontinuierlich an Höhe. Aufgrund der geringer werdenden Flughöhe und der Erkenntnis, den Zielflughafen nicht erreichen zu können, musste sich der Pilot schließlich nahe St. Valentin zu einer Notlandung entscheiden. Erst im Endanflug bemerkte er eine quer zur Anflugrichtung verlaufende Mittelstromleitung, worauf er versuchte, diese zu unterfliegen. Nach dem Aufsetzen auf einer kultivierten Ackerfläche überschlug sich das Luftfahrzeug. Der Pilot wurde dabei schwer, seine Passagierin leicht verletzt. Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Verkehrsbereich Zivilluftfahrt, wurde am 20.09.2007 um ca. 14:01 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über eine Störung des rechten Kolbentriebwerkes des Luftfahrzeuges und nachfolgend um ca. 14:11 Uhr über die erfolgte Notlandung informiert. Gemäß § 8 Abs. 1 Unfalluntersuchungsgesetz, idF BGBl I Nr. 123/2005, wurde von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes eine Untersuchung des Unfalles eingeleitet und vom Untersuchungsleiter A die Sicherstellung der Beweismittel angeordnet.

Gemäß Anhang 13 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt wurden folgende Staaten verständigt und zur Entsendung von Beobachtern eingeladen:

Herstellerstaat Luftfahrzeug:	Republik Österreich
Herstellerstaat Kolbentriebwerk:	Bundesrepublik Deutschland
Sonstige Staaten:	EASA
Betreiberstaat:	Republik Österreich
Halterstaat:	Republik Österreich

Folgende Beobachter nahmen an der Untersuchung teil:

- Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU), Bundesrepublik Deutschland
- Thielert Aircraft Engines GmbH Bundesrepublik Deutschland
- Diamond Aircraft Industries GmbH

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen von Zeugen und der Luftfahrzeuginsassen, der Kolbentriebwerksaufzeichnungen, der teilweisen Aufzeichnungen des Funksprechverkehrs, in Verbindung mit den Erhebungen der Polizei und der Untersuchungsleiter A (20.09.2007 bis 24.04.2018), Untersuchungsleiter B (25.04.2018 bis 06.06.2022) sowie Untersuchungsleiter C (ab 07.06.2022) der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Fachbereich Zivilluftfahrt, wie folgt rekonstruiert:

Am Unfalltag beabsichtigte der Pilot mit einer Passagierin einen Privatflug vom Flughafen Linz (LOWL) zum Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG) und zurück, durchzuführen. Vor dem Abflug ließ der Pilot ca. 150 Liter JET A-1 Kraftstoff in das gegenständliche Luftfahrzeug tanken. Anschließend führte er die Vorflugkontrolle durch und ließ dabei mögliches angesammeltes Kondenswasser vom Kraftstoffsystem ab. Der Flug zum Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG) verlief bis zum Endanflug ohne besondere Vorkommnisse. Während der Landung am Flugplatz Krems-Langenlois kam es jedoch zu einem Schaden am Reifen des rechten Hauptfahrwerks. Was die genaue Ursache für diesen Reifenschaden war, konnte im Nachhinein nicht mehr eindeutig festgestellt werden. Der beschädigte Reifen konnte von Luftfahrzeugtechnikern eines am Flugplatz Krems-Langenlois ansässigen Wartungsunternehmens erneuert werden.

Nachdem der Pilot und dessen Passagierin zu Mittag gegessen hatten, wollten sie mit dem Luftfahrzeug zurück nach Linz fliegen. Der Pilot startete um ca. 13:20 Uhr die beiden Kolbentriebwerke. Um ca. 13:25 Uhr führte der Pilot den vorgeschriebenen Kolbentriebwerkstest über den FADEC-Testschalter durch. Bei diesem Teil der Vorflugkontrolle stand die volle Leistung beider Kolbentriebwerke zur Verfügung.

Um ca. 13:26 Uhr startete der Pilot mit seiner Passagierin von der Piste 29 des Flugplatzes Krems-Langenlois (LOAG) zum geplanten Rückflug. Der Abflug erfolgte über die vorgesehene Rechtsplatzrunde, direkt über den Flugplatz und in ca. 2500 ft MSL weiter in Richtung Süden über die Donau. Anschließend aktivierte der Pilot über Wien Information seinen Flugplan nach Linz, wobei das Luftfahrzeug mit ca. 2650 ft MSL die größte Flughöhe

des Unfallfluges erreichte. Um ca. 13:28 Uhr nahmen beide an Bord befindlichen Personen ungewöhnliche Geräusche am rechten Kolbentriebwerk wahr. Um ca. 13:29 Uhr löste die FADEC des rechten Kolbentriebwerks die Kolbentriebwerkwarmlampe am Garmin G-1000 Avoniksystem aus. Circa 2 Sekunden später schaltete die FADEC von Kanal A auf Kanal B. Kurz darauf trat bei diesem Kolbentriebwerk ein Leistungsverlust auf und um ca. 13:33 Uhr, sieben Minuten nach dem Start, stellte der Pilot, nachdem er den Leistungshebel auf 0 gestellt hatte, vermutlich selbst das rechte Kolbentriebwerk ab. Wie konstruktiv vorgesehen, nahm anschließend der rechte Propeller die Segelstellung ein und dessen Propellerblätter kamen zum Stillstand.

Der Pilot setzte die Leistung des linken Kolbentriebwerkes auf 100 %. Er meldete sich mit „Pan, Pan, Pan, engine out“ bei Wien Information, was jedoch auf Grund der schlechten Funkverbindung von der Flugverkehrskontrolle zunächst nicht verstanden wurde. Beim zweiten Funkspruch wurde die Aussendung des Piloten schließlich verstanden. Bei diesem Funkverkehr teilte der Pilot der Flugverkehrskontrolle mit, dass er sich dazu entschlossen habe, den Flug zum Zielflughafen Linz (LOWL) fortzusetzen. Zu diesem Zeitpunkt wären dem Piloten die Flugplätze Krems-Langenlois (LOAG), Tulln Langenlebarn (LOXT), Stockerau (LOAU), Völtendorf (LOAD), Ottenschlag (LOAA), St. Georgen am Ybbsfelde (LOLG) oder auch Seitenstetten (LOLT) als alternative Landemöglichkeiten zur Verfügung gestanden.

Der Pilot gab an, dass er durch Verstellen der Seitenrudertrimmung nach links und durch Treten des linken Seitenruders versuchte, das um die Hochachse nach rechts wirkende Dreh- bzw. Giermoment auszugleichen. Weiters habe er versucht, das Kolbentriebwerk mehrfach wieder zu starten, was jedoch misslang.

Die Aufzeichnungen der FADEC des rechten Kolbentriebwerkes zeigen, dass bei einigen der insgesamt 10 Wiederanlassversuchen die Drehzahl des Kolbentriebwerks deutlich über 3050 RPM lag (Propellerdrehzahl über 1800 RPM). Damit waren die Startlocks geöffnet und der Propeller hätte mehrfach wieder die Segelstellung einnehmen können. Die FADEC-Daten des rechten Kolbentriebwerkes zeigen weiters, dass bei einigen Wiederanlassversuchen die Drehzahl beginnend von Null langsam anstieg. Dies ist ein Hinweis darauf, dass sich der Propeller mehrfach in Segelflugstellung befand, weil der Propeller-Akku nicht mehr ausreichend Druck hatte, um den Propeller aus der Segelflugstellung in eine Low-Pitch Stellung zu drücken, weshalb der vom Starter gedrehte Propeller sich langsam selbst aus der Segelflugstellung in eine Low-Pitch Stellung drücken musste.

Die FADEC-Daten beider Kolbentriebwerke bestätigten, dass sich die Flughöhe nach dem ersten erfolglosen Wiederstartversuch des rechten Kolbentriebwerkes nicht wesentlich veränderte und ein weitgehend kontinuierliches Halten der Flughöhe, mit einer leichten Steigphase (rund 300 ft) in der Zeit von ca. 14:50 bis 14:54 Uhr, gefolgt von einer Sinkphase des Luftfahrzeuges, stattgefunden hat.

Die FADEC zeichnet den Luftdruck in einem Bereich hinter dem Brandschott auf. Dies ist nicht die wahre Druckhöhe. Die Druckdifferenzen eignen sich jedoch zur Bestimmung von Höhendifferenzen. Die p_{BARO} -Werte können dennoch als Referenz herangezogen werden, da die meteorologischen Luftdruckunterschiede am Unfalltag gering waren (siehe Kapitel 1.7).

Der Pilot gab an, dass er das Luftfahrzeug nach dem Abstellen des rechten Kolbentriebwerkes mit einer Geschwindigkeit im Bereich zwischen ca. 65 und 70 KIAS gesteuert hat. Diese gewählte Geschwindigkeit liegt unterhalb der im Aircraft Flight Manual (Section 3.1.2 Certain Airspeeds in Emergencies) angegebenen Fluggeschwindigkeit für die beste Steigrate bei Ausfall eines Kolbentriebwerkes V_{YSE} von 82 Kt. Warum der Pilot eine Geschwindigkeit unterhalb der V_{YSE} des Luftfahrzeuges wählte, konnte im Zuge der Erhebungen nicht geklärt werden. Weiters konnte sich der Pilot an eine, im Einmotorenflug einzunehmende Querlage gemäß Aircraft Flight Manual (Kapitel 3.5.6), nicht erinnern.

Vor St. Pölten änderte er den Steuerkurs in Richtung Westen. Der weitere Flug verlief im Alpenvorland, immer südlich der Donau, im Bereich Amstetten entlang der Autobahn A1 und in weiterer Folge südlich der Strengberge. Der Pilot ersuchte im Bereich Ybbs auch seine Passagierin um Mithilfe beim Treten des linken Seitenruderpedals, um das wirkende Dreh- bzw. Giermoment um die Hochachse auszugleichen. Das Luftfahrzeug verlor in dieser Flugphase stetig an Höhe.

Als sich das Luftfahrzeug der Stadt St. Valentin näherte, hatte sich dessen Flughöhe auf ca. 170 m über Grund verringert. Der Pilot entschloss sich zu einer Notlandung, was er auch mittels Funkspruch der Flugverkehrskontrolle mitteilte. Im Anflug reduzierte er die Leistung des linken Kolbentriebwerkes. Der Endanflug zur ausgewählten Notlandefläche erfolgte mit stehendem rechten Kolbentriebwerk in einem Rechtskreis, der das Luftfahrzeug dabei um das Tanklager St. Valentin vorbeiführte. Der Pilot fuhr das Fahrwerk aus und setzte die Landeklappen auf Position APP.

Der Endanflug erfolgte in Richtung ca. 270°, wobei der Pilot erst zu diesem Zeitpunkt eine schräg zur geplanten Landefläche querende Mittelspannungsleitung bemerkte. Er versuchte, diese zu unterfliegen. Die letzte von ihm festgestellte Geschwindigkeitsanzeige betrug ca. 60 KIAS. Kurz vor der Landung streifte das Luftfahrzeug einen ca. 160 cm hohen Bewuchs und setzte schließlich, nach einer Flugzeit von ca. 44 Minuten, mit allen drei Rädern des Fahrwerks auf einer, mit ca. 40 cm hohem Bewuchs kultivierten, Ackerfläche auf. Nach einer kurzen Rollstrecke überschlug sich das Luftfahrzeug über dessen Querachse nach vorne und rutschte in Rückenlage weiter, bis es schließlich in einer Ausrichtung von ca. 100° endgültig zum Stillstand kam. Der Pilot wurde dabei schwer, seine Passagierin leicht verletzt. Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt.

Der Anflug und die Notlandung waren zufälligerweise durch Polizisten in einem Einsatzfahrzeug beobachtet worden, wodurch die Veranlassung der notwendigen Rettungs- und Sicherungsmaßnahmen de facto ohne Zeitverzögerung erfolgte.

1.1.1 Flugvorbereitung

Die erforderliche Flugvorbereitung wurde durchgeführt. Neben dem Aircraft Flight Manual befanden sich die Anflugblätter sämtlicher Österreichischer Flughäfen und Flugplätze (auch für die im Punkt 1.1 angeführten Flugplätze), sowie eine nicht genehmigte Checkliste (nur für Schulung und Ausbildung) für Diamond Aircraft DA 42 Luftfahrzeuge, im gegenständlichen Luftfahrzeug.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche			
Schwere	1		
Leichte		1	
Keine			

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde erheblich beschädigt.

1.4 Andere Schäden

Es entstand geringer Flurschaden. An der Unfallstelle trat Kraftstoff aus.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot/Pilotin

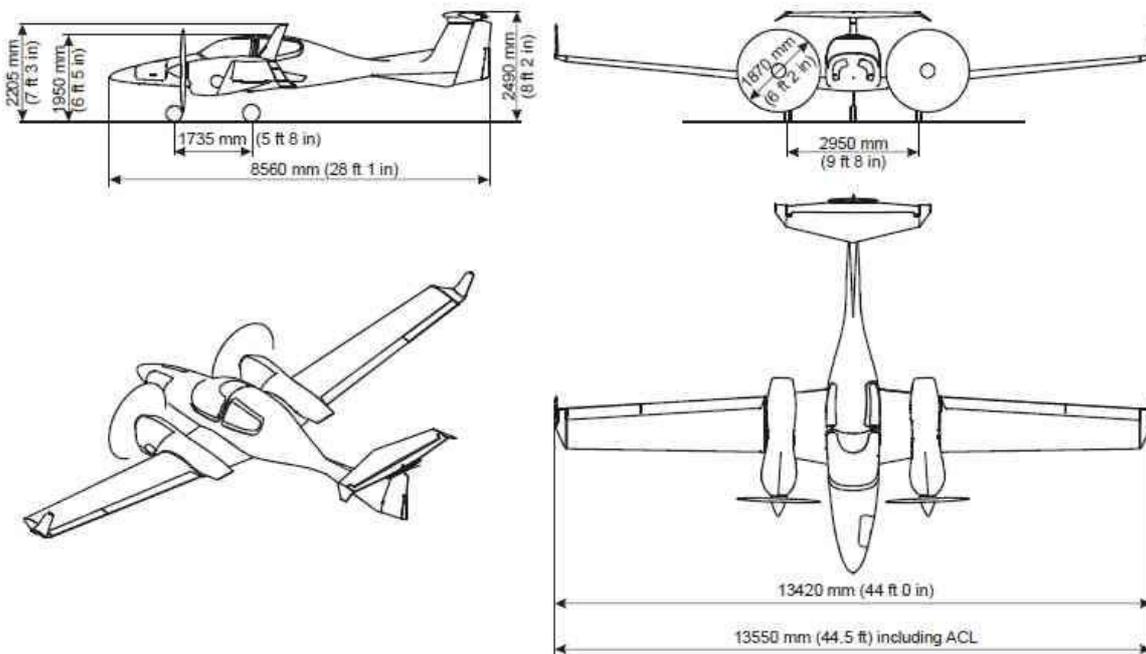
Alter:	52 Jahre, männlich
Art des Zivilluftfahrerscheines:	PPL (A)
Berechtigungen:	Flächenflugzeuge
Muster/Typenberechtigung:	SEP (land), MEP (land)
Instrumentenflugberechtigung:	Ja
Lehrberechtigung:	Nein
Sonstige Berechtigungen:	Sprechfunkberechtigung Deutsch/Englisch
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks):	
Proficiency-Check (auf DA 42)	14.07.2007
Medical check:	Medical Class 1, ausgestellt am 30.06.2007
Gesamtflugerfahrung	
(inkl. Unfallflug):	ca. 355:01 Stunden bei 612 Starts
davon in den letzten 90 Tagen:	ca. 31:04 Stunden bei 44 Starts
davon in den letzten 24 Stunden:	ca. 01:34 Stunden bei 2 Starts
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	ca. 26:31 Stunden bei 60 Starts
davon in den letzten 90 Tagen:	ca. 04:33 Stunden bei 7 Starts
davon in den letzten 24 Stunden:	ca. 01:34 Stunden bei 2 Starts
Ausbildungsflüge auf der Type:	ca. 11:06 Stunden bei 33 Starts

Der Pilot gab an, im Rahmen seiner Umschulung auf die gegenständliche Luftfahrzeugtype mit seinem Fluglehrer in unterschiedlichen Flugphasen mehr als 10 Kolbentriebwerksausfälle simuliert zu haben.

Auf Grund der erlittenen, schweren Verletzungen konnte der Pilot erst am 25.10.2007 durch den Untersuchungsleiter A bei einem Rehabilitationsaufenthalt persönlich befragt werden.

1.6 Luftfahrzeug

Abbildung 1 Diamond Aircraft DA 42



Quelle: Aircraft Flight Manual Doc. No. 7.01.05-E

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

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Diamond Aircraft Industries GmbH, Republik Österreich
Herstellerbezeichnung:	DA 42
Baujahr:	2005
Luftfahrzeughalter:	Vermietungsunternehmen
Gesamtbetriebsstunden:	ca. 1250 Stunden

Landungen: ca. 1765
Triebwerke: Kolbenriebwerke mit Dieselkraftstoff sowie JET A-1
Hersteller: Thielert Aircraft Engines
Herstellerbezeichnung: TAE 125-01
Triebwerk Links
Serialnummer: 02-01-1281
Eingebaut am: 11.06.2007
Gesamtbetriebsstunden: ca. 250 Stunden
Kabelbaum eingebaut am: 11.06.2007

Triebwerk Rechts

Serialnummer: 02-01-1282
Eingebaut am: 11.06.2007
Gesamtbetriebsstunden: ca. 250 Stunden
Kabelbaum eingebaut am: 11.06.2007

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein: ausgestellt am 09.09.2005 von Austro Control GmbH

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 29.09.2005 von Austro Control GmbH

Bescheinigung über die Prüfung

der Lufttüchtigkeit: ausgestellt am 29.09.2005 von Austro Control GmbH

Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 29.09.2005 von Austro Control GmbH

Verwendungsbescheinigung: ausgestellt am 29.09.2005 von Austro Control GmbH

Gewerbsm. Beförderung, Gewerbsm. Vermietung,
Zivilluftfahrerausbildung, Allgemeine Luftfahrt,
Personenbeförderung, Flüge mit Luftfunkstelle,
Nachtsicht-Platzflüge, Nachtsichtflüge, IFR-Flüge,
Sonstige NAV-Arten: B-RNAV

Versicherung: gültig von 19.09.2006 bis 01.10.2007

Bewilligung für eine

Luftfahrzeugfunkstelle: ausgestellt am 27.09.2005 vom Fernmeldebüro für
Oberösterreich und Salzburg

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

Die der SUB vorgelegte Wartungshistorie war umfangreich. Das Luftfahrzeug wurde von verschiedenen Part M, Subpart F bzw. Part 145 genehmigten Wartungsbetrieben instandgehalten bzw. instandgesetzt und war für lufttüchtig befunden worden. Die letzte dokumentierte Wartungstätigkeit war eine 200 Stundenkontrolle und wurde am 04.09.2007 bei ca. 1199 Stunden durchgeführt.

- 06.02.2007 100 Stunden Kontrolle durchgeführt
- 15.02.2007 Behebung einer Undichtheit am rechten Kolbentriebwerk
- 02.03.2007 Austausch der ECU des rechten Kolbentriebwerkes
- 22.03.2007 200 Stunden Kontrolle durchgeführt
- 04.04.2007 Austausch des rechten Kolbentriebwerkes (AUS: S/N 0472 EIN: S/N 0477)
- 25.04.2007 Austausch des linken Kolbentriebwerkes (AUS: S/N 0473 EIN: S/N 0350)
- 04.05.2007 Beanstandung ECU Warnung am linken Kolbentriebwerk behoben
- 15.05.2007 Austausch Autopilot (AUS: S/N 212-158 EIN: S/N H05-10551)
- 18.05.2007 Durchführung MSB42-035
- 22.05.2007 Austausch des rechten Propellers (AUS: S/N 05480 EIN: S/N 06432)
- 11.06.2007 Austausch linkes Kolbentriebwerk (AUS: S/N 0350 EIN: S/N 02-01-01281)
- 11.06.2007 Austausch des Kabelbaumes am linken Kolbentriebwerk (EIN: S/N 00677)
- 11.06.2007 Austausch rechtes Kolbentriebwerk (AUS: S/N 0477 EIN: S/N 02-01-01282)
- 11.06.2007 Austausch des Kabelbaumes am rechten Kolbentriebwerk (EIN: S/N 00675)
- 11.06.2007 Austausch FADEC des linken Kolbentriebwerkes (EIN: S/N 3385)
- 11.06.2007 Austausch FADEC des rechten Kolbentriebwerkes (EIN: S/N 3462)
- 12.07.2007 Ölaustritt am linken Kolbentriebwerk behoben
- 18.07.2007 Durchführung MSB42-032/1
- 23.07.2007 100 Stunden Kontrolle durchgeführt
- 08.08.2007 Propellerreparatur MSB 42-007/1 durchgeführt
- 20.08.2007 Beanstandung am Autopiloten überprüft
- 27.08.2007 Reifenwechsel durchgeführt
- 03.09.2007 Beanstandung mit linkem und rechtem fuel transfer überprüft
- 04.09.2007 200 Stunden Kontrolle durchgeführt
- 20.09.2007 Erneuerung des rechten Hauptfahrwerksreifen

Ob die Daten beider FADECs bei den 100 Stunden Kontrollen und 200 Stunden Kontrollen gemäß dem genehmigten Operation & Maintenance Manual des Triebwerkherstellers durch den Wartungsbetrieb ausgelesen und dem Triebwerkshersteller übermittelt wurden, konnte im Nachhinein nicht mehr festgestellt werden.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs

Gesamtmasse und Schwerpunkt lagen während des gesamten Fluges innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

1.6.4 Kraftstoff

Das gegenständliche Luftfahrzeug ist für folgende Kraftstoffarten zugelassen:

JET A-1 (ASTM D 1655), JET A (ASTM D 1655), Jet Fuel No. 3 (GB6537-94), und Mischungen dieser angeführten Kraftstoffe. Wenn das Mandatory Design Change Advisory (MÄM) Nr. 42-037 umgesetzt wurde, ist die Verwendung für Dieselkraftstoff (EN 590) sowie Mischungen der anderen angeführten Kraftstoffe mit Diesel zugelassen. Am Unfalltag ließ der Pilot das Luftfahrzeug am Flughafen Linz mit 150 Liter Kraftstoff Jet A-1 Kraftstoff betanken. Durch die Beschädigungen des Luftfahrzeuges an der Unfallstelle trat an mehreren Stellen Kraftstoff aus. An der Unfallstelle konnten vor allem aus dem rechten Flächentank von der örtlichen Feuerwehr noch ca. 50 Liter Kraftstoff sichergestellt werden.

1.7 Flugwetter

1.7.1 SYNOP/METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

SYNOP / Amstetten - 11018

*SZOS43 LOWM 201500
11018 36/// /3001 10168 20027 39918 40238 333 55310=*

*SZOS43 LOWM 201400
11018 36/// /2901 10175 20037 39920 40239 333 55310=*

*SZOS43 LOWM 201300
11018 36/// /3102 10168 20031 39924 40244 333 55310=*

*SZOS43 LOWM 201200
11018 36/// /2601 10163 20037 39927 40248 333 55310=*

METAR / Haag-Heimberg - 11013

*SAOS42 LOWM 201500
METAR 11013 201500Z VRB02KT 50KM FEW045CU FEW=*

*SAOS42 LOWM 201400
METAR 11013 201400Z 29003KT 50KM FEW045CU 15/// FEW=*

SAOS42 LOWM 201300
METAR 11013 201300Z 29003KT 50KM FEW045CU FEW=

SAOS42 LOWM 201200
METAR 11013 201200Z VRB01KT 30KM FEW045CU FEW=

METAR / Neulengbach - 11029

SAOS42 LOWM 201500
METAR 11029 201500Z 30002KT 30KM FEW040CU 14/03 FEW=

SAOS42 LOWM 201400
METAR 11029 201400Z 30004KT 30KM FEW030CU 14/03 FEW=

SAOS42 LOWM 201300
METAR 11029 201300Z 27004KT 30KM FEW030CU 15/03 FEW=

SAOS42 LOWM 201200
METAR 11029 201200Z 28003KT 30KM FEW030CU 14/03 FEW=

1.7.2 Flugwettervorhersage, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

FXOS51 - für W, NÖ und nördl. BGL

FXOS51 LOWW 200900
FLUGWETTERVORHERSAGE FUER DEN RAUM WIEN, NIEDEROESTERREICH UND
DAS NOERDLICHE BURGENLAND, GUELTIG FUER DEN 20.9.2007.
FRUEHHERBSTLICHE HOCHDRUCKLAGE.
NULLGRADGRENZE: AM MORGEN IN 1800M, TAGSUEBER AUF 2700M STEIGEND.
WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE:
1500M 330/20 KM/H 1 GRAD.
3000M 330/20 KM/H MS 2 GRAD.
SICHTFLUEGE: BIS MITTAG IN TALLAGEN LOKALE NEBELFELDER. SONST
GUTSICHTIGES FLUGWETTER MIT SICHTEN ZWISCHEN 20 UND 50KM. TAGSUEBER
BILDUNG VON WOLKENFELDERN AN EINER INVERSION IN 2000M.
THERMIKVORHERSAGE FUER SEGELFLUEGE: NUR GERINGE THERMIK. LOKALE
ABSCHATTUNGEN.
THERMIKBEGINN: 11 UHR, AUSLOESETEMPERATUR 12 GRAD, ENDE 17 UHR.
HINWEISE FUER PARA UND HAENGEGLEITER: WINDE IN 1000M HOEHE AUS NW MIT
10 BIS 20 KM/H.
GEFAHREN: KEINE.
BCMT LOWW: 06 UHR 07 LOC, ECET LOWW: 19 UHR 29 LOC.
VORSCHAU AUF MORGEN, DEN 21.9.2007.
IN DER FRUEH VERBREITET DUNST ODER NEBEL, DER SICH BIS ZUM SPAETEN
VORMITTAG AUFLOEST. DANACH GUTE SICHTFLUGBEDINGUNGEN.

FXOS52 - für den Raum OÖ

FXOS52 LOWL 200910
FLUGWETTERVORHERSAGE FUER DEN RAUM OBEROESTERREICH
GUELTIG FUER DEN 20.9.2007
WETTERLAGE UND ENTWICKLUNG: SCHWACHER HOCHDRUCKEINFLUSS. GERING
BEWOELKT, SONNIG UND SCHWACH
WINDIG.
HOEHENWIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE:

1500M: 270-290/10-25 KMH, 1 GRAD.
3000M: 280-320/30-45 KMH, -4 GRAD.
NULLGRADGRENZE: UM 1800 BIS 2200M.
HINWEISE FUER SEGELFLIEGER, HAENGE- UND PARAGLEITER: UNTERHALB EINER
INVERSION UM 2000M MSL SCHWACHE, NUR LOKAL MAESSIGE THERMIKANSAETZE.
HINWEISE FUER DEN MOTORFLUG: GUTES SICHTFLUGWETTER.
GEFAHREN: KEINE.
ECET: 19 UHR 37 LOC.
VORSCHAU FUER DEN 21.9.2007: FORTBESTAND DER HOCHDRUCKWETTERLAGE. AM
MORGEN IN DEN NIEDERUNGEN VERBREITETE, TEILS ZAEHEN NEBELFELDERN.

1.7.3 Aktuelle Wetterbedingungen

- Ort: Haag- Heimberg
- Zeitpunkt: 14:00 Uhr
- Wind: 290/3
- Sicht: 50 km
- Wolken / Vertikalsicht: FEW 045 CU

1.7.4 Wetterberatung des Piloten / der Pilotin

Im Zuge der Flugplanung informierte sich der Pilot über das auf dem Flugweg vorherrschende Wetter.

1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht.

Sonnenstand: Azimut: ca. 205°, Höhe: ca. 40°

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Flugfernmeldedienste

Kurz nach dem Start aktivierte der Pilot bei dessen Erstanruf beim Flight Information Center Wien Information seinen Flugplan nach Linz. Anschließend meldete sich das Flight Information Center beim Piloten, was dieser aber erst bei einem nochmaligen Funkspruch bemerkte. Der Pilot erhielt eine Verkehrsinformation über ein anderes Luftfahrzeug in 2500

ft. Nach dem Leistungsverlust und dem Abstellen des rechten Kolbentriebwerkes meldete sich der Pilot mit „Pan, Pan, Pan, engine out“ bei Wien Information, was jedoch auf Grund der schlechten Funkverbindung zunächst nicht verstanden wurde. Bei einem nochmaligen Funkspruch wurde die Aussendung des Piloten verstanden und er wurde ersucht, seine weiteren Absichten bekannt zu geben. Die Antwort des Piloten lautete: „*Fly back to Linz - I think that's possible without problems*“.

Nach Angabe des Piloten wurde er bereits früh, in etwa im Bereich von Ybbs an der Donau, auf die Frequenz von Linz Turm weitergeleitet. Die Sprechfunkverbindung sei auf Grund der Entfernung nach Linz und der geringen Flughöhe schlecht bis sehr schlecht gewesen, was der Pilot als zusätzliche Belastung empfand. Über diesen Funkverkehr konnten von Austro Control GmbH keine Aufzeichnungen zur Verfügung gestellt werden. Auf dieser Frequenz erhielt der Pilot unter anderem auch weitere Verkehrsinformationen. Östlich von St. Valentin informierte er Linz Turm von der beabsichtigten Notlandung.

1.10 Flugplatz

Nicht betroffen.

1.11 Flugdatenschreiber

Ein Flugdatenschreiber oder Stimmenaufzeichnungsgerät waren nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

1.11.1 FADEC

Die beiden Kolbentriebwerke waren jeweils mit einem elektronischen Steuerungssystem (FADEC) ausgerüstet, von welchen Daten aufgezeichnet wurden, die im Zuge der Untersuchung ausgelesen werden konnten. Jede FADEC ist symmetrisch bzw. redundant aufgebaut (FADEC Kanal A und Kanal B).

FADEC Hersteller/Lieferant:	THIELERT Aircraft Engines
Typenbezeichnung:	ZSB FADEC DA42 28V (32 Bit)
Model (P/N):	02-7610-55181R1
Aufzeichnung:	16 Triebwerksparameter

Serialnummer FADEC des linken

Kolbentriebwerkes: 3385

Serialnummer FADEC des rechten

Kolbentriebwerkes: 3462

Obwohl die FADEC beider Kolbentriebwerke den Aufschlagskräften ausgesetzt waren, konnten keine äußerlich sichtbaren Beschädigungen festgestellt werden. Aus den Permanentspeichern der Datenschreiber konnten sachdienliche Daten ausgelesen werden.

1.11.2 Eventauswertung der FADEC S/N 3462 des Kolbentriebwerks S/N 02-01-1282

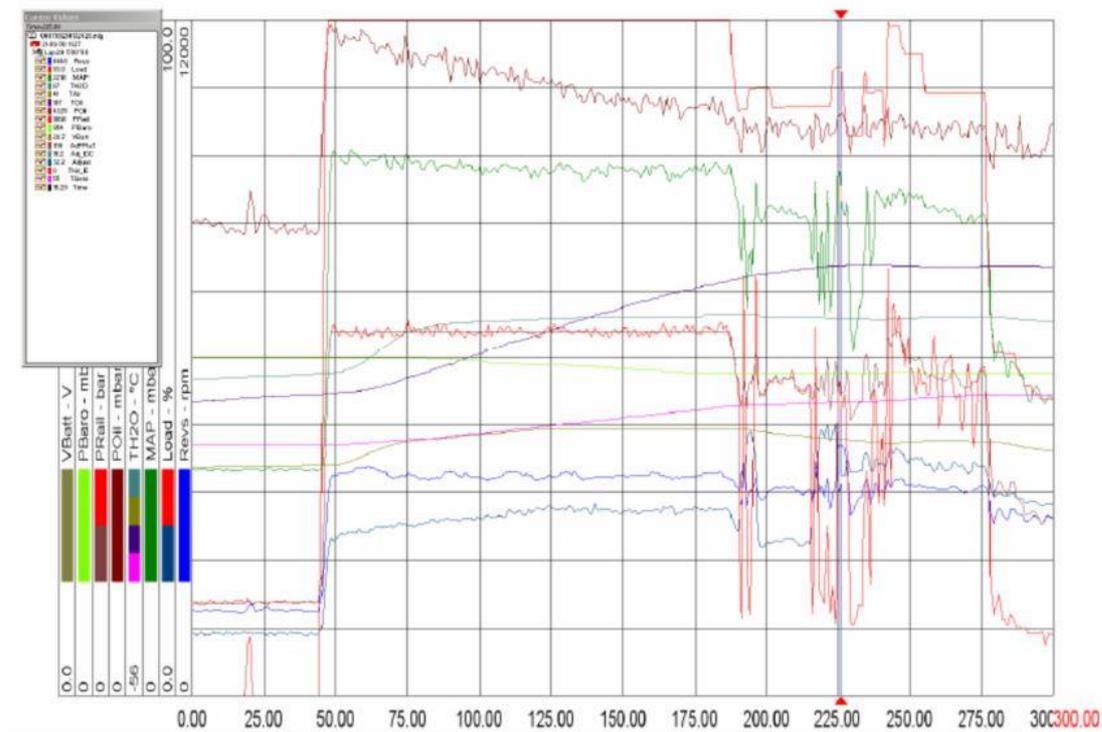
Tabelle 2 Eventauswertung der FADEC S/N 3462

Datum	Uhrzeit	Ereignis
20.09.2007	07:39:13	Info only: Valve Power current too high
20.09.2007	07:39:35	Info only: Valve Power current too high
20.09.2007	13:29:16	Info only: Valve Power current too high
20.09.2007	13:29:17	High negative PRail delta: up to 992 bar for 6,0 seconds
20.09.2007	13:34:20	High negative PRail delta: up to 934 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:34:37	High negative PRail delta: up to 1004 bar for 26,9 seconds
20.09.2007	13:34:54	High negative PRail delta: up to 864 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:36:33	High negative PRail delta: up to 335 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:39:05	LowPRail: down to 176 bar for 5,7 seconds
20.09.2007	13:39:27	LowPRail: down to 165 bar for 9,1 seconds
20.09.2007	13:43:03	LowPRail: down to 154 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:43:03	High negative PRail delta: up to 379 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:49:38	LowPRail: down to 145 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:49:38	High negative PRail delta: up to 218 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:49:48	LowPRail: down to 145 bar for 19,2 seconds
20.09.2007	13:56:30	LowPRail: down to 123 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	13:56:55	LowPRail: down to 123 bar for 35,3 seconds

Datum	Uhrzeit	Ereignis
20.09.2007	15:57:31	LowPRail: down to 129 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	15:57:43	Info only: Valve Power current too high
20.09.2007	13:57:44	High negative PRail delta: up to 1060 bar for 495,2 seconds
20.09.2007	14:01:52	LowPRail: down to 132 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:01:52	High negative PRail delta: up to 583 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:02:39	LowPRail: down to 132 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:02:39	High negative PRail delta: up to 683 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:03:24	LowPRail: down to 129 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:03:24	High negative PRail delta: up to 698 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:05:14	LowPRail: down to 10 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:05:14	High negative PRail delta: up to 722 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:06:41	LowPRail: down to 118 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:06:41	High negative PRail delta: up to 209 bar for 10,0 seconds
20.09.2007	14:08:37	LowPRail: down to 81 bar for 125,7 seconds
20.09.2007	14:08:37	High negative PRail delta: up to 284 bar for 125,7 seconds
20.09.2007	14:21:17	Ende der Datenaufzeichnung

Quelle: Thielert Aircraft Engines GmbH

Abbildung 2 Datenaufzeichnung des Unfallfluges FADEC S/N 3462



Quelle: Thielert Aircraft Engines GmbH

Der Auszug aus dem Basisdaten-Protokoll der FADEC-Datenaufzeichnung des rechten Kolbentriebwerkes, auf FADEC Kanal A, 5-10 Minuten (= 300-600 Sekunden) nach dem Anlassen, entspricht am Unfalltag einer Uhrzeit zwischen 13:25 und 13:30 Uhr und zeigt starke Raildruck-Schwankungen um 13:29 Uhr. Bei Sekunde 225 erfolgt das Umschalten auf FADEC Kanal B.

Aus dem Fehlerprotokoll ist ersichtlich, dass die FADEC um ca. 13:29:17 einen abgefallenen Kraftstoffdruck von etwa 992 bar für länger als 6 Sekunden registriert hat. Aufgrund dieser Abweichung hat die FADEC die im Garmin G-1000 System integrierte Kolbentriebwerkswarnlampe ausgelöst, die dem Piloten eine Kolbentriebwerksstörung signalisiert. Das Aufleuchten der Kolbentriebwerkswarnlampe zieht gemäß dem Aircraft Flight Manual des Luftfahrzeugherstellers bereits das erste anzuwendende Notverfahren nach sich. Weiters speichert die FADEC 16 Parameter der letzten ca. 2 Betriebsstunden. Gemäß dem Aircraft Flight Manual des Luftfahrzeugherstellers benötigt der Propeller zum Zeitpunkt des Abschaltens im Fluge eine Propellerdrehzahl von zumindest 1300 RPM, um in die Segelstellung zu gelangen. Zum Zeitpunkt des Vorfalles wurde bezüglich

Propellerdrehzahl im gültigen Aircraft Flight Manual, Doc. No. 7.01.05-E Rev. 4, Section 7.9.2 die Propellerdrehzahl für Bodenlauf und Flug von 1300 RPM angegeben.

Eine Propellerdrehzahl von 1800 RPM entspricht aufgrund der Getriebeuntersetzung von 1 : 1,6957 (siehe Kennblatt JAA/E/02-030) einer Kolbentriebwerksdrehzahl von ca. 3050 RPM (3052,26 RPM bei Umrechnungsfaktor 1,6957). Auch wenn das zum Zeitpunkt des Vorfalles gültige Aircraft Flight Manual die referenzierte Propellerdrehzahl von 1800 RPM nicht erwähnte, ändert dies nichts am technischen Sachverhalt. Die Propellerdrehzahl zum Überwinden der Startlocks hängt von der Fluggeschwindigkeit ab. Die im Aircraft Flight Manual angegebene Propellerdrehzahl von 1800 RPM spiegelt somit die Feathermöglichkeit bei relativ hoher Fluggeschwindigkeit wider. Weiters beinhaltet diese aber auch Reservefaktoren, sodass der Propeller bereits bei Drehzahlen unter 1800 RPM in die Segelstellung gelangen kann. Dies trifft unter anderem bei geringer Fluggeschwindigkeit zu. Die wahre Drehzahl, welche erforderlich ist, um mit dem Propeller in Segelstellung zu gelangen, liegt bei zumindest 1300 RPM.

Anmerkung:

Die Nenngrenzdrehzahl des Propellers für das Aktivieren / Deaktivieren des Startlock-Systems beträgt 1300 RPM. Ist die Propellerdrehzahl höher als diese Grenzdrehzahl und stellt der Pilot/die Pilotin den Motor ab, sind die Fliehkraftgewichte des Startlock-Systems inaktiv und der Propeller feathert bzw. geht in die Segelstellung. Ist die Propellerdrehzahl im Moment des Abstellens des Motors niedriger als diese angeführte Grenzdrehzahl, verhindern die Fliehkraftgewichte des Startlock-Systems ein Feathern des Propellers und der Propeller verbleibt in der Startstellung (= Low Pitch).

Die Grenzdrehzahl von 1300 RPM ist im Aircraft Flight Manual, Revision 4, Section 7.9.2 angegeben und gilt für den Betrieb des Motors sowohl am Boden als auch im Flug. Die Grenzdrehzahl von 1300 RPM gilt auch, wenn sich der Propeller aufgrund eines technischen Gebrechens in der Treibstoffversorgung in einem Windmilling-Zustand befindet. Die Windmilling-Drehzahl des Propellers hängt dabei nur von der Fluggeschwindigkeit ab.

Mit AMM-TR-MÄM 42-405 wurde im Aircraft Flight Manual, Section 3.5.4 UNFEATHERING & RESTARTING THE ENGINE IN FLIGHT ein Emergency Procedure veröffentlicht, dass es dem Piloten ermöglicht, einen Propeller, der sich nach einem erfolglosen Wiederstartversuch in den Startlocks befindet, wieder in die Segelstellung zu bringen. Diese AMM-TR wurde in das Aircraft Flight Manual, Revision 6 eingearbeitet.

Zum Unfallzeitpunkt war die Revision 4 des Aircraft Flight Manual in Kraft.

Das Emergency Procedure gibt an, dass die Fluggeschwindigkeit erhöht werden muss, um die Windmilling-Dehzahl des Propellers auf 1800 RPM zu bringen, bei der der Propeller dann gefeathert werden kann.

Weil jedes Ausführen des re-feathering-procedure mit einem Höhenverlust einhergeht und um sicherzustellen, dass die Piloten dieses re-feathering-procedure beim ersten Versuch erfolgreich durchführen können, beabsichtigte der Luftfahrzeughersteller die Drehzahl, bei der der Engine Master Switch abgeschaltet werden soll, deutlich oberhalb dieser Grenzdrehzahl anzugeben.

Während der Erhöhung der Fluggeschwindigkeit erhöht sich die Propellerwindmilling-Drehzahl sehr rasch auf 1300 RPM. Da die weitere Erhöhung der Propellerwindmilling-Drehzahl auf 1800 RPM ebenfalls sehr schnell passiert und mit relativ geringem weiteren Höhenverlust verbunden ist, entschied sich der Luftfahrzeughersteller für die Angabe von 1800 RPM. Der Sicherheitsaufschlag von 1300 RPM auf 1800 RPM beabsichtigte nicht, eine Streuung der tatsächlichen Grenzdrehzahl des Propellers abzudecken, sondern sollte verhindern, dass der Pilot den Engine Master Switch versehentlich bzw. zu früh, knapp unterhalb der Grenzdrehzahl abschaltet und somit der Propeller nicht feathert bzw. in die Segelstellung geht.

In diesem Emergency Procedure ist folgende Note angegeben:

“NOTE

In order to feather the propeller the propeller RPM must be above 1800 RPM. Below 1800 RPM the centrifugal latches of the start locks will not disengage and the propeller will keep wind-milling.”

Der Luftfahrzeughersteller wurde darauf aufmerksam gemacht, dass die Angabe der Grenzdrehzahl von 1300 RPM in der „Description of the Airplane“ und die Angabe der Drehzahl von 1800 RPM in der Section „Emergency Procedures“, bei der der Propeller gefeathert werden soll, möglicherweise nicht von allen Piloten verstanden wurde. Daher veröffentlichte der Luftfahrzeughersteller das AFM-TR-MÄM 42-1200. Darin wurde die obenstehende Note abgeändert auf:

“NOTE

To feather the propeller, the propeller RPM must be above 1300 RPM. Below 1300 RPM the start locks will not disengage and the propeller will keep wind-milling. To avoid unsuccessful attempts, the procedure instructs to feather the propeller at 1800 RPM.”

Diese AMM-TR wurde in das Aircraft Flight Manual, Revision 9 (Datum der Revision 17.01.2022) eingearbeitet. Das Re-Feathering Emergency Procedure im Aircraft Flight Manual, Section 3.5.4 UNFEATHERING & RESTARTING THE ENGINE IN FLIGHT ist die einzige Stelle, an der ein Wert von 1800 RPM angegeben ist. **Anmerkung Ende.**

Der Pilot gab an, dass der Propeller nach dem ersten Abschalten des Kolbentriebwerks in die Segelstellung gelangte. Die von der FADEC zu diesem Zeitpunkt gespeicherte Propellerdrehzahl beträgt 1590 RPM. Mehrere der weiteren Wiederanlassversuche endeten mit einer Propellerdrehzahl von 1590 RPM und höher. Es kann daher davon ausgegangen werden, dass der Propeller mit hoher Wahrscheinlichkeit im Zuge der Wiederanlassversuche (siehe Kapitel 1.11.3) des Kolbentriebwerks, mehrmalig in die Segelstellung gelangt ist.

Gemäß den FADEC-Daten wurde das Kolbentriebwerk um ca. 13:20 Uhr gestartet. Um ca. 13:23 Uhr hat der Pilot den vorgeschriebenen Triebwerkstest durchgeführt. Um ca. 13:26 Uhr hob das Luftfahrzeug vom Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG) ab.

Um ca. 13:28:43 Uhr zeichnete die FADEC den ersten Einbruch des Kraftstoffdrucks auf. Dieser betrug 770 bar und dauerte 1 Sekunde. Um ca. 13:28:46 Uhr folgte ein zweiter Einbruch um 831 bar für ebenfalls 1 Sekunde. Um ca. 13:29:17 Uhr erkannte die FADEC, dass der tatsächliche Kraftstoffdruckwert für mehr als 6 Sekunden um etwa 992 bar unter dem Vorgabewert lag und sendete ein Signal an die Kolbentriebwerkswarnlampe, welche im Garmin G-1000 System angezeigt wird. Circa 2 Sekunden später schaltete die FADEC von Kanal A auf Kanal B. Der Luftdruckwert der FADEC lag zu diesem Zeitpunkt (143 Sekunden nach dem Start vom Flugplatz Krems-Langenlois) 45 mbar unter dem Luftdruckwert am Abhebepunkt des Luftfahrzeugs, was annähernd einer Höhendifferenz von 1280 ft entspricht. Die letzte aufgezeichnete Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2690 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1590 RPM entspricht.

1.11.3 Wiederanlassversuche durch den Piloten

Der Pilot versuchte während des Fluges insgesamt 10 Mal das rechte Kolbentriebwerk im Zeitraum von ca. 13:34:03 Uhr und ca. 14:06:23 Uhr wieder zu starten.

Die einzelnen Wiederanlassversuche im Detail:

Wiederanlassversuch #1

Um ca. 13:34:03 versuchte der Pilot zum ersten Mal, das rechte Kolbentriebwerk wieder zu starten. Der Propeller verließ die Segelstellung und ging in Startstellung. Die FADEC lief wieder auf Kanal A, da beide Kanäle denselben Healthlevel hatten. Das Signal an die Kolbentriebwerkswarnlampe des Garmin G-1000 Systems war aktiv, da der Fehlereintrag nur durch einen Wartungsbetrieb hätte zurückgesetzt werden können. Die Triebwerksdrehzahl stieg auf bis zu 4290 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 2500 RPM entspricht. Dies lag daran, dass der Propeller in die kleine Blattsteigung wanderte. Anfänglich lag der tatsächliche Kraftstoffdruck um ca. 700 bar unter dem Sollwert, dann lag die Abweichung phasenweise bei lediglich 300 bar, was bedeutet, dass zeitweilig Kraftstoff in die Zylinder eingespritzt und verbrannt wurde. Gleichzeitig stieg auch der Ladedruck; da es sich dabei nur um kurze Phasen handelte, konnte die Propellerregelung die Propellersteigung nicht so schnell nachregeln. Um ca. 13:35:03 Uhr stellte sich das Kolbentriebwerk ab (safe engine shut down). Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2857 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1690 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #2

Um ca. 13:36:15 Uhr wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg dabei bis auf ca. 3300 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1950 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag meist ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und bis auf wenige Bruchteile von Sekunden unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 13:40:23 Uhr stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2747 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1620 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #3

Um ca. 13:42:46 Uhr wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg dabei auf ca. 2800 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1650 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag meist ca. 250 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 13:43:06 Uhr stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2616 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1550 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #4

Um ca. 13:49:19 Uhr wurde neuerlich versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg dabei auf ca. 3570 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 2100 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 13:57:50 Uhr stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2659 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1570 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #5

Um ca. 14:01:00 wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg auf ca. 2200 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1300 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:01:15 stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2129 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1260 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #6

Um ca. 14:01:18 Uhr wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg auf bis zu 2400 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1400 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:01:39 stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2421 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1430 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #7

Um ca. 14:02:02 wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg auf ca. 2500 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1470 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag meist ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:02:30 stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2507 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1480 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #8

Um ca. 14:03:34 wurde erneut versucht, das Kolbentriebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg auf bis zu 2500 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1470 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag meist 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:03:54 stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2313 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1370 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #9

Um ca. 14:04:56 wurde neuerlich versucht das Triebwerk zu starten. Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg auf bis zu 2400 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1400 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:06:04 Uhr stellte sich das Kolbentriebwerk ab. Die letzte registrierte Kolbentriebwerksdrehzahl betrug ca. 2156 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ca. 1270 RPM entspricht.

Wiederanlassversuch #10

Um ca. 14:06:23 Uhr wurde zum letzten Mal versucht, das Triebwerk zu starten (FADEC Kanal A). Die Kolbentriebwerksdrehzahl stieg dabei auf bis zu ca. 2200 RPM, was einer Propellerdrehzahl von ungefähr 1300 RPM entspricht. Der Kraftstoffdruck lag meist ca. 500 bar unter dem jeweiligen Vorgabewert und dauerhaft unter der Öffnungsschwelle der Einspritzventile. Um ca. 14:08:40 Uhr war die Drehzahl 0, gleichzeitig schlug das Signal des Lastwahlhebels ruckartig aus. Vermutlich war zu diesem Zeitpunkt das Luftfahrzeug auf der

kultivierten Ackerfläche zu liegen gekommen. Um ca. 14:21:17 Uhr endete die Datenaufzeichnung.

Die Daten zeigen, dass der Propeller in diversen Wiederanlassversuchen über 1800 RPM gedreht hat und somit die Möglichkeit bestand, den Propeller erneut in Segelstellung zu bringen.

1.11.4 Gespeicherte Fehlermeldungen FADEC S/N 3462 vor dem Unfalltag

Laut Angaben des Triebwerksherstellers wurden bereits vor dem Unfalltag Fehlermeldungen in der FADEC des rechten Kolbentriebwerks gespeichert, die auf einen Kurzschluss schließen lassen. Die Fehlermeldungen könnten laut Triebwerkshersteller aber auch nur durch den sich abzeichnenden Kabeldefekt gespeichert worden sein (Angaben via Luftfahrzeughersteller vom 08.11.2007).

Ob die FADEC-Daten bei der 100 Stunden-Kontrolle und 200 Stunden-Kontrolle gemäß dem genehmigten Operation Manual des Triebwerksherstellers (FADEC Read-out during engine test run for maintenance purposes) durch den Wartungsbetrieb ausgelesen und dem Triebwerkshersteller übermittelt wurden, konnte im Nachhinein nicht mehr festgestellt werden. Der Triebwerkshersteller gab jedenfalls gegenüber der SUB an, keine FADEC-Daten erhalten zu haben.

Gemäß der Auswertung der aufgezeichneten Daten der Kanäle A und B der FADEC ergibt sich folgender Verlauf:

Tabelle 3 Vorgegangene Fehlermeldungen der FADEC S/N 3462

Datum	FADEC Kanal	Anzahl der Ereignisse	Ereignisse
17.04.2007	A	3	Info only: Warnings cleared
17.04.2007	B	3	Info only: Warnings cleared
15.06.2007	A	1	Info only: Valve Power current too high
15.06.2007	A	4	Info only: High TH20: up to 103°C (Anm.: Zwischen 10.0 und 18.5 Sekunden)
15.06.2007	B	4	Info only: High TH20: up to 103°C (Anm.: Zwischen 10.0 und 19.5 Sekunden)

Datum	FADEC Kanal	Anzahl der Ereignisse	Ereignisse
15.06.2007 bis 15.09.2007	A	112	Info only: Valve Power current too high Active Warnings: 000-255: 000
15.06.2007 bis 15.09.2007	B	163	Info only: Valve Power current too high Active Warnings: 000-255: 000

Quelle: Thielert Aircraft Engines GmbH

1.11.5 Radardaten

Nach dem Unfall wurden auf Ersuchen der SUB die Radardaten des gegenständlichen Unfallfluges durch die Austro Control GmbH gesichert. Laut Information der Austro Control GmbH gingen auf Grund eines Banddefektes die einfach gesicherten Radardatenaufzeichnungen des gegenständlichen Flugunfalls in weiterer Folge verloren. Daraufhin wurde laut Austro Control GmbH eine externe Firma zur Datenwiederherstellung beauftragt, die Daten seien trotzdem nicht rekonstruierbar gewesen.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Abbildung 3 Übersichtsaufnahme Unfallort

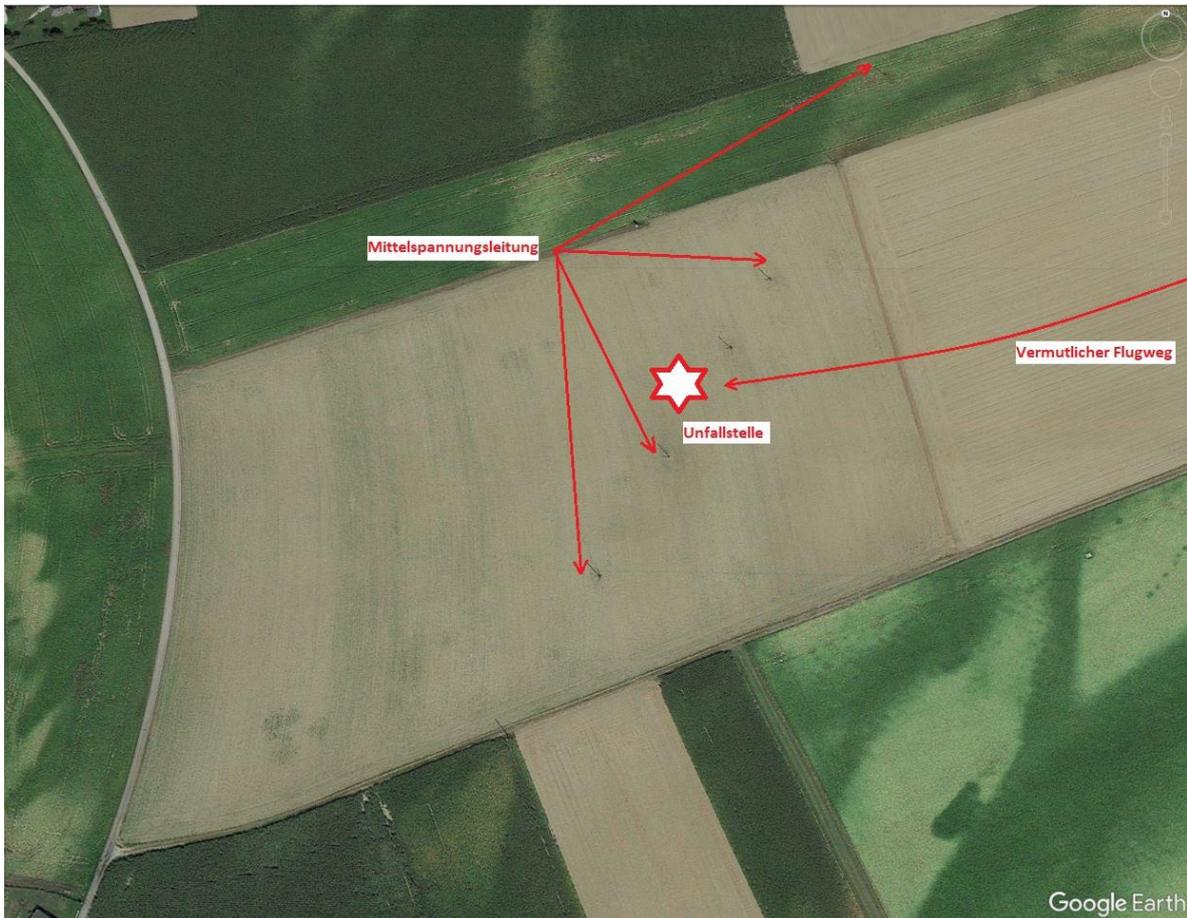


Quelle: Google Earth© sowie SUB

Der Unfallort befand sich ca. 2,3 km WSW von St. Pantaleon, Bezirk Amstetten, NÖ, mit den Koordinaten (WGS 84): N 48° 12' 25'', O 014° 32' 0,59'', im Bereich von landwirtschaftlich genutzten Feldern, mit einer schräg zur Landefläche querenden Mittelspannungsleitung. Er lag ca. 1450 m NW vom Bereich der Graspiste (11/29) des ehemaligen Flugplatzes Erla (LOLR). Der Bewuchs war im Bereich der ersten Spuren etwa hüfthoch und an der Unfallstelle etwa kniehoch. Der Untergrund im Bereich der Unfallstelle war weich. Ungefähr

300 m nach der Endlage des Wracks befand sich in Verlängerung der Anflugrichtung eine ca. 15 m hohe, quer zur Anflugrichtung verlaufende, durchgehende Baumreihe.

Abbildung 4 Übersichtsaufnahme Unfallstelle



Quelle: Google Earth© sowie SUB

1.12.2 Spuren am Unfallort

Beim Aufsetzen war das Dreibeinfahrwerk ausgefahren, die Landeklappen befanden sich in Stellung 1 (APP). Ungefähr 66 m vor der Endlage fanden sich im ca. hüfthohen Bewuchs eines Feldes die ersten, in Richtung von ca. 270°, verlaufenden Spuren der drei Räder des Fahrwerks, die dabei aber noch keine Bodenberührung hatten. Diese Spuren endeten nach ca. 10 m, am Ende dieses Feldes. Dem Feld folgte ein ca. in Richtung 240° verlaufender Feldweg. In geradliniger Verlängerung der ersten Spuren begannen nach dem Weg, ca. 36 m vor der Endlage in einem mit ca. kniehohem Bewuchs bedeckten Feld, Bodenspuren der drei Räder des Fahrwerks, die nach ca. 16 m endeten. Ungefähr 20 m vor der Endlage waren

Einschlagspuren des Überschlags erkennbar, in denen sich Triebwerksverkleidungsteile sowie zahlreiche andere Kleinteile fanden. Nach dem Überschlag schlitterte das Luftfahrzeug noch ca. 20 m in Rückenlage bis zu dessen Endlage weiter und unterquerte dabei eine darüber verlaufende, unmarkierte Mittelspannungsleitung. Zwischen dem Überschlag und der Endlage wurden am Boden durchgehend Rutschspuren festgestellt.

Abbildung 5 Übersichtsaufnahme Endlage des Luftfahrzeuges mit Einschlagspuren



Quelle: SUB

Abbildung 6 Luftfahrzeug in Endlage schräg unterhalb der Mittelspannungsleitung



Quelle: SUB

1.12.3 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das verunfallte Luftfahrzeug, das durch den Aufprall nicht auseinandergebrochen war, befand sich in Rückenlage in einer Ausrichtung von ca. 100° und wurde komplett aufgefunden. Die linke Tragfläche war ca. in der Mitte gebrochen, der linke Randbogen beschädigt. Beim linken Kolbentriebwerk fehlten beide Triebwerksverkleidungen und es war äußerlich stark mit Erdreich bedeckt. Untere Anbauteile waren teilweise abgerissen oder beschädigt. Zwei Propellerblätter waren im mittleren Bereich der nominalen Propellerblattlänge, das dritte im Bereich der Propellernabe gebrochen. Der Propellerspinner war massiv gestaucht.

Die Rumpfnase und deren Gepäcksbereich waren zerstört, das Bugrad an seiner oberen Befestigung gebrochen. Der pilotenseitige Überrollbügel und die pilotenseitige Verglasung der vorderen Kabinenhaube waren gebrochen. Die Verglasung der hinteren Kabinenhaube war gebrochen bzw. beschädigt; die Verglasung des seitlichen Fensters im rechten hinteren Kabinenbereich war ebenfalls gebrochen. Das gesamte Heck des Luftfahrzeuges war

äußerlich im Wesentlichen intakt. Bei der rechten Tragfläche waren im äußeren Bereich massive Schäden aufgetreten. Zwei Propellerblätter des rechten Kolbenriebwerkes waren im inneren Bereich (1. Drittel), das dritte im äußeren Bereich (3. Drittel) gebrochen. An den Propellerresten und am beschädigten Spinner fanden sich Gras und Erde. Untere Anbauteile des rechten Kolbenriebwerkes waren beschädigt.

Das Höhen- und Seitenruder war frei beweglich, alle Verbindungen waren angeschlossen und gesichert. Die Untersuchung der Querruder ließ, soweit dies auf Grund der erfolgten Beschädigungen möglich war, keine Hinweise auf vorbestandene Mängel erkennen. Der linke Haupttank war aufgerissen, der Kraftstoff weitgehend ausgetreten. Von der Feuerwehr wurden ca. 50 Liter Kraftstoff, vor allem aus dem rechten Haupttank sichergestellt. Von der SUB wurde eine Kraftstoffprobe entnommen.

Beide FADECs der Kolbenriebwerke wurden noch am Abend des Unfalltages an der Unfallstelle unter Aufsicht der SUB durch einen Techniker des Luftfahrzeugherstellers ausgebaut und der SUB übergeben.

1.12.4 Cockpit und Instrumente

Der Pilot und seine Passagierin gaben an, nach dem Unfall keine der Schalter- oder Hebelstellungen verändert zu haben. Ob möglicherweise durch Rettungskräfte vor dem Eintreffen der SUB an der Unfallstelle Veränderungen an den Schalterstellungen aufgrund der Bergung der Passagiere vorgenommen wurden, ist nicht bekannt.

Schalterstellungen an der Unfallstelle:

Trimmung Seitenruder:	Voll links
Defroster:	OFF
Emergency Horizon:	OFF
Stby Höhenmesser:	810 ft (bei 1023 hPa)
Stby Fahrtmesser:	0
Airspeed:	0
Alternator Links	OFF
Alternator Rechts	ON
Gear:	DOWN
Landklappen:	Stufe 1 (APP)
Electric Master:	ON

Avionics Master:	ON
Right Engine Master:	ON
Right Engine ECU Swap:	AUTO
Right Engine Fuel Control:	ON
Left Engine Master:	ON
Left Engine ECU Swap:	AUTO
Left Engine Fuel Control:	ON
Zündschlüssel:	Abgezogen
Pitot Heat:	OFF
ELT:	AUTO (hat ausgelöst)
Sicherungen	
RH Eng ECU BUS, ECU A, ECU B:	Nicht ausgelöst

Das Luftfahrzeug wurde vom diensthabenden Untersuchungsleiter A nach dem Unfall sichergestellt und in die Räumlichkeiten des Wartungsbetriebes des Luftfahrzeugherstellers am Flugplatz Wr. Neustadt Ost (LOAN) zu weiterführenden Untersuchungen gebracht.

Abbildung 7 Sicherstellung des Luftfahrzeuges in den Räumlichkeiten des Wartungsbetriebes



Quelle: SUB

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten vor.

1.14 Brand

Die Kolbentriebwerke des gegenständlichen Luftfahrzeuges können u.a. mit JET A-1 und/oder Diesel (siehe Kapitel 1.6.4) betrieben werden. Beim gegenständlichen Flugunfall brach kein Brand aus, obwohl unmittelbar nach dem Flugunfall beim Luftfahrzeug an mehreren Stellen Kraftstoff austrat.

1.15 Überlebensaspekte

Der Pilot saß im linken vorderen, seine Passagierin im rechten vorderen Sitz des Luftfahrzeuges. Beide Insassen waren zum Unfallzeitpunkt angeschnallt. Die Gurte hielten, ebenso wie die an den Sitzen angebrachten (nicht höhenverstellbaren) Kopfstützen, den auftretenden Kräften stand. Die erlittenen Verletzungen erfolgten auf Grund des Überschlages des Luftfahrzeuges. Die medizinischen Befunde des Piloten im Bereich seiner Halswirbelsäule zeigen, dass die Verletzungen, die eine Querschnittslähmung zur Folge hatten, durch einen massiven peitschenschlagähnlichen Bewegungsvorgang hervorgerufen wurden.

Beim Überschlag des Luftfahrzeuges brach der pilotenseitige Überrollbügel. Durch diesen Bruch wurde das in Rückenlage befindliche Luftfahrzeug vor allem auf dessen linker Rumpfseite gestaucht und damit das gesamte Wrack in Richtung Boden abgesenkt. Durch den Bruch des Überrollbügels und die dadurch erfolgte Absenkung des Rumpfes erschwerte sich die Evakuierung der an Bord befindlichen Personen. Die Passagierin konnte durch die gebrochene Cockpitverglasung selbstständig ins Freie gelangen.

Der Pilot kann sich an die Sekunden des Überschlages nicht erinnern, da er für einen nicht definierbaren Zeitraum bewusstlos war. Nachdem er das Bewusstsein wiedererlangt hatte, gab er an, Hände und Füße nicht mehr zu spüren. Dadurch, dass sich der Pilot nicht selbstständig aus dem Wrack befreien konnte, war seine Bergung erst durch die örtliche Feuerwehr möglich, die dazu das Wrack anheben musste. Da sich durch den Bruch des

Überrollbügel der Rumpf des Luftfahrzeuges absenkte, wäre eine Evakuierung der an Bord befindlichen Personen über den, neben dem linken hinteren Sitz befindlichen Notausstieg nicht möglich gewesen. Die Rettungskräfte waren rasch an der Unfallstelle, unter anderem auch deshalb, weil Polizisten in einem Einsatzfahrzeug zufälligerweise den Anflug und die Notlandung des Luftfahrzeuges beobachtet hatten.

Abbildung 8 Übersichtsaufnahme des pilotenseitigen Cockpitbereiches



Quelle: SUB

1.15.1 Sonstige Ausrüstung

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt, war betriebsbereit und löste aus.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Beide Kolbentriebwerke wurden ausgebaut und zum Hersteller transportiert. Das rechte Kolbentriebwerk wurde im Beisein von Vertretern der BFU, des Luftfahrzeugherstellers, des Triebwerksherstellers und der SUB untersucht und anschließend auf einem Triebwerksprüfstand aufgebaut, wo es jedoch nicht gestartet werden konnte. Nach umfangreicher Suche wurde festgestellt, dass eine Fehlfunktion im Bereich des Kabelbaumes Ursache der Störung war. Dies konnte dadurch bestätigt werden, dass das Kolbentriebwerk unter Verwendung der Originalteile, jedoch mit einem neuen Kabelbaum, gestartet und ein ordnungsgemäßer Prüflauf durchgeführt werden konnte. Die detaillierte Untersuchung des originalen Kabelbaumes ergab, dass im Bereich des Steckers AMP Superseal 1,5 Series beim Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-P eine Litzentrennung aufgetreten war.

Abbildung 9 Übersichtsaufnahme Triebwerksprüfstand



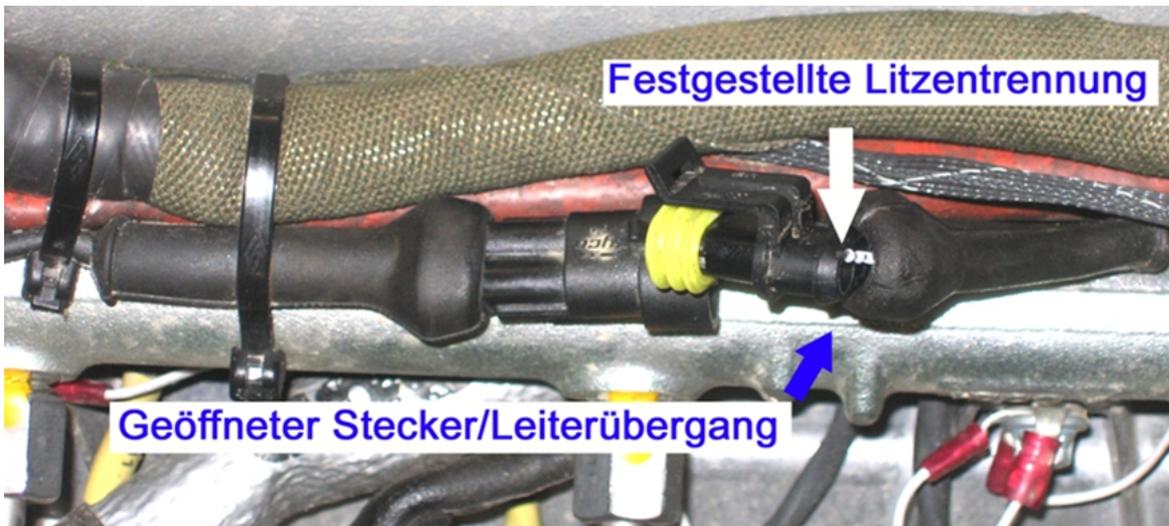
Quelle: SUB

Abbildung 10 Kabelbefestigung am rechten Kolbentriebwerk



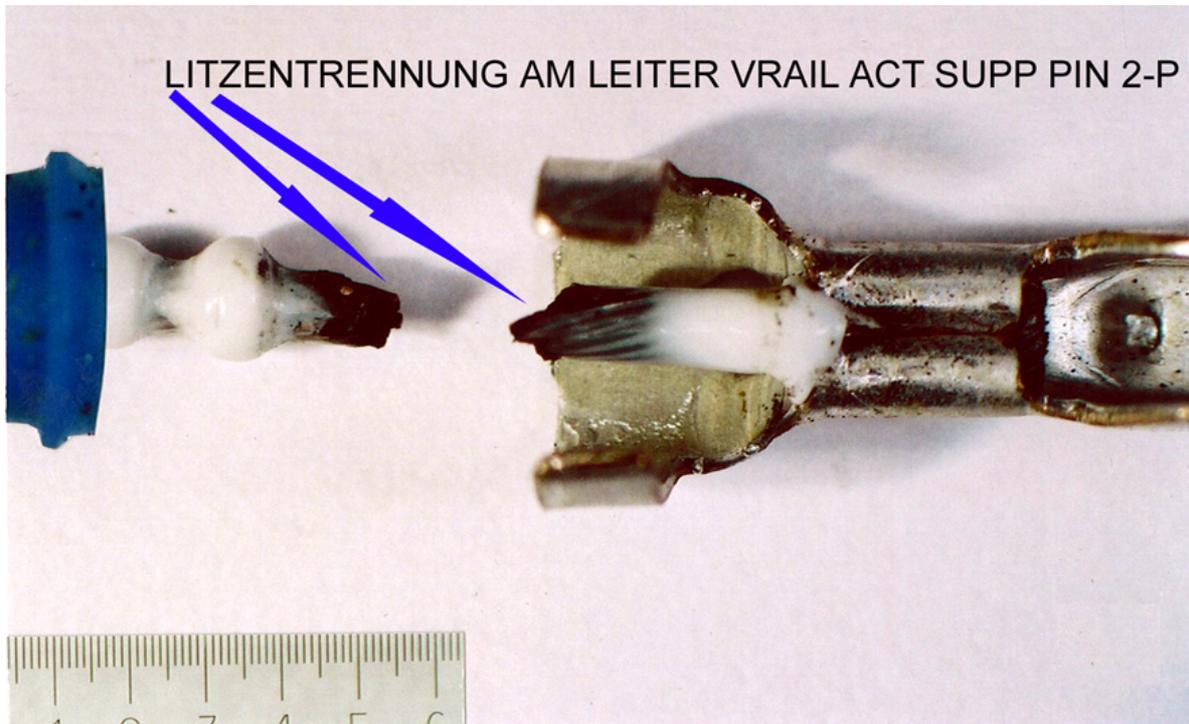
Quelle: SUB

Abbildung 11 Geöffneter Stecker/Leiterübergang am Kabelbaum des rechten Kolbentriebwerkes



Quelle: SUB

Abbildung 12 Litzentrennung am Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-P



Quelle: SUB

Der unterbrochene Leiter 20TG2T14 war im Bereich VRAIL ACT SUPP PIN 2-P in einem Flachstecker (PIN 2) AMP/ TYCO C-183035 mit einer Gesamtlänge von 16,5 mm eingecrimpt. Die Kabelcrimpung war intakt. Die zugentlastende Isolierklemmung war zugebogen bzw. intakt und wurde zur weiterführenden Untersuchung aufgebogen. Die Litzentrennung am Leiter trat ca. 5 mm hinter dem Außenende der Leitercrimpung, im Bereich der drei Ringelemente der blauen Leiterdichtung auf und lag damit unmittelbar an der äußeren Crimpkante der Zugentlastung. Der Isolationscrimp hat bei Doppelcrimpungen eine zugentlastende Wirkung. Der Leiter von PIN 2 war ca. 5 mm hinter der Crimpung unterbrochen.

Abbildung 13 Detailaufnahme Litzentrennung

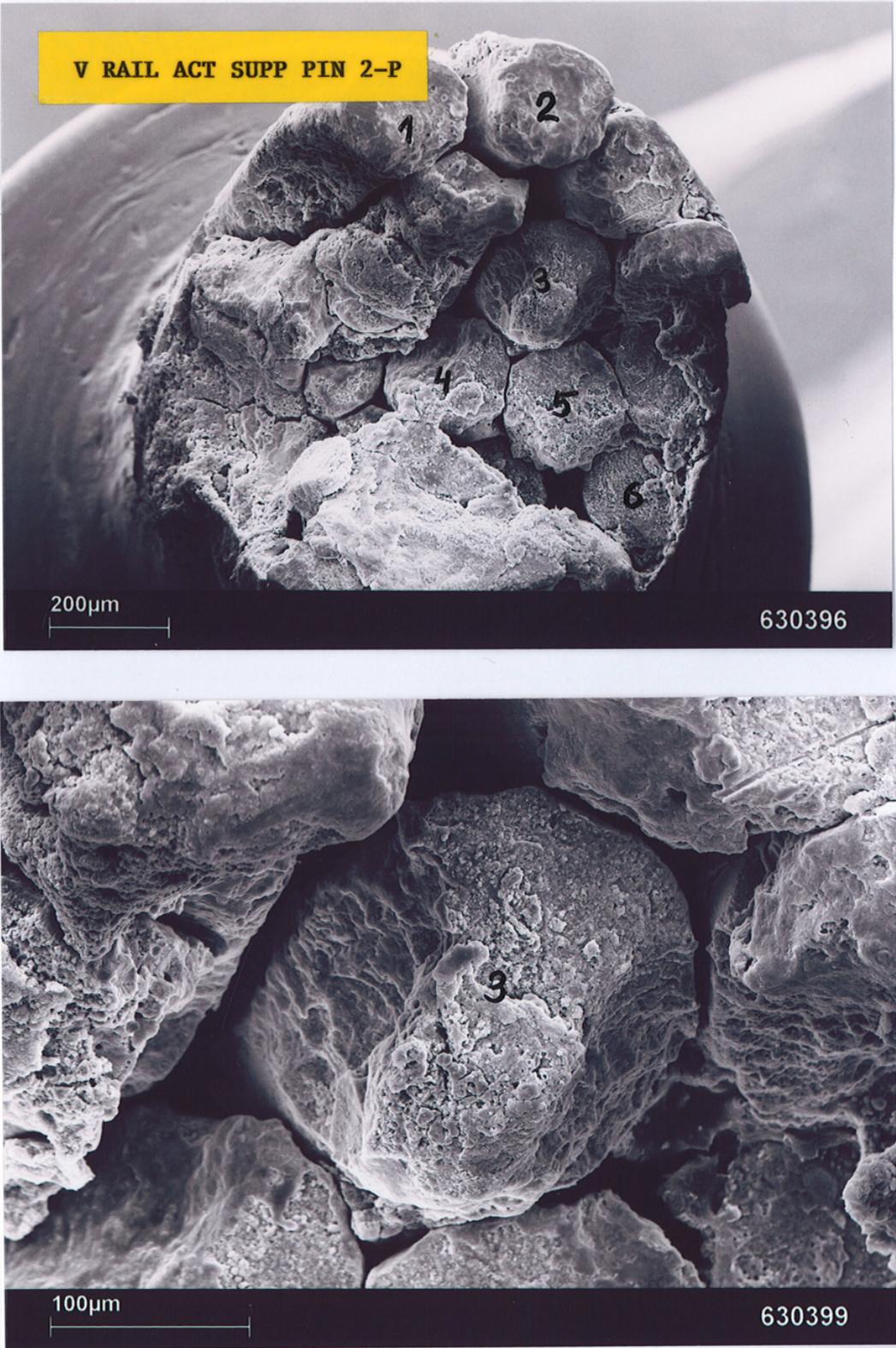


Quelle: SUB

Die Isolierung des unterbrochenen Leiters 20TG2T14 war stark verschmolzen. Dass die Kabelisolierung weit über den Bruchbereich verschmolzen war, weist auf sehr hohe Temperaturen im Bruchbereich hin. Die außenliegenden Bruchkanten der außenliegenden Kabeladern waren abgerundet, was neben der Stufung der einzelnen gebrochenen Kabeladern auf eine starke Biegung bzw. Überdehnung des Leiters hindeuten könnte. Die Steckverbindung ist zudem über eine Kabelauführung vom Raildruckregelventil schwingungsentkoppelt. Eine mögliche Vorschädigung durch die Herstellung, Montage des Kabelbaums oder Wartungsarbeiten, kann nicht ausgeschlossen werden.

Lichtoptische (LIMI) und elektronenoptische (REM) Prüfungen der Leitertrennung:

Abbildung 14 Lichtoptische (LIMI) und elektronenoptische (REM) Prüfungen der Leitertrennung



Quelle: SUB

Die Bruchstellen wurden in Ethanol und Wasser mittels Ultraschall gereinigt. Lichtoptische (LIMI) und elektronenoptische (REM) Prüfungen der Leitertrennung ergaben, dass die Kupferdrähte an der Leitertrennung VRAIL ACT SUPP PIN 2-P ohne Schmelzerscheinungen glatt gebrochen waren. Die Bruchflächen erscheinen flach; die einzelnen Bruchflächen der Kabeladern liegen nicht auf einer Ebene, sondern sind gestuft und liegen senkrecht zur Drahtachse, was auf eine mögliche Vorschädigung durch Überbiegung hindeuten könnte. An den insgesamt 6 Einzeldrähten waren an den relativ glatten Trennflächen keine Einschnürungen nachweisbar. Nur die Kunststoffisolation war geschmolzen bzw. verbrannt.

Weitere Prüfungen ergaben, dass weder am zweiten Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-N noch an zahlreichen baugleichen Kabelübergängen Hinweise auf etwaige Schwingschäden erkennbar waren.

1.16.2 Qualifikation von Leiter und Stecker

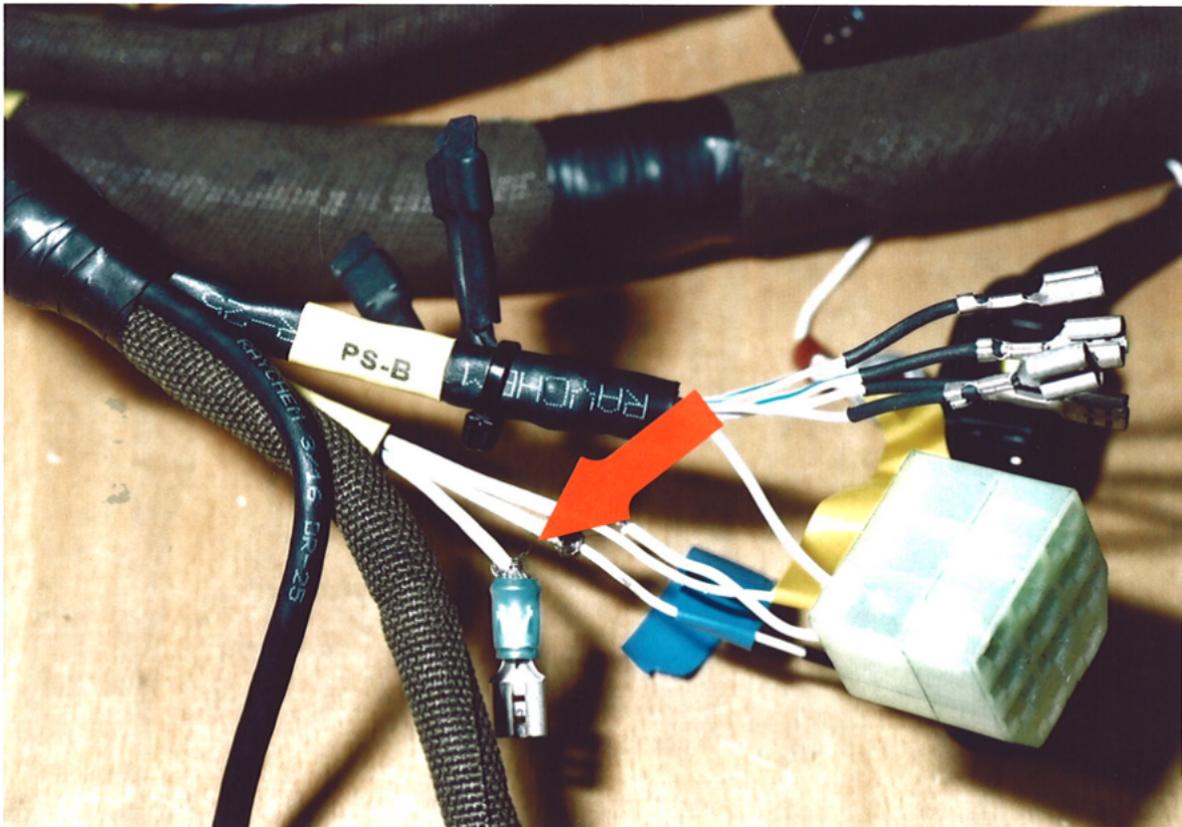
Der schadengegenständliche Leiter war vom Typ 20TG2T14. Anhand des Leitercodes auf den Kabeln war feststellbar, dass es sich um ein nach militärischen (MIL) Luftfahrtnormen spezifiziertes Bauteil handelt, in diesem Fall entsprechend MIL SPEC DTL-27500 H (heute NEMA WC 27500-2005) genormt. Die verbauten Steckertypen AMP Superseal 1,5 Series und AMP Mini MIC SRS REC Kontakt sind handelsübliche Stecker, wie sie u.a. im Kraftfahrzeugbau Verwendung finden. Der AMP Superseal Stecker hat an den Steckkontakten eine doppelte Crimpung. Während die innere Crimpung die Adern des Leiters klemmt, klemmt die äußere Crimpung die Isolation und hat somit auch eine zugentlastende Funktion. Gemäß Spezifikation wurde diese Steckerbauart für die Vibrationsumgebung von Kolbentriebwerken entwickelt.

1.16.3 Unsachgemäße Steckermontage am Kabelbaum

Beim Kabelbaum des rechten Triebwerks wurde das Kabel „Starter Indication“ mit dem Kabel „Glow Indication“ vertauscht. Weiters wurde festgestellt, dass im Bereich des Steckers 48A PS-A am PIN 3 in unsachgemäßer Montage ein neuer Stecker verbaut war, wodurch ein Schluss zwischen Leiter und Leiterabschirmung aufgetreten war. Da jedoch beide Leitungen inaktiv waren, ergaben sich außer einer fehlerhaften Start-Anzeige am Garmin G-1000 Avioniksystem keine weiteren Auswirkungen auf den Flugbetrieb. Im Wartungsdokumentationsakt wurden diese Wartungsarbeiten nicht dokumentiert. Es konnte nicht festgestellt werden, wann oder durch wen diese Montage erfolgt war.

Es konnte kein ursächlicher Zusammenhang zwischen den oben beschriebenen unsachgemäßen Arbeiten am Kabelbaum und dem Schaden am Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-P festgestellt werden.

Abbildung 15 Detail Kabelbaum, PIN 3 im Bereich des Steckers 48A PS-A



Quelle: SUB

1.17 Kraftstoffuntersuchung

Die Kolbentriebwerke des Luftfahrzeuges können mit verschiedenen Kraftstoffen und Kraftstoffkombinationen, u.a. auch mit JET A-1 betrieben werden; siehe Kapitel 1.6.4 Kraftstoff.

Die an der Unfallstelle aus dem rechten Tank entnommene Kraftstoffprobe wurde im Auftrag der SUB untersucht. Die Zusammensetzung der entnommenen Kraftstoffprobe entsprach jener von JET A-1 Kraftstoff, ein erhöhter Wassergehalt war nicht nachweisbar.

1.18 Organisation und deren Verfahren

Im genehmigten Aircraft Flight Manual des gegenständlichen Luftfahrzeuges sind Checklisten für „Normal, Abnormal und Notverfahren“ enthalten (siehe Kapitel 6.1). Im gegenständlichen Luftfahrzeug wurde auch eine „Normal, Abnormal und Emergency“ – Checkliste mitgeführt, die nicht Teil der behördlich geprüften und genehmigten Checklisten des Luftfahrzeugherstellers war. Beim Unfallflug verwendete der Pilot diese Checkliste, Edition # 12.1, mit Stand 15.8.2006. (siehe Kapitel 6.2)

1.19 Zertifizierung

Nach Vorgaben der ICAO bedürfen Luftfahrzeuge einer Musterzulassung. Propeller und Kolbenriebwerke können entweder als Teil des Flugzeugs oder einzeln musterzugelassen werden. Die Verantwortung für die Musterzulassung trägt der Staat, in welchem das Luftfahrzeug bzw. Luftfahrtgerät entwickelt wird. In Deutschland (Kolbenriebwerk) wird diese Verantwortung durch das Luftfahrtbundesamt und in der Republik Österreich (Luftfahrzeug) durch die Austro Control GmbH wahrgenommen.

Das Konzept der Entwicklungsbetriebe ist keine durch die EASA eingeführte Neuerung, sondern eine langjährige und bewährte Praxis. In Deutschland wurden mit der Prüfordnung für Luftfahrtgerät (LuftGerPO) am 16.05.1968 bereits Entwicklungsbetriebe eingeführt. Die Aufgabe der Entwicklungsbetriebe war bereits zu dieser Zeit, Nachweise zum Zweck der Musterprüfung zu erstellen. Entwicklungsbetriebe bedürfen seitdem auch der Anerkennung durch die Behörde. Ein Verbot für den Einsatz von nicht luftfahrtgenormten Bauteilen hat es in der Bundesrepublik Deutschland nie gegeben. Der Nachweis der Eignung von Bauteilen musste schon immer im Rahmen der Musterprüfung des Produkts erbracht bzw. nachgewiesen werden.

Für alle in diesem Flugunfall betroffenen und nach ICAO musterzulassungspflichtigen Produkte wurden die Musterzulassungen vor Einführung der EASA nach dem Verfahren der 1970 gegründeten Joint Aviation Authorities (JAA) beantragt. Die Antragsstellung sowie die Festsetzung der anzuwendenden Bauvorschriften und Zusatzforderungen, zusammen auch Zulassungsbasis genannt, erfolgten gemäß der Verfahren der JAR-21. In diesem Verfahren hatten die Luftfahrtbehörden aller Mitgliedsstaaten ein Mitbestimmungsrecht. Die Beschlüsse, für z.B. Zulassungsbasis, mussten einstimmig erfolgen. Federführend in diesen Verfahren waren die jeweiligen nationalen Behörden des antragstellenden Betriebes. Für

den Triebwerkshersteller sowie den Hersteller des Propellers war dies das Luftfahrtbundesamt, für das Luftfahrzeug die Austro Control GmbH. Alle Betriebe waren Entwicklungsbetriebe nach JAR-21 Abschnitt J. Die Nachweisführung wurde im JAA-Musterzulassungsverfahren von den jeweils zuständigen Behörden im Auftrag der JAA begleitet und überwacht.

Die Musterzulassung (Type Certification) für die Luftfahrzeugtype Diamond Aircraft DA 42 wurde am 02.04.2002, also vor der Einführung der EASA durch Verordnung 1592/2002 der EU, beantragt. Die Zulassungsbasis (Certification Basis) der Diamond Aircraft DA 42 besteht gemäß Kennblatt EASA.A.005 aus der am 02.04.2002 gültigen Fassung der JAR-23 im Amdt. 1 und den weiteren in der Sektion A.II in 2. bis 7. des Kennblatts aufgeführten Zusatzforderungen. Aufgrund der nachgewiesenen Erfüllung dieser Forderungen hat die EASA am 13.05.2004 die Musterzulassung für diesen Flugzeugtyp erteilt.

Die Musterzulassung für das Kolbentriebwerk Thielert Aircraft Engines GmbH TAE 125-01 wurde am 27.02.2001, ebenfalls vor der Einführung der EASA beantragt. Die Zulassungsbasis des TAE 125-01 besteht laut Kennblatt JAA/E/02-030 aus der am 27.02.2001 gültigen Fassung der JAR-E (Change 10), und den im Kennblatt unter 5. und 7. angeführten Zusatzforderungen. Aufgrund der nachgewiesenen Erfüllung der Forderungen wurde die Zulassungsempfehlung am 03.05.2002 durch die JAA ausgesprochen und in den Mitgliedsstaaten nachfolgend umgesetzt.

1.20 Vibrationen

Sowohl in der Nachweisführung des Triebwerkstyps TAE 125-01 als auch der Luftfahrzeugtype DA 42 sind Schwingungen berücksichtigt. Die hier angewandte JAR-E (Change 10) fordert unter anderem im Paragraphen JAR-E 340 einen Schwingungstest, der die Schwingungen des Kolbentriebwerks über die Betriebsdrehzahlgrenzen hinaus untersucht. Weiters werden die Auswirkungen von Schwingungen auch im Dauerhaftigkeitstest nach JAR-E 440 untersucht. Im Falle des TAE 125-01 erfolgten alle Tests mit dem zum Kolbentriebwerk gehörigen Kabelbaum. Obwohl der Dauerhaftigkeitstest für turboaufgeladene Kolbentriebwerke eine Laufzeit von 150 Stunden - zuzüglich 50 Stunden für den Turbolader-Dauerlaufstest - vorsieht, hat die Triebwerkstyp TAE 125-01 im Rahmen der Nachweisführung, also vor Erteilung der Musterzulassung, eine Laufzeit von annähernd 2.500 Stunden gesammelt. Davon ist alleine das Haupttesttriebwerk 02-01-SL01-001-001-P0003 auf dem Stationärprüfstand 1.130 Stunden betrieben worden.

Weiters wurden TAE 125-01 Kolbenriebwerke für 600 Stunden auf den Propellerprüfstand und für annähernd 600 Stunden in unterschiedlichen Luftfahrzeugeinbauten erprobt.

Auf Basis der gesammelten Erkenntnisse aus den Zerlegeinspektionen (engine teardown) wurde eine Time Between Replacement (TBR), eine Austauschempfehlung, von 1.000 Stunden festgelegt (siehe auch Service Bulletin TM TAE 125-0001).

Im Rahmen der Nachweisführung wurden die Schwingungen auch im installierten Zustand vergleichend erprobt. Im Ergebnis stellte der Propellerhersteller MT-Propeller in seinen Erprobungsberichten E-810 und E-811 fest, dass der TAE 125-01 selbst im nachzuweisenden Fehlerfall „one cylinder inoperative“ eine geringere Dreh-Ungleichförmigkeit besitzt, als ein üblicherweise in Kleinflugzeugen eingesetztes 4- oder 6-Zylinder Boxer-Kolbenriebwerk im Normalbetrieb. In Folge konnte daher in allen TAE 125-Einbauten sogar ein kleinerer Propellerflansch verwendet werden, als dies bei Kolbenriebwerken mit vergleichbarer Leistung üblich ist. Für die Musterzulassung der Luftfahrzeuge mit TAE 125-01 Kolbenriebwerken mussten zudem unter anderem die JAR-23 Paragraphen JAR23.251 Vibration and buffering, JAR23.629 Flutter; JAR23.901 Installation; 23.907 Propeller vibrations und JAR23.939 Powerplant operating characteristics nachgewiesen werden, sowie die, aus der FAA Diesel Policy stammenden Sonderforderungen, die sich für das Luftfahrzeugmuster DA 42 im CRI-E-06 widerspiegeln.

1.21 FMEA und Ausfallwahrscheinlichkeiten TAE 125-01

Aus langjährigen Beobachtungen von US-registrierten Kleinflugzeugen mit Kolbenriebwerken durch die FAA und NTSB hat sich ergeben, dass es in der bestehenden Flotte in etwa alle 10.000 Flugstunden zu einem Kolbenriebwerksausfall kommt, es jedoch nur alle 100.000 Flugstunden einen Unfall und nur alle 1.000.000 Flugstunden einen tödlichen Unfall gibt. Diese Zahlen gelten gemäß des FAA Memorandum „*Risk Assessment for Reciprocating Engines Airworthiness Directives*“ als akzeptiertes Risiko.

Erst eine Überschreitung dieser Ausfallraten und somit des allgemein akzeptierten Risikos führt in den USA zu einer behördlich angeordneten Nachbesserung durch eine Lufttüchtigkeitsanweisung/Airworthiness Directive. Basierend auf diesen Beobachtungen sowie dem FAA Memorandum, wurden von der JAA wie auch von der FAA Kolbenriebwerksausfälle ohne Unfallfolge, sogenannte „safe engine shut downs“ in Analogie mit den in JAR23.1309 definierten Kategorien von Fehlerfolgen und

Wahrscheinlichkeiten als geringfügig (minor) eingestuft. Diese Klassifizierung findet sich auch in den Zulassungsanforderungen der JAA für den TAE 125-01 im CRI T6 wieder. Dieses Certification Review Item der JAA für das Kolbentriebwerk der Type TAE 125-01 fordert eine detaillierte FMEA unter der besonderen Betrachtung der Fehlerfolge und der im CRI-T6 vorgegebenen Fehlerklassifizierung nach der ein „safe engine shut down“ als ein minor event definiert ist. Ein Fehler in der Stromversorgung eines Aktuators, wie z.B. einem Raildruckregelventil, resultiert in einem „safe engine shut down“.

Beim gegenständlichen Kabelbruch in der Stromversorgung des Raildruckregelventils handelt es sich um den bisher einzigen Vorfall dieser Art (Stand: 30.11.2022) des TAE 125-01 Kolbentriebwerkes weltweit.

In der TAE 125-02-99 Flotte gab es 2017 einen Vorfall eines Kabelbruchs in der Stromversorgung des Raildruckventils in einem einmotorigen Luftfahrzeug, der kurz nach dem Einbau des Triebwerks in die Zelle aufgetreten war. Die Ausfallrate der Stromversorgung des Kraftstoffregelventils beträgt 1 zu 4.702.676, die Ausfallwahrscheinlichkeit liegt demnach bei $2,12 \cdot 10^{-7}$.

Zum Zeitpunkt des Vorfalls betrug die Flottenlaufzeit des TAE 125-01 ca. 589.983 Stunden. Die In-Flight-Shut-Down-Rate (IFSD-Rate) für das Kolbentriebwerk der Type TAE 125-01 betrug am Unfalltag $3,56 \cdot 10^{-5}$. Beide Werte, sowohl die Ausfallraten der Stromversorgung des Raildruckregelventils als auch die Ausfallrate des gesamten Kolbentriebwerks, lagen damit unter den für minor events akzeptierten Ausfallraten. Die Flottenlaufzeit des TAE 125-01 betrug am 31.12.2017 1.505.866 Stunden. Die Ausfallrate der Stromversorgung zum Raildruckregelventil betrug am 31.12.2017 $6,6 \cdot 10^{-7}$. Die Flottenlaufzeit des TAE 125-01 betrug am 30.11.2022 1.551.062 Stunden.

1.22 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

Es wurden keine neuen Untersuchungstechniken angewendet.

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

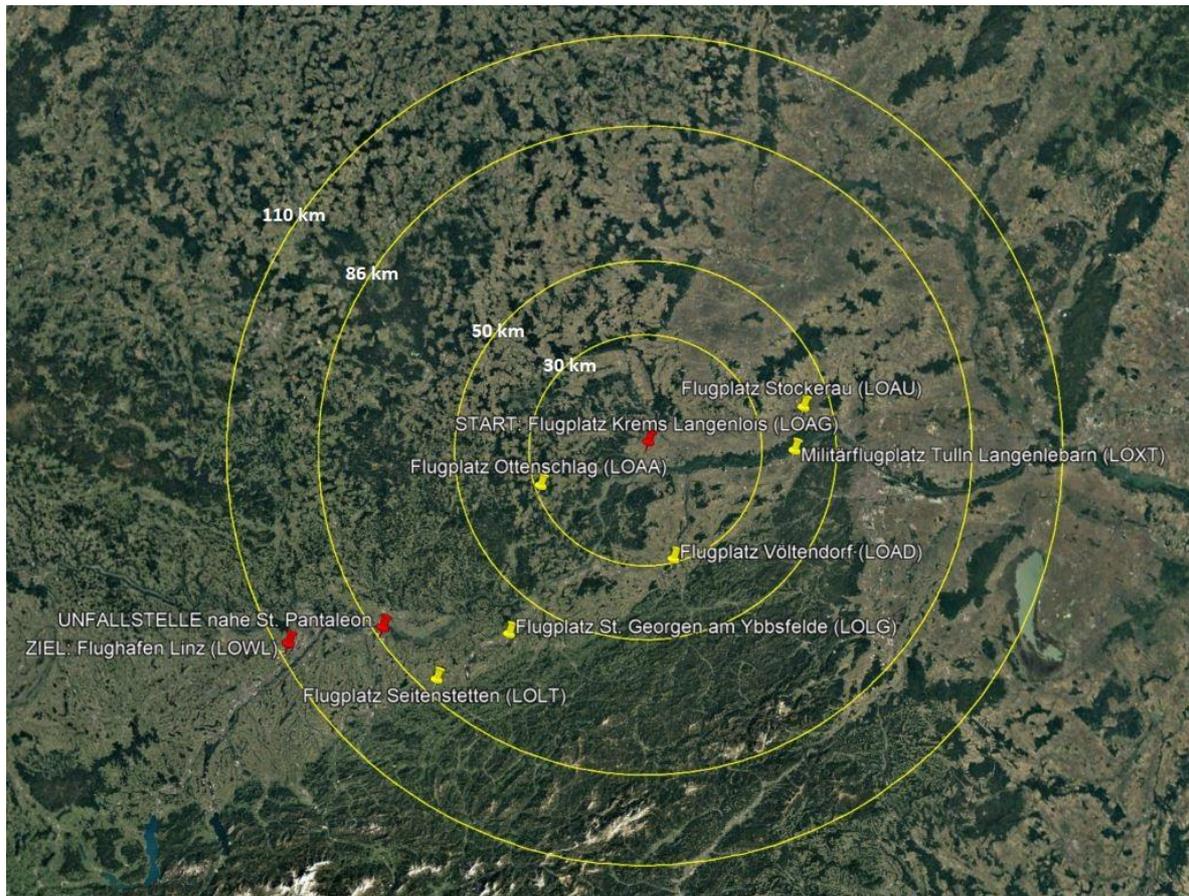
2.1.1 Flugverlauf

Aufgrund einer Störung des rechten Kolbenriebwerkes, mit aktivierter Kolbenriebwerkswarnlampe am Garmin G-1000 System, weniger als sieben Minuten nach dem Abheben vom Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG), stellte der Pilot wahrscheinlich das rechte Kolbenriebwerk ab und setzte den Flug zum geplanten Zielflughafen Linz (LOWL) fort. Das Aircraft Flight Manual sieht beim Ausfall eines Kolbenriebwerkes unter Punkt 3.5.6 eine ehestmögliche Landung bzw. unter Punkt 3.5.9 eine Landung so bald als praktikabel, am nächsten geeigneten Flugplatz/Flughafen vor. In dieser Situation hätte sich eine ehestmögliche Rücklandung auf dem nahen Abflugplatz Krems-Langenlois (LOAG) angeboten.

Ob der Schaden am rechten Hauptfahrwerksreifen bei der vorangegangenen Landung auf dem Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG) ein beitragender Faktor für die Entscheidung des Piloten war, nach dem Kolbenriebwerksausfall nicht - wie im Aircraft Flight Manual gefordert – wieder unmittelbar in Krems-Langenlois zu landen, konnte im Zuge der Untersuchungen dieses Flugunfalls nicht geklärt werden.

In weiterer Folge wären innerhalb von 30 km die Flugplätze Völtendorf (LOAD) sowie Ottenschlag (LOAA); innerhalb von 50 km auch die Flugplätze Tulln Langenlebarn (LOXT) und Stockerau (LOAU) verfügbar gewesen. Im weiteren Flugverlauf Richtung Westen lagen die Flugplätze St. Georgen am Ybbsfelde (LOLG) oder auch Seitenstetten (LOLT). Gegenüber einer ihm gegenwärtig unbekanntem Außenlandefläche hätte der Pilot dort mit hindernisfreien Anflügen und ebenen, gut tragfähigen Landeflächen rechnen können. Weiters ist bei betriebsbereiten Flugplätzen eine Notfallausrüstung verfügbar.

Abbildung 16 Übersicht der verfügbaren Flugplätze



Quelle: Google Earth© sowie SUB

Aus den Sprechfunkaufzeichnungen ist ersichtlich, dass sich der Pilot nach Auftreten der Störung des rechten Kolbentriebwerkes für den Weiterflug im Einmotorenflug nach Linz entschlossen hatte und dabei anscheinend mit keinerlei Problemen rechnete. Die Entscheidung erfolgte vor dem ersten Versuch, das Kolbentriebwerk wieder anzulassen und ohne Kenntnis der Störungsursache sowie offenbar ohne einem strukturierten Verfahren zur Entscheidungsfindung (FORDEC, siehe Kapitel 2.5).

Der Pilot gab an, dass sich der Propeller des rechten Kolbentriebwerkes ab dem ersten Wiederstartversuch wieder zu drehen begann und vermutlich bis zur Notlandung weiterdrehte (Windmilling). Nach dem Abstellen des rechten Kolbentriebwerkes hätte Kapitel 3 „Emergency Procedures“ des Aircraft Flight Manual umgesetzt werden müssen. Dies hätte zwangsläufig zum Anflug eines Alternativ-Flugplatzes geführt. Die Entscheidung bei permanentem Sinken zum Zielflughafen Linz (LOWL) weiterzufliegen, entspricht nicht den Vorgaben des Aircraft Flight Manuals bzw. den in der Pilotenausbildung gelehrt

Vorgehensweisen. In der Luftfahrt spricht man hierbei von der sogenannten „get there-it-is“ (siehe Kapitel 2.6).

Es wurden insgesamt 10 Wiederanlassversuche durchgeführt, welche jedoch allesamt nicht erfolgreich waren. In einigen Phasen des Fluges nach dem Abstellen und den Wiederanlassversuchen erreichte die Propellerdrehzahl Werte, bei denen die Startlocks geöffnet waren, sodass hier die mehrfache Möglichkeit bestand, den Propeller in die widerstandsarme Segelstellung zu bringen (siehe Aircraft Flight Manual 7.9.2 „Propeller“ sowie Aircraft Flight Manual 3.5.4 „Unfeathering & Starting the Engine in Flight“). Der Pilot gab weiters an, dass er das Luftfahrzeug nach dem Kolbentriebwerksstillstand mit einer Geschwindigkeit von ca. 70 KIAS steuerte. Die V_{mCA} für dieses Luftfahrzeug beträgt 68 Kt. Dieses Verhalten entspricht nicht dem in der Luftfahrt üblichen Anspruch, gedanklich „vor dem Luftfahrzeug“ zu sein. Es war absehbar, dass dieses - bis auf wenige Ausnahmen - konstante Sinken des Luftfahrzeuges ohne die Nutzung einer der verfügbaren Landemöglichkeiten auf den umliegenden Flugplätzen, zu einer Notlandung führen wird müssen. Auch die mehrfachen, erfolglosen Wiederanlassversuche veranlassten den Piloten nicht, seine Entscheidungsfindung zu überdenken und FORDEC anzuwenden.

Normale Anflüge und Landungen von Luftfahrzeugen dieser Kategorie werden aus einer Standardplatzrundenhöhe von ca. 300 m über Grund durchgeführt, wobei das Landefeld bereits ausgewählt ist. Die Entscheidung des Piloten, eine Notlandung durchzuführen, erfolgte spät. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Luftfahrzeug mit ca. 170 m über Grund bereits deutlich unter der Standardplatzrundenhöhe. Offensichtlich wurde dem Piloten erst in dieser geringen Flughöhe die nunmehr alternativlose Situation bewusst, dass ein Weiterflug zum Flughafen Linz (LOWL) nicht mehr möglich war. Die Zeit zur Auswahl eines geeigneten Landesfeldes war auf Grund der geringen Flughöhe und des weiteren Sinkens beschränkt. Die Entscheidung des Piloten, in den letzten Minuten des Fluges doch noch eine Notlandung einzuleiten bzw. durchzuführen, war daher richtig. Eine weitere Verzögerung dieser Entscheidung hätte wahrscheinlich zu einer unkontrollierten Kollision mit Hindernissen am Boden und in weiterer Folge zu einem Absturz mit möglicherweise noch schwerwiegenderen Folgen führen können.

Der vom Piloten gewählte Bereich für eine Notlandung war auf Grund der Geländeform und der Oberfläche mit geringem Bewuchs grundsätzlich geeignet. Im Anflug war durch die durchgeführten Rechtskurven auf Grund des intakten linken Kolbentriebwerkes eine erhöhte Überziehgefahr gegeben.

Die Mittelstromleitung, die der Pilot erst im Endanflug bemerkte, war aus größerer Flughöhe bzw. aus größerer Entfernung nur schwer erkennbar. Im Endanflug war es ihm nicht mehr möglich, die Notlandung ohne Behinderung durch dieses Hindernis durchzuführen. Auf Grund der Stellung der Sonne (Azimut 205°) wurde der Pilot im Endanflug möglicherweise geblendet. Durch die fehlende Leistung am rechten Kolbentriebwerk wäre ein Durchstarten mit anschließendem Höhengewinn wahrscheinlich nicht mehr möglich gewesen. Weiters befand sich am Ende der Notlandefläche, ca. 300 m nach dem Aufsetzpunkt, eine quer zur Anflugrichtung verlaufende, durchgehende Baumreihe, die bei einem Durchstartversuch mit lediglich einem funktionstüchtigen Kolbentriebwerk mit hoher Wahrscheinlichkeit ein nicht zu überwindendes Hindernis dargestellt hätte.

Der Versuch des Piloten die Mittelstromleitung im Endanflug zu unterfliegen, kann die erstmalige, vorzeitige Berührung des Luftfahrzeuges mit dem ca. hüfthohen Bewuchs eines Feldes erklären. Der Pilot hatte bei der Landung die Landeklappen in die Stellung 1 (APP) ausgefahren, was den Vorgaben des Aircraft Flight Manuals 3.5.7 (FLAPS as required) entsprach. Dies verlängerte jedoch den Anflug sowie die Landestrecke und erhöhte die mögliche Mindestfluggeschwindigkeit. Das Fahrwerk wurde durch den Piloten ebenfalls ausgefahren. Sind Not- bzw. Sicherheitslandungen auf befestigten Flächen möglich (z.B. Straßen, Autobahnen etc.), ist das Ausfahren des Fahrwerkes zumeist zweckmäßig. Bei Not- und Sicherheitslandungen im Gelände sollte man, selbst wenn ein Bewuchs vorhanden ist, von unebenem (oft auch weichem) Untergrund, sowie von vorhandenen, aber im Vorhinein kaum sichtbaren Hindernissen (z.B. Steine, Gräben, Furchen, landwirtschaftliche Gerätschaften) ausgehen. Mit ausgefahrenem Fahrwerk ist somit bei Luftfahrzeugen in der Größenordnung des gegenständlichen Luftfahrzeuges bei Not- und Sicherheitslandungen im Gelände die Wahrscheinlichkeit eines Überschlags groß. Im gegenständlichen Fall hätte ein eingefahrenes Fahrwerk den Überschlag des Luftfahrzeuges mit hoher Wahrscheinlichkeit verhindert und damit das Verletzungsrisiko der Insassen deutlich reduziert. Der Überschlag trat auf, nachdem beim Hängenbleiben des Bugrades auf unebenem Untergrund, dieses samt seiner rumpfseitigen Befestigung nach hinten wegbrach. Nachfolgend schlug das Luftfahrzeug mit dessen Rumpfvorderkante am Boden auf, wobei sich diese verfang und dadurch eine starke Verzögerung erfolgte. Dementsprechend ergab sich ein Drehmoment um die Querachse, das den Überschlag des Luftfahrzeuges verursachte. Es brach kein Brand aus, obwohl aufgrund des Flugunfalles an mehreren Stellen Kraftstoff austrat.

Da durch den Aufprall nach dem Überschlag der Überrollbügel im linken, pilotenseitigen Cockpitbereich brach, wurde der Cockpitbereich vor allem in diesem Bereich höhenmäßig gestaucht. Ein gleichzeitiger Bruch des Überrollbügels im rechten Cockpitbereich hätte zusätzliche, unmittelbare Lebensgefahr für beide Insassen bedeutet. Der neben dem linken hinteren Sitzplatz befindliche Notausstieg war auf Grund des gebrochenen Überrollbügels für die vorne befindlichen Insassen jedenfalls nicht mehr erreichbar, da durch den Bruch des Überrollbügels der Raum bzw. Abstand zwischen den Sitzen und der oberen Cockpitfläche verringert wurde. Die Evakuierung der Passagierin erfolgte durch die pilotenseitig gebrochene Scheibe. Wäre diese Scheibe nicht gebrochen, wäre eine sofortige Evakuierung deutlich erschwert worden. Vor allem im Brandfall hätte sich ein hohes, unmittelbares Gefährdungspotential für beide an Bord befindlichen Personen ergeben.

Der Anflug sowie die Notlandung waren zufälligerweise durch Polizisten beobachtet worden. Diese haben die notwendigen Rettungs- und Sicherungsmaßnahmen umgehend veranlasst.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot war im Besitz der zur Durchführung des Fluges erforderlichen Berechtigungen. Diese waren am Unfalltag gültig. Das gegenständliche Luftfahrzeug hatte der Pilot einerseits für dessen eigene Unterweisung auf der Type DA 42 verwendet und andererseits zum Zwecke von Privatflügen mittels permanentem Mietvertrag gemietet.

Er verfügte am Unfalltag über eine Gesamtflugerfahrung von ca. 355:01 Stunden bei ca. 612 Starts, seine Typenerfahrung und seine Erfahrung auf der Type DA 42 betrug ca. 26:31 Stunden bei ca. 60 Starts; seine Ausbildungsflüge im Zuge der Einweisung auf die Type DA 42 betrug ca. 11:06 Stunden bei ca. 33 Starts. Der Pilot gab an, im Rahmen seiner Umschulung auf die gegenständliche Luftfahrzeugtype, mit seinem Fluglehrer in unterschiedlichen Flugphasen mehr als 10 Kolbentriebwerksausfälle simuliert zu haben.

Nach dem Auftreten der Störung am rechten Kolbentriebwerk, traf der Pilot folgende Entscheidungen:

- Keine Umsetzung der Anweisungen des Aircraft Flight Manuals
- Zehnmaliger Versuch das Kolbentriebwerk wieder anzulassen, obwohl sich dieses bereits 9 Mal selbsttätig abgeschaltet hatte (safe engine shut down)

- Weiterflug nach Linz (LOWL) ohne Durchführung einer Rücklandung bzw. Sicherheitslandung auf einem anderen verfügbaren Flugplatz (siehe 2.1.1)
- Versäumnis, die unausweichlich gewordene Notlandung in ausreichender Flughöhe strukturiert zu planen (Landekegel) und durchzuführen

Diese Entscheidungen haben dazu beigetragen, dass die wesentlichen Sicherheitsbarrieren („Schweizer-Käse-Modell“ nach James Reason) nicht geschlossen wurden bzw. nicht mehr wirken konnten.

Einer Störung an einem der beiden Kolbentriebwerke während eines Fluges kann durch rechtzeitige und konsequente Abarbeitung der im Aircraft Flight Manual verfügbaren Checklisten soweit entgegengewirkt werden, dass eine Sicherheitslandung möglich ist.

2.1.3 Sprechfunkverbindung

Die Sprechfunkverbindung mit dem Tower des Flugplatzes Krems-Langenlois erfolgte ohne Probleme. Die nachfolgende Sprechfunkverbindung mit Wien Information war schwieriger und nach dem Auftreten einer Störung des rechten Kolbentriebwerkes mussten Meldungen wiederholt werden. Dies war ein zusätzlicher Stressfaktor für den Piloten.

Der Pilot wurde bereits im Bereich von Ybbs durch Wien Information an Linz Tower weitergeleitet. Da er sich dabei aber bereits nur mehr in einer Flughöhe von ca. 2000 ft MSL befand, war die Sprechfunkverbindung mit Linz Turm, laut Angabe des Piloten, schlecht. Dies war möglicherweise ein zusätzlicher Stressfaktor. Unter den gegebenen Umständen wäre es zweckmäßiger gewesen, länger in Kontakt mit Wien Information zu bleiben.

2.1.4 Aircraft Flight Manual und Checklisten des Luftfahrzeugherstellers

Im genehmigten Aircraft Flight Manual des gegenständlichen Luftfahrzeuges sind Checklisten für „Normal, Abnormal und Notverfahren“ enthalten. So auch für etwaige Störungen an den Kolbentriebwerken.

Ein ausgefallenes Kolbentriebwerk bei einem zweimotorigen Luftfahrzeug bedeutet einen asymmetrischen Schubverlust, was zu Gieren und Rollen in Richtung des so genannten "toten" Kolbentriebwerks (mit koordinierter Steuerung) führt. Zur Bewältigung dieser Situation ist es unerlässlich, die Richtungskontrolle hauptsächlich durch Seitenruder, Seitenrudertrimmung und zusätzlichen Querrudereinsatz zu erreichen. Eine Kombination

von Luftfahrzeuggewicht, Konfiguration, Umgebungsbedingungen, Geschwindigkeit und Piloten kann die Steigleistung negativ beeinflussen.

Im Aircraft Flight Manual sind ab dem Kapitel 3.5 „*One Engine Inoperative Procedures*“ mehrere Checklisten angeführt, welche dem Piloten bei der Abarbeitung bezüglich einer Störung bzw. dem Ausfall eines der beiden Kolbentriebwerke effektiv unterstützen (siehe Kapitel 6.1).

Die Umsetzung bzw. Abarbeitung der im Aircraft Flight Manual vorgesehenen Checklisten hätten zwangsläufig zu einer Sicherheitslandung bzw. Rücklandung in Krems Langenlois (LOAG) geführt.

Beim Unfallflug verwendete der Pilot jedoch eine nicht genehmigte Checkliste, Edition # 12.1, mit Stand 15.8.2006 (siehe Kapitel 2.1.4.1).

2.1.4.1 Nicht genehmigte Checklisten

Im verunfallten Luftfahrzeug befanden sich mehrere folierte Seiten von unterschiedlichen, nicht genehmigten, Checklisten. Diese betrafen die Luftfahrzeugmodelle TB20, C152, C172 sowie das Modell des Unfallluftfahrzeugs. Diese Checkliste für die Luftfahrzeugtype Diamond Aircraft DA 42 wurden durch den Luftfahrzeughersteller einzig für die Schulung von Piloten/Pilotinnen erstellt und publiziert.

Die für das Unfallluftfahrzeug vorgefundene und vom Piloten beim Unfallflug verwendete „*Normal Checklist*“, Edition # 12.1, mit Stand 15.8.2006, für das Luftfahrzeug Diamond Aircraft DA 42 beinhaltete lediglich „*Normal Procedures*“, „*Important Data and Limitations*“ sowie „*Preflight Procedures*“, war weder vollumfänglich, noch Teil des behördlich genehmigten Aircraft Flight Manuals und war daher nicht verbindlich.

Derartige Checklisten tragen nicht zum sicheren Betrieb eines Luftfahrzeuges bei. Sie führen vielmehr dazu, dass sich Piloten oftmals mit dem gesamten Inhalt des gültigen Aircraft Flight Manual nicht ausreichend vertraut machen und im Falle einer Störung die spezifischen Checklisten im behördlich genehmigten Aircraft Flight Manual nur mit hohem Zeitaufwand oder überhaupt nicht finden.

Der Pilot gab an, dass die nicht genehmigte Checkliste durch den Luftfahrzeughalter bereitgestellt wurde. Diese wurde für dessen proficiency checks sowie auch beispielsweise

beim Checkflug (IFR-Check und Line Check) am 10.07.2006 verwendet, wobei laut Stellungnahme des Piloten die Arbeit mit dieser Checkliste Gegenstand der Prüfung war.

Dem Verfasser der im Unfallluftfahrzeug verwendeten und vorgefundenen, nicht genehmigten, Checkliste für das Unfallluftfahrzeug, war die mögliche Verwendung bei nicht der Schulung/Unterweisung dienenden Flügen offenbar bewusst gewesen, weshalb dieser Folgendes in der „Normal Checklist“, Edition # 12.1, mit Stand 15.8.2006 festhielt:

[...] „This Checklist is not substitute for and does not supersede any portion of the current approved Airplane Flight Manual or any of its supplements, or any training or procedures required by any regulatory and advisory bodies. Use of this checklist is at user’s sole risk and discretion. Diamond Aircraft shall have no liability for any damages, injury or death resulting from its use. All such terms and conditions shall be deemed to be accepted in fully by the continued use of this checklist. If you do not understand, or if you disagree with, any of the above terms and conditions, further use of this checklist is not permitted. Further use of this checklist is prohibited in any jurisdiction that does not give effect to all provisions of these terms and conditions.“

[...]

„Does not replace the Airplane Flight Manual“ [...].

Der Hersteller des Luftfahrzeuges hielt bezüglich der nicht genehmigten Checkliste in dessen Stellungnahme fest: *[...]“ Die zusätzliche an Bord des Luftfahrzeuges verfügbare Checkliste wurde nicht von Diamond Aircraft herausgegeben. Die Anweisungen des Flughandbuches sind verbindlich und für den gegebenen Fall eindeutig.“ [...].*

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges lagen während des gesamten Fluges innerhalb des zulässigen Bereichs.

2.2.2 Rückhaltesysteme

Das gegenständliche Luftfahrzeug war mit den vorgeschriebenen Gurten sowie die Sitze mit Kopfstützen ausgerüstet, die den im Zuge des gegenständlichen Flugunfalles auftretenden

Kräften standhielten. Weitere Rückhaltesysteme waren nicht vorgeschrieben und nicht installiert. Die Installation von zusätzlichen Rückhaltesystemen (z.B. Airbags) würde möglicherweise Verletzungen bzw. die Schwere von Verletzungen reduzieren. Diese zusätzlichen Rückhaltesysteme waren zum Zeitpunkt der Produktion des Luftfahrzeuges noch nicht verfügbar. Ein zertifiziertes Sicherheitsgurtsystem mit Airbag für das Luftfahrzeugmuster wird mittlerweile als Option angeboten. Die Auswertung von Flugunfällen, bei denen Luftfahrzeuge betroffen waren, die solche Rückhaltesysteme eingebaut hatten, ergab, dass diese Systeme, die in sie gesetzten Erwartungen weitgehend erfüllen. Der Einbau dieser zusätzlichen/optionalen Rückhaltesysteme ist jedoch nicht gesetzlich vorgeschrieben.

2.2.3 Kraftstoff/Kraftstoffuntersuchung

Das gegenständliche Luftfahrzeug kann mit verschiedenen Kraftstoffen, u.a. mit JET A-1 und/oder Diesel betrieben werden. Der Pilot ließ vor dem Abflug in Linz ca. 150 Liter JET A-1 Kraftstoff in das Luftfahrzeug tanken. Da an der Unfallstelle vor allem aus dem rechten Tank ca. 50 Liter Kraftstoff sichergestellt werden konnten und unfallbedingt an zahlreichen Stellen aus dem Kraftstoffsystem Kraftstoff ausgeflossen war, ist davon auszugehen, dass sich für den Unfallflug ausreichend Kraftstoff an Bord befand. Die vor dem Abflug zum Unfallflug vom Piloten im Flugplan angegebene Höchstflugdauer von 03:00 Stunden unterstützt diese Tatsache. Die in den jeweiligen Tanks zum Unfallzeitpunkt tatsächlich befindlichen Kraftstoffmengen konnten allerdings nicht mehr genau festgestellt werden. Die Untersuchung der entnommenen Kraftstoffprobe ergab, dass die Zusammensetzung JET A-1 Kraftstoff entsprach, erhöhter Wassergehalt war nicht nachweisbar.

2.2.4 Luftfahrzeug Wartung

Die erforderlichen bzw. vorgeschriebenen Wartungen und Kontrollen wurden durchgeführt und sind im Lebenslauf Akt und im Bordbuch eingetragen und nachgewiesen. Es konnten keinerlei Wartungsrückstände festgestellt werden. Ob die FADEC-Daten beider Kolbentriebwerke bei der 100 Stunden-Kontrolle und 200 Stunden-Kontrolle gemäß dem genehmigten Operation & Maintenance Manual des Kolbentriebwerkherstellers durch den Wartungsbetrieb ausgelesen und dem Triebwerkshersteller übermittelt wurden, konnte im Nachhinein nicht mehr festgestellt werden. Der Triebwerkshersteller gab gegenüber der SUB an, weder FADEC-Daten noch Informationen zu technischen Problemen mit den im Luftfahrzeug verbauten Kolbentriebwerken erhalten zu haben.

2.2.5 Überprüfung des Kabelbaumes des rechten Kolbentriebwerks

Der Kabelbaum TAE P/N 02-7150-52102R S/N 00675 war anlässlich des Triebwerkstausches am 11.06.2007 als Neuteil eingebaut worden. Dabei musste er gemäß DAI MSB-42-027/1 modifiziert werden. Diese Modifikation war nötig, da durch den Triebwerkshersteller nur mehr Kabelbäume für Kolbentriebwerke der Type TAE-125-02 (2,0 Liter Hubraumvariante) geliefert wurden und in der Originalausführung nicht in die Zelle der DA 42 mit Kolbentriebwerken der Type TAE-125-01 (1,7 Liter Hubraumvariante) passten und im gegenständlichen Luftfahrzeug Kolbentriebwerke der Type TAE-125-01 eingebaut waren. Bei dieser Modifikation waren offensichtlich Kabelvertauschungen eingetreten. Diese hatten aber keinen nachweisbaren Einfluss auf die Triebwerksstörung oder den weiteren Unfallablauf.

Offenbar gab es zwischen dem Flugzeughersteller und dem Triebwerkshersteller keine klaren Abgrenzungen der Schnittstellen im Bereich des Kabelbaumes. Dadurch waren nicht nur Änderungsarbeiten an neuen Kabelbäumen erforderlich, sondern wurde auch dem Auftreten von eventuellen Montagefehlern Vorschub geleistet.

Der gegenständliche Kabelbaum wurde schrittweise durch Öffnen der Isolierschicht mit abwechselnden Prüfen auf der automatischen Prüfeinrichtung des Triebwerksherstellers zerlegt. Es wurde bei der Raildruck-Ventil Ansteuerung im Kabelbaum des rechten Kolbentriebwerks eine Leiterunterbrechung festgestellt. Der laut Spezifikation speziell für Schwingungen geeignete AMP Supersealstecker war parallel zur Kraftstoffrail verlegt, war frei von Zugspannungen durch Fixierung mit mehreren Kabelbindern. Allerdings handelt es sich bei der für den Anschluss des Steckers verwendeten Kabeltype um ein Kabel mit der Bezeichnung 20TC2T14 nach M27500. Es ist dies ein 2-adrig einfach geschirmtes feinflitziges Kabel mit verzinnem Kupferschirm. Der Leiterwerkstoff ist spröde. Dies bedeutet, dass im Bereich der Litzen bei einer nur geringen Verletzung der Oberfläche (Kerbe, Überdehnung bei der Montage und/oder Wartungsarbeiten, etc.) infolge von Vibrationen Bruchgefahr besteht. Beim Bruch mehrerer Litzen wird der Leiterquerschnitt verringert und es kommt zu einer Erwärmung des für den Stromfluss wirksamen Leiterquerschnittes, die zu einer Versprödung der Leiterisolation führt. Ein Leiterbruch ist daher als Folge wahrscheinlich. Das Minuspotential für das VRAIL wird betriebsmäßig getaktet, wobei eine Maximalstrombelastung bis 20A eintreten kann. Diese Stromstärke reicht infolge der Taktung bei induktiver Last (Magnetventil) zur Bildung eines Lichtbogens und zu der damit verbundenen Materialzerstörung, wie dies an der vorliegenden Bruchstelle aufgetreten ist.

Es ist daher der Leiterbruch VRAIL ACT SUPP PIN2-P, der zur Störung bzw. zum Leistungsverlust des rechten Kolbentriebwerkes führte, mit hoher Wahrscheinlichkeit auf einen Montagefehler des Steckers (unzulässige Kerben an mehreren Litzen) bei der Kabelbaumfertigung oder durch Überdehnung bei der Montage bzw. bei Wartungsarbeiten zurückzuführen.

2.2.6 Design Organisations

Bei „herkömmlichen“, älteren Luftfahrzeugen waren Bauteile (z.B. auch Stecker) durch die Luftfahrtbehörden zu zertifizieren bzw. deren Eignung durch entsprechende Nachweise oder Luftfahrtnormen nachzuweisen. Entsprechend dem EASA Part-21 Subpart J Design Organisation ist es jedoch auch möglich, dass Hersteller als Design Organisation eingestuft werden. Abgesehen davon, dass für diese Organisationen die Certification Specifications gelten, sind sie komplett eigenverantwortlich bei der Definition ihrer Produkte. Sie müssen dazu Verantwortlichkeiten, Verfahren, Qualifikationen und Strukturen eines Entwicklungsbetriebes nachweisen, die eine ordnungsgemäße Herstellung von Luftfahrzeugen und Luftfahrzeugbauteilen garantieren sollen.

2.3 Flugwetter

Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

2.4 Radardaten

Die durch Austro Control gesicherten Radardaten des gegenständlichen Unfallfluges gingen laut Angabe von Austro Control auf Grund eines Banddefektes verloren. Zum Zeitpunkt dieses Flugunfalles wurden gesicherte Radardaten lediglich einmal auf Band gespeichert.

Laut Angabe von Austro Control werden Radardaten derzeit mehrfach gesichert, sodass ein neuerlicher Verlust von gesicherten Radardaten in höchstem Maße unwahrscheinlich erscheint.

2.5 FORDEC

FORDEC ist eine Methode zur strukturierten Entscheidungsfindung, die von der NASA entwickelt wurde und in Flugschulen weltweit geschult wird. Ihr Zweck: Piloten und andere Verantwortliche in der Luft- und Raumfahrt in schwierigen Situationen zu einer guten Entscheidung zu führen. Eine Entscheidung, die nicht aus dem Affekt resultiert, sondern überdacht, nachvollziehbar und zielführend ist. Wichtig für die Entscheidungsfindung sind die antizipierten erwünschten und unerwünschten Folgen des Entscheids. Dem Entscheid folgt dessen Umsetzung oder zumindest der Versuch hierzu, sonst handelt es sich nicht um einen Entscheid, sondern nur um eine Gedankensimulation. Der Entscheid geht also dem Handeln voraus; man muss sich also damit befassen, was zu tun ist. Vor dem Entscheid erfolgt in aller Regel eine Planung der Ziele und Maßnahmen. Genau hier setzt FORDEC an.

Die Methode ist als Checkliste möglichst einfach gehalten, damit sie auch unter Stress sicher angewendet werden kann:

- F**acts Welche Situation liegt vor? Entscheidungsbedarf erkennen; Fakten sammeln; Verifizierung von Fakten.

- O**ptions Welcher Handlungsspielraum steht zur Verfügung? Welche Optionen bieten sich an? z.B. Aircraft Flight Manual.

- R**isks Risiko-Nutzen-Abwägung der einzelnen Optionen; Abschätzung der Erfolgsaussichten; Abschätzung von Unsicherheitsfaktoren; Dynamische Priorisierung und Abwägung von Risiken basieren auf Facts und Options.

- D**ecision Welche Handlungsoption wird gewählt bzw. getroffen?

- E**xecution Ausführung der gewählten Handlungsoption.

- C**heck Kontrolle, ob der eingeschlagene Weg zum gewünschten Ziel führt. Ist dies nicht der Fall, so muss wieder zu **F**

Es wird davon ausgegangen, dass Entscheidungen robuster gegen vorschnelle Impulse und Gefühlseinflüsse sind, wenn sie nach dieser metakognitiven Regel getroffen werden. In dynamischen Situationen könnte allerdings auch ein Nachteil dadurch entstehen, dass manche Entscheider ohne Zeitgefühl versuchen, immer die "optimale" Lösung zu finden. Wenn in zeitkritischen Situationen Handlungsdruck vorliegt, sollte zunächst eine Option gewählt werden, die die Sicherheitslage erst einmal steigert und möglichst weitere Zeitreserven bringt. Erste Option wäre hierbei das Aircraft Flight Manual anzuwenden.

2.6 „Get there-itis“

"Get there-itis" ist ein gängiger Fachbegriff, der in der Luftfahrtindustrie verwendet wird, um das Phänomen zu beschreiben, bei dem Piloten unter Druck stehen, ein Luftfahrzeug trotz ungünstiger Bedingungen oder Risiken sicher zu dessen geplanten Zielflughafen/Flugplatz zu bringen. In der Luftfahrtindustrie wird dieser Begriff oft im Zusammenhang mit Unfällen oder Vorfällen verwendet, bei denen Piloten versucht hatten, trotz ungünstiger Bedingungen oder Unregelmäßigkeiten, wie Kraftstoffmangel, schlechtem Wetter oder technischen Störungen, nach Hause (get home) oder zum geplanten Ziel (get there) zu fliegen und dies zu Unfällen führte.

„Get there-itis“ kann dazu führen, dass Piloten wichtige Entscheidungen treffen, die auf emotionalem Druck und nicht auf objektiver Bewertung der vorherrschenden Situationen basieren. In solchen Fällen kann die Sicherheit des Luftfahrzeuges und damit der Insassen gefährdet werden.

Um „Get there-itis“ zu vermeiden, müssen Piloten lernen, objektiv zu bleiben und emotionale Entscheidungen zu vermeiden. Es ist wichtig, dass Piloten in der Lage sind, Situationen objektiv zu bewerten und Entscheidungen zu treffen, die auf Sicherheitsüberlegungen basieren. Dazu müssen Piloten auch in der Lage sein, alternative Optionen zu identifizieren und in Betracht zu ziehen, wie zum Beispiel eine Rücklandung oder Sicherheitslandung an einem anderen Flughafen oder Flugplatz. Die Verwendung der vom Luftfahrzeughersteller erstellten und publizierten Aircraft Flight Manuals oder Checklisten, sollen Piloten dabei unterstützen objektive Entscheidungen zu treffen und umzusetzen.

Um „Get there-itis“ zu vermeiden, ist es wichtig, dass Piloten der Sicherheit Vorrang vor dem Zeitplan einräumen. Sie sollten die Sicherheit immer an erste Stelle setzen und bereit

sein, einen Flug zu verschieben, abzusagen oder abubrechen, wenn die Bedingungen nicht gegeben sind, diesen sicher durchführen zu können.

Es gibt mehrere Möglichkeiten, wie „Get there-itis“ vermieden werden kann:

- Erstellung eines realistischen Flugplanes unter Berücksichtigung von Wetter, Kraftstoffbedarf und Ausweichflugplätzen bzw. Ausweichflughäfen. Man sollte darauf vorbereitet sein, den Plan anzupassen, wenn sich die Bedingungen, wie etwa Wetter, ändern oder technische Systeme ausfallen.
- Verwendung von genehmigten und kontrollierten Flughandbüchern und Checklisten des Luftfahrzeugherstellers. Viele auf Flugplätzen und Vereinen existierende Checklisten sind oftmals fehlerhaft, nicht vollständig und/oder nicht aktualisiert. Die Nichtbenutzung des Flughandbuchs während des Fluges kann gefährlich sein, da dies zu falschen Annahmen über die Leistung und die Grenzen des Luftfahrzeugs führen kann, was Unfälle oder andere schwerwiegende Zwischenfälle zur Folge haben kann. Es ist wichtig, dass Piloten die Bedeutung des Aircraft Flight Manuals als wertvolle Ressource während des Fluges erkennen und sich bereits vor dem geplanten Flugvorhaben die Zeit nehmen, um sich mit dessen Inhalt vertraut zu machen.
- Es sollte sichergestellt sein, dass Piloten mit dem Flughandbuch und den darin festgelegten Limitationen und/oder Anweisungen vertraut sind, und diese im Notfall umsetzen können.
- Informiert bleiben: Beobachtung von Wetterbedingungen sowie technischen Systemen und Beachtung möglicher Veränderungen oder potenzielle Gefahren entlang der Flugroute.
- Festlegung persönlicher Mindestanforderungen, welche die Mindestanforderungen des Flughandbuches jedoch keinesfalls unterschreiten dürfen. Diese Grenzwerte müssen eingehalten werden, auch wenn das bedeutet, dass ein Flug verschoben, abgesagt oder abgebrochen werden muss.
- Einen Sicherheitspiloten in Betracht ziehen: Das Fliegen mit einem Sicherheitspiloten kann eine zusätzliche Sicherheitsebene bieten und dazu beitragen, Stress und Arbeitsbelastung zu reduzieren.
- Pausen machen: Vor langen oder anstrengenden Flügen ausreichend Pausen machen, um sich auszuruhen und aufmerksam zu bleiben. Müdigkeit kann die Entscheidungsfindung beeinträchtigen und das Unfallrisiko erhöhen.

Letztendlich erfordert die Verhinderung der "Get there-itis" eine gelebte Sicherheitskultur innerhalb der Luftfahrtgemeinschaft, in der sich Piloten, Flugschulen, Betreiber (Halter) und

Regulierungsbehörden gemeinsam für sichere und verantwortungsvolle Flugpraktiken einsetzen. Dazu gehören Aus- und Weiterbildung, die Bereitschaft aus Fehlern und Zwischenfällen zu lernen und das Engagement, die Sicherheitspraktiken und -verfahren ständig zu verbessern.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Die Voraussetzungen für die Verwendung des Luftfahrzeuges im Fluge waren gegeben.
- Das Luftfahrzeug wurde von verschiedenen Part M, Subpart F bzw. Part 145 genehmigten Wartungsbetrieben instandgehalten bzw. instandgesetzt und war für lufttüchtig befunden worden. Die letzte dokumentierte Wartungstätigkeit war eine 200 Stunden-Kontrolle, die am 04.09.2007 bei ca. 1199 Stunden durchgeführt wurde.
- Schwerpunkt und Gesamtmasse lagen während des gesamten Unfallfluges im zulässigen Bereich.
- Der Pilot war im Besitz der zur Durchführung des Fluges erforderlichen Berechtigungen.
- Das Wetter war nicht ursächlich für das Unfallgeschehen.
- Laut Triebwerksaufzeichnungen der FADEC verliefen das Anlassen des Kolbentriebwerks und die Durchführung der Checks vor dem Start unauffällig.
- Der Start zum Privatflug von Krems-Langenlois (LOAG) nach Linz (LOWL) erfolgte um ca. 13:26 Uhr.
- Um ca. 13:28 Uhr nahmen beide an Bord befindlichen Personen ungewöhnliche Geräusche am rechten Kolbentriebwerk wahr.
- Um ca. 13:29 Uhr löste die FADEC des rechten Kolbentriebwerks die Kolbentriebwerkswarnlampe am Garmin G-1000 Avoniksystem aus. Ungefähr zwei Sekunden später schaltete die FADEC von Kanal A auf Kanal B um und kurz darauf trat bei diesem Kolbentriebwerk ein Leistungsverlust auf.
- Um ca. 13:33 Uhr, sieben Minuten nach dem Start, stellte wahrscheinlich der Pilot das rechte Kolbentriebwerk ab.
- Die im Aircraft Flight Manual publizierten Checklisten sehen eine umgehende Landung auf einem geeigneten Flugplatz/Flughafen vor.
- Die im Aircraft Flight Manual festgelegten Verfahren wurden nicht umgesetzt.
- Der Pilot verwendete eine nicht genehmigte Checkliste, welche vom Aircraft Flight Manual des Luftfahrzeugherstellers abwich.
- Der Pilot entschloss sich, den Flug zum geplanten Zielflughafen Linz (LOWL) fortzusetzen.
- Auf dem Weg zum Zielflughafen waren mehrere Ausweichflugplätze vorhanden.
- Der Pilot versuchte insgesamt 10 Mal, das rechte Kolbentriebwerk im Zeitraum von ca. 13:34 Uhr bis ca. 14:06 Uhr wieder zu starten. Dabei erlangte das rechte

Kolbentriebwerk mehrfach Drehzahlen, die den Propeller aus den Start-Locks drückte und dessen Segelstellung ermöglichte.

- Um ca. 14:21:17 Uhr endete die Datenaufzeichnung der rechten FADEC.
- Die Entscheidung des Piloten, eine Notlandung durchzuführen, erfolgte spät. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Luftfahrzeug mit ca. 170 m über Grund bereits deutlich unter der Standardplatzrundenhöhe (300 m).
- Der Pilot hatte die Landeklappen in die Stellung APP (Stellung 1) gebracht sowie das Fahrwerk des Luftfahrzeuges ausgefahren.
- Aufgrund der Stellung der Sonne (Azimut 205°) wurde der Pilot im Endanflug möglicherweise geblendet.
- Erst im Endanflug erkannte der Pilot eine Mittelstromleitung, welche schräg zur Anflugrichtung des Luftfahrzeuges verlief. Er versuchte diese zu unterfliegen, was ihm zwar gelang, jedoch die Notlandung erschwerte.
- Der Pilot landete das Luftfahrzeug um ca. 14:09 Uhr auf einer weichen kultivierten Ackerfläche mit Bewuchs.
- Durch das Hängenbleiben des Bugrades auf der weichen Ackerfläche überschlug sich das Luftfahrzeug in weiterer Folge.
- Im gegenständlichen Fall hätte ein eingefahrenes Fahrwerk den Überschlag des Luftfahrzeuges mit hoher Wahrscheinlichkeit verhindert und damit das Verletzungsrisiko der Insassen deutlich reduziert.
- Im Zuge des Aufpralls nach dem Überschlag des Luftfahrzeuges brach der Überrollbügel auf der Pilotenseite.
- Die Verletzungen der Luftfahrzeuginsassen traten im Zuge des Überschlages auf.
- Den Flugzeuginsassen standen als Rückhaltesysteme Kopfstützen und 3-Punkt-Gurte zur Verfügung, die auch verwendet wurden.
- Durch die Beschädigungen des Luftfahrzeuges trat an der Unfallstelle an mehreren Stellen im Kraftstoffsystem Kraftstoff aus. Es konnten noch ca. 50 Liter Kraftstoff aus dem rechten Tank sichergestellt werden.
- Die Zusammensetzung der entnommenen Kraftstoffprobe entsprach JET A-1 Kraftstoff, ein erhöhter Wassergehalt war nicht nachweisbar.
- In der Flugsteuerung konnten, soweit dies die aufgetretenen Schäden ermöglichten, keine vorbestandenen Mängel festgestellt werden.
- Über wenige Teile des Unfallfluges liegen Sprechfunkaufzeichnungen vor.
- Gesicherte Radardaten gingen auf Grund eines Aufzeichnungsschadens der Aufzeichnungsbänder bei der Austro Control GmbH verloren.
- Das rechte Kolbentriebwerk mit dessen Seriennummer 02-01-1282 wurde auf einem Triebwerksprüfstand des Triebwerksherstellers getestet. Dabei konnte festgestellt

werden, dass die mechanischen Komponenten des Kolbentriebwerks ohne Befund waren.

- Am Kabelbaum des Kolbentriebwerkes wurde eine Litzentrennung am Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-P im Bereich des Raildruck-Steckerausganges festgestellt. Dies war die einzige vorgefundene Ursache für die Störung des rechten Kolbentriebwerkes.
- Die Litzentrennung am Leiter trat ca. 5 mm hinter dem Außenende der Leitercrimpung, im Bereich der drei Ringelemente der blauen Leiterdichtung, auf und lag damit unmittelbar an der äußeren Crimpkante der Zugentlastung. Der Isolationscrimp hat bei Doppelcrimpungen eine zugentlastende Wirkung.
- Der Leiterbruch VRAIL ACT SUPP PIN2-P, der zur Störung bzw. zum Leistungsverlust des rechten Kolbentriebwerkes führte, ist mit hoher Wahrscheinlichkeit auf einen Montagefehler des Steckers (unzulässige Kerben an mehreren Litzen) bei der Kabelbaumfertigung oder durch Überdehnung bei der Montage bzw. bei Wartungsarbeiten zurückzuführen.
- Weitere Prüfungen ergaben, dass weder am zweiten Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-N noch an zahlreichen baugleichen Kabelübergängen Hinweise auf Schwingschäden erkennbar waren.
- Die verbauten Steckertypen AMP Superseal 1,5 Series und AMP Mini MIC SRS REC Kontakt sind handelsübliche Stecker, wie sie u.a. im Kraftfahrzeugbau Verwendung finden.
- Gemäß Spezifikation wurde diese Steckerbauart für die Vibrationsumgebung von Kolbentriebwerken entwickelt.
- Sowohl in der Nachweisführung des Triebwerktyps TAE 125-01 als auch der Luftfahrzeugtype DA 42 sind Schwingungen berücksichtigt.
- Bei dem gegenständlichen Kabelbruch in der Stromversorgung des Raildruckregelventils des TAE 125-01 Kolbentriebwerkes handelt es sich um den bisher einzigen Vorfall dieser Art weltweit (Stand: 30.11.2022).
- Zum Zeitpunkt des Vorfalls betrug die Flottenlaufzeit des TAE 125-01 589.983 Stunden. Die Flottenlaufzeit des TAE 125-01 betrug zum Stichtag 30.11.2022 1.551.062 Stunden.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Überschlag des Luftfahrzeuges bei einer Notlandung auf einer weichen kultivierten Ackerfläche.

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Störung am rechten Kolbentriebwerk (Leistungsverlust durch Litzentrennung des Leiters VRAIL ACT SUPP PIN 2-P), ca. 7 Minuten nach dem Start vom Flugplatz Krems-Langenlois (LOAG).
- Fortsetzen des Fluges zum Zielflughafen nach dem Leistungsverlust des rechten Kolbentriebwerkes („get there-itis“), statt einen der alternativ verfügbaren Flugplätze anzufliegen, sodass in weiterer Folge eine Notlandung unumgänglich wurde.
- Entscheidung zur Durchführung der Notlandung in zu geringer Höhe.
- Verwendung einer nicht genehmigten Checkliste und Nichtbeachtung des genehmigten Aircraft Flight Manual.

4 Sicherheitsempfehlungen

Auf die von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Fachbereich Zivilluftfahrt ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen SE/SUB/LF/1/2023 („*Eigenmächtige Erstellung von Checklisten, die von den vom Hersteller vorgegebenen Checklisten abweichen*“) sowie SE/SUB/LF/2/2023 („*Kontrolle der verwendeten Checklisten*“) zur Thematik Checklisten wird verwiesen.

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idgF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts den Beteiligten Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten, teils umfangreichen Stellungnahmen zu dem vom Untersuchungsleiter A erstellten und durch diesen zur Stellungnahme versendeten ersten Entwurfsbericht sowie die Stellungnahmen zum zweiten vom Untersuchungsleiter C versendeten Entwurfsbericht wurden vom Untersuchungsleiter C, wo zutreffend, eingearbeitet.

6 Anhänge

6.1 Aircraft Flight Manual des Luftfahrzeugherstellers

Abbildung 17 Aircraft Flight Manual Page 3-17

DA 42 AFM		Emergency Procedures
-----------	---	-------------------------

3.5.2 ENGINE TROUBLESHOOTING

WARNING

Control over the flight attitude has priority over attempts to solve the current problem ("first fly the aircraft").

NOTE

With respect to handling and performance, the left hand engine (pilots view) is considered the "critical" engine.

Depending on the situation the following attempts can be made to restore engine power prior to securing the engine:

CAUTION

Once the engine has been shut down for longer than 30 seconds, it can only be restarted below 6000 ft pressure altitude. Proceed in accordance with 3.5.4 - UNFEATHERING & RESTARTING THE ENGINE IN FLIGHT.

1. POWER lever IDLE

NOTE

If the loss of power was due to unintentional setting of the power lever, you may adjust the friction lock and continue your flight.

2. If in icing conditions alternate air ON

CONTINUED

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 3 15-Oct-2005	Page 3 - 17
--------------------	-----------------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Emergency Procedures		DA 42 AFM
-------------------------	---	-----------

3. Fuel quantity check

NOTE

In case of low fuel quantity in the affected engine's fuel tank you may feed it from the other engine's fuel tank by setting the affected engine's fuel selector to CROSSFEED.

4. Fuel selector check ON / CROSSFEED if required

NOTE

If the loss of power was due to unintentional setting of the fuel selector to the OFF position you may continue your flight but have the proper function of the restrainer locks checked prior to next flight.

5. ECU SWAP ECU B

NOTE

If the swap to ECU B has restored engine power land as soon as possible. If selecting ECU B does not solve the problem, switch back to AUTOMATIC in order to maintain the engine control system redundancy.

6. Circuit breakers check / reset if necessary

CONTINUED

Page 3 - 18	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft , Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

DA 42 AFM		Emergency Procedures
-----------	---	-------------------------

NOTE

If resetting the circuit breakers has restored engine power land as soon as possible.

If the engine power could not be restored by following the procedure of this section prepare for 3.5.6 - ENGINE FAILURES IN FLIGHT and land as soon as possible.

END OF CHECKLIST

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 3	15-Oct-2005	Page 3 - 19
--------------------	--------	-------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

3.5.3 ENGINE SECURING (FEATHERING) PROCEDURE

Depending on the situation attempts can be made to restore engine power prior to securing the engine (see Section 3.5.2 ENGINE TROUBLESHOOTING).

Shut down and feathering of the affected engine:

- 1. Inoperative engine identify & verify
- 2. ENGINE MASTER inoperative engine OFF

CAUTION

Do not shut down an engine with the fuel selector valve. The high pressure fuel pump can otherwise be damaged.

Securing the feathered engine:

- 3. Alternator inoperative engine OFF
- 4. Fuel selector inoperative engine OFF

NOTE

The remaining fuel in the tank of the failed engine can be used for the remaining engine, to extend range and maintain lateral balance, by setting its fuel selector in the CROSSFEED position.

If one of the power levers is set to low settings the landing gear warning horn is activated. Set the power lever of the secured engine forward as required to mute the warning horn.

END OF CHECKLIST

Page 3 - 20	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Abbildung 21 Aircraft Flight Manual Page 3-21

3.5.4 UNFEATHERING & RESTARTING THE ENGINE IN FLIGHT

NOTE

Restarting the engine in flight is possible at altitudes below 6000 ft pressure altitude.

1. Airspeed 80 KIAS to 120 KIAS
2. POWER lever affected engine IDLE
3. FUEL SELECTOR affected engine check ON
4. ALTERNATE AIR as required
5. ENGINE MASTER affected engine ON

CAUTION

The propeller starts windmilling at airspeeds of 80 KIAS and above. To avoid propeller overspeeds shortly after unfeathering and restarting maintain airspeeds below 120 KIAS.

6. Starter affected engine engage / if propeller does not start windmilling by itself

CAUTION

Do not engage the starter if the propeller is windmilling! This might damage the starter.

CONTINUED

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 3	15-Oct-2005	Page 3 - 21
--------------------	--------	-------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Abbildung 22 Aircraft Flight Manual Page 3-22

Emergency Procedures		DA 42 AFM
-------------------------	---	-----------

In case of a failed restart you may, depending on the situation, proceed with 3.5.2 - ENGINE TROUBLESHOOTING.

CAUTION

After the engine has started, the Power lever should be set to a moderate power setting, until engine temperatures have reached the green range.

7. Alternator ON / if engine power has been restored

END OF CHECKLIST

Page 3 - 22	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

3.5.6 ENGINE FAILURES IN FLIGHT

(a) Engine Failure during Initial Climb at Airspeeds below v_{mca} 68 KIAS

WARNING

As the climb is a flight condition which is associated with high power settings, airspeeds lower than v_{mca} 68 KIAS should be avoided as a sudden engine failure can lead to loss of control. In this case it is very important to reduce the asymmetry in thrust to regain directional control.

- 1. Rudder apply for directional control
- 2. Power levers retard as required to maintain directional control
- 3. Airspeed **VYSE 82 KIAS / above v_{mca} 68 KIAS as required**
- 4. Operative engine increase power as required if directional control has been re-established

CONTINUED

Page 3 - 26	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Abbildung 24 Aircraft Flight Manual Page 3-27

Establish minimum / zero sideslip condition. (approx. half ball towards good engine;
3° to 5° bank)

5. Inoperative engine Secure according to 3.5.3 -
ENGINE SECURING
(FEATHERING) PROCEDURE

Continue according to Section 3.5.9 - FLIGHT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE and
land as soon as possible according to Section 3.5.7 - LANDING WITH ONE ENGINE
INOPERATIVE.

If the situation allows, you may climb to a safe altitude for troubleshooting (3.5.2 - ENGINE
TROUBLESHOOTING) in order to try to restore engine power.

END OF CHECKLIST

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Abbildung 25 Aircraft Flight Manual Page 3-28

(b) Engine Failure during Initial Climb at Airspeeds above v_{mCA} 68 KIAS

- | | |
|---------------------------|--|
| 1. Rudder | maintain directional control |
| 2. Airspeed | v_{YSE} 82 KIAS/ above v_{mCA} 68
KIAS as required |
| 3. Operative engine | increase power as required if
directional control has been
established |

Establish minimum / zero sideslip condition. (approx. half ball towards good engine;
 3° to 5° bank)

- | | |
|-----------------------------|--|
| 4. Inoperative engine | Secure according to 3.5.3 -
ENGINE SECURING
(FEATHERING) PROCEDURE |
|-----------------------------|--|

Continue according to Section 3.5.9 - FLIGHT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE and land as soon as possible according to Section 3.5.7 - LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE.

If the situation allows, you may climb to a safe altitude for troubleshooting (3.5.2 - ENGINE TROUBLESHOOTING) in order to try to restore engine power.

END OF CHECKLIST

Page 3 - 28	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Abbildung 26 Aircraft Flight Manual Page 3-29

(c) Engine Failure during Flight

- | | |
|---------------------------|--|
| 1. Rudder | maintain directional control as required / above V_{mca} 68 KIAS |
| 2. Airspeed | |
| 3. Operative engine | |

Establish minimum / zero sideslip condition. (approx. half ball towards good engine; 3° to 5° bank)

- | | |
|-----------------------------|--|
| 4. Inoperative engine | Secure according to 3.5.3 ENGINE SECURING (FEATHERING) PROCEDURE |
|-----------------------------|--|

Continue according to Section 3.5.9 - FLIGHT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE and land as soon as possible according to Section 3.5.7 - LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE.

If the situation allows, you may climb to a safe altitude for troubleshooting (3.5.2 - ENGINE TROUBLESHOOTING) in order to try to restore engine power.

END OF CHECKLIST

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 3	15-Oct-2005	Page 3 - 29
--------------------	--------	-------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

Emergency Procedures		DA 42 AFM
-------------------------	---	-----------

3.5.7 LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE

Preparation:

- 1. Safety harnesses check fastened & tightened
- 2. Landing light as required
- 3. Gear warning horn check function

Operative engine:

- 4. Fuel Selector check ON / CROSSFEED as required

Inoperative engine:

- 5. Engine check secured (feathered)
according to 3.5.3 - ENGINE
SECURING & FEATHERING
PROCEDURE

not before being certain of "making the field":

- 6. Airspeed reduce to operate landing gear
- 7. Landing Gear DOWN, check 3 green
- 8. Trim as required
- 9. Airspeed reduce as required
- 10. FLAPS as required
- 11. Final approach speed
at 1700 kg (3748 lb) 85 KIAS ($v_{REF}/FLAPS UP$)
82 KIAS ($v_{REF}/FLAPS APP$)
76 KIAS ($v_{REF}/FLAPS LDG$)

CONTINUED

Page 3 - 30	Rev. 4	30-Nov-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

- | | | |
|--|----------------------------|--------------------------------|
| | at 1785 kg (3935 lb) | 86 KIAS ($v_{REF}/FLAPS$ UP) |
| | | 82 KIAS ($v_{REF}/FLAPS$ APP) |
| | | 78 KIAS ($v_{REF}/FLAPS$ LDG) |

WARNING

One-engine inoperative approaches for landing with flap settings of more than flaps UP are not recommended unless a safe landing is assured („Making the field“). Higher flap settings increase the loss of altitude during the transition to a one engine inoperative go-around / balked landing.

- | | |
|-----------------------|---|
| 12. POWER lever | as required |
| 13. Trim | as required / directional trim to neutral |

NOTE

Higher approach speeds result in a significantly longer landing distance during flare.

CAUTION

In conditions such as (e.g.) strong wind, danger of wind shear or turbulence a higher approach speed should be selected.

- Perform normal touchdown and deceleration on ground.

CONTINUED

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 4 30-Nov-2005	Page 3 - 31
--------------------	------------------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

If the approach to land is not successful you may consider:

3.5.8 GO-AROUND / BALKED LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE

CAUTION

The go-around / balked landing is not recommended to be initiated below a minimum of 800 ft above ground.

For performance data with one engine inoperative and flaps and gear UP refer to 5.3.9 ONE ENGINE INOPERATIVE CLIMB PERFORMANCE.

Under certain combinations of ambient conditions, such as turbulence, cross wind and windshear, as well as pilot skill, the resulting climb performance may nevertheless be insufficient for a successful go-around / balked landing.

|
|
|
|
|

- | | |
|------------------------|--|
| 14. POWER lever | MAX / as required |
| 15. Rudder | maintain directional control |
| 16. Airspeed | V _{YSE} = 82 KIAS / as required |
| 17. Landing Gear | UP / retract |
| 18. FLAPS | UP |

- Establish minimum sideslip and manoeuver for a new attempt to land. Repeat from step 1 of this section.

CONTINUED

Page 3 - 32	Rev. 4 30-Nov-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	-----------------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

DA 42 AFM		Emergency Procedures
-----------	---	-------------------------

If a positive rate of climb cannot be established:

- Land so as to keep clear of obstacles with the landing gear extended.

If time allows the following steps can reduce the risk of fire in an event of collision with obstacles after touchdown:

- 19. ENGINE MASTER both OFF
- 20. FUEL SELECTOR both OFF
- 21. ELECT. MASTER OFF

END OF CHECKLIST

Doc. No. 7.01.05-E	Rev. 3	15-Oct-2005	Page 3 - 33
--------------------	--------	-------------	-------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

3.5.9 FLIGHT WITH ONE ENGINE INOPERATIVE

CAUTION

Even if a positive flight performance can be established with one engine inoperative, land as soon as practicable at the next suitable airfield / airport.

- | | |
|---------------------------|--|
| 1. Airspeed | above v_{MCA} 68 KIAS to
maintain directional control |
| 2. Remaining engine | monitor engine instruments
continuously |
| 3. Fuel quantity | monitor continuously |
| 4. FUEL SELECTOR | Remaining engine / set
CROSSFEED or ON so as to
keep fuel quantity laterally
balanced |

NOTE

If the Fuel Selector is set on CROSSFEED, the engine will be supplied with fuel from the main tank on the opposite side.

This will extend range and helps to keep the wings laterally balanced (see 2.14 FUEL).

Land as soon as possible according to Section 3.5.7 - LANDING WITH ONE ENGINE INOPERATIVE.

If the situation allows, you may climb to a safe altitude for troubleshooting (3.5.2 - ENGINE TROUBLESHOOTING) in order to try to restore engine power.

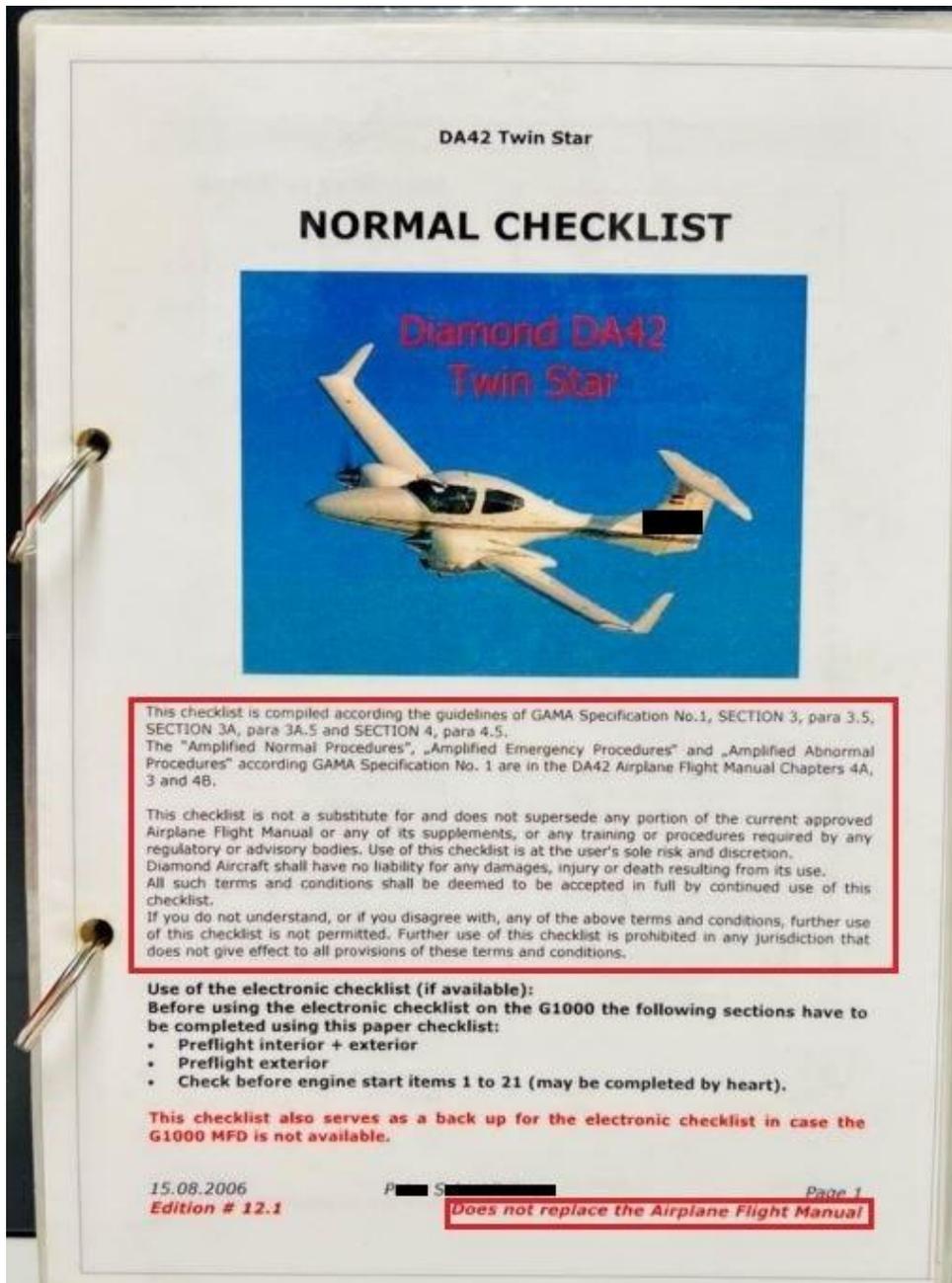
END OF CHECKLIST

Page 3 - 34	Rev. 3	15-Oct-2005	Doc. No. 7.01.05-E
-------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Diamond Aircraft, Aircraft Flight Manual Doc. 7.01.05-E

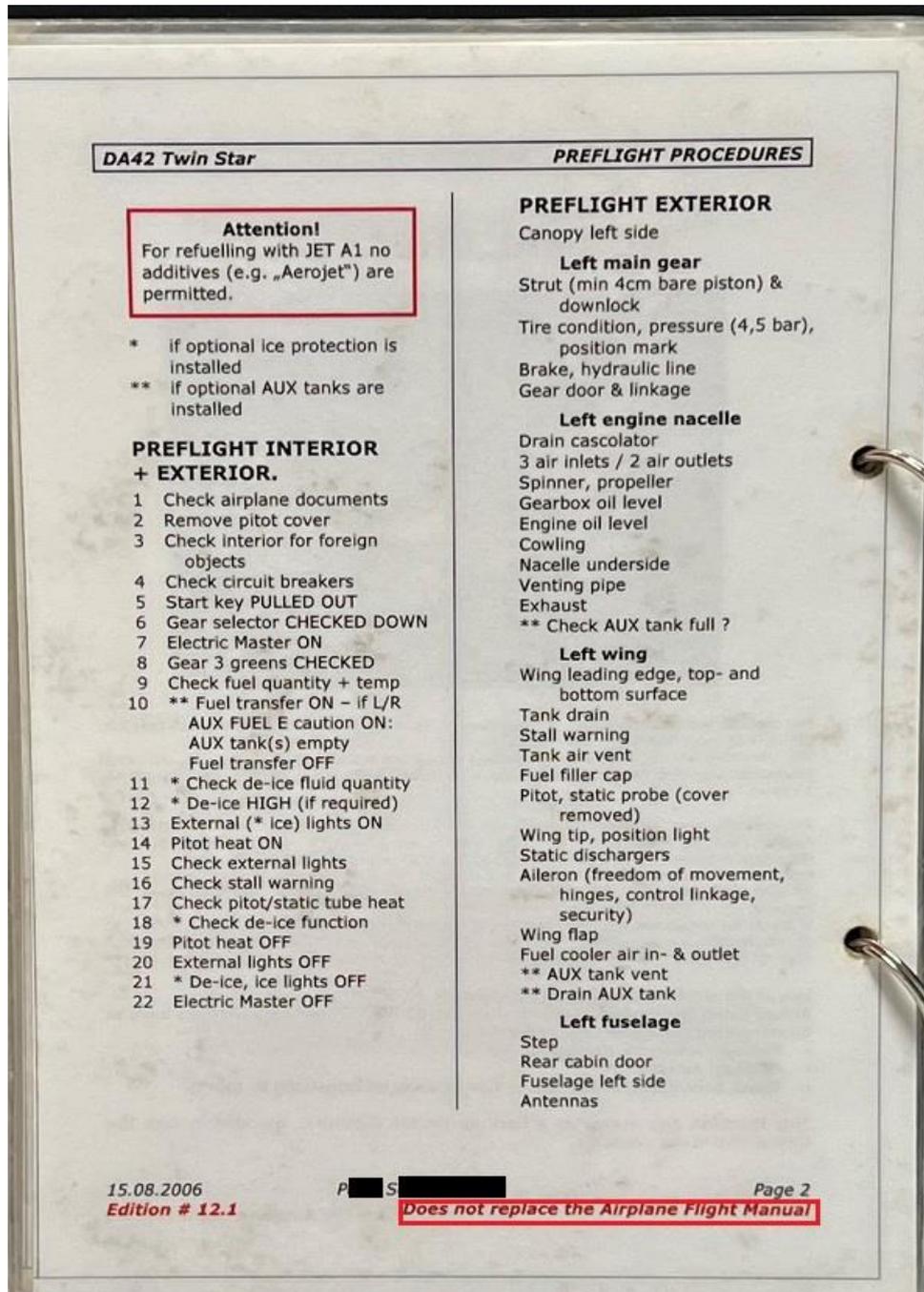
6.2 Nicht genehmigte Checkliste

Abbildung 32 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 1



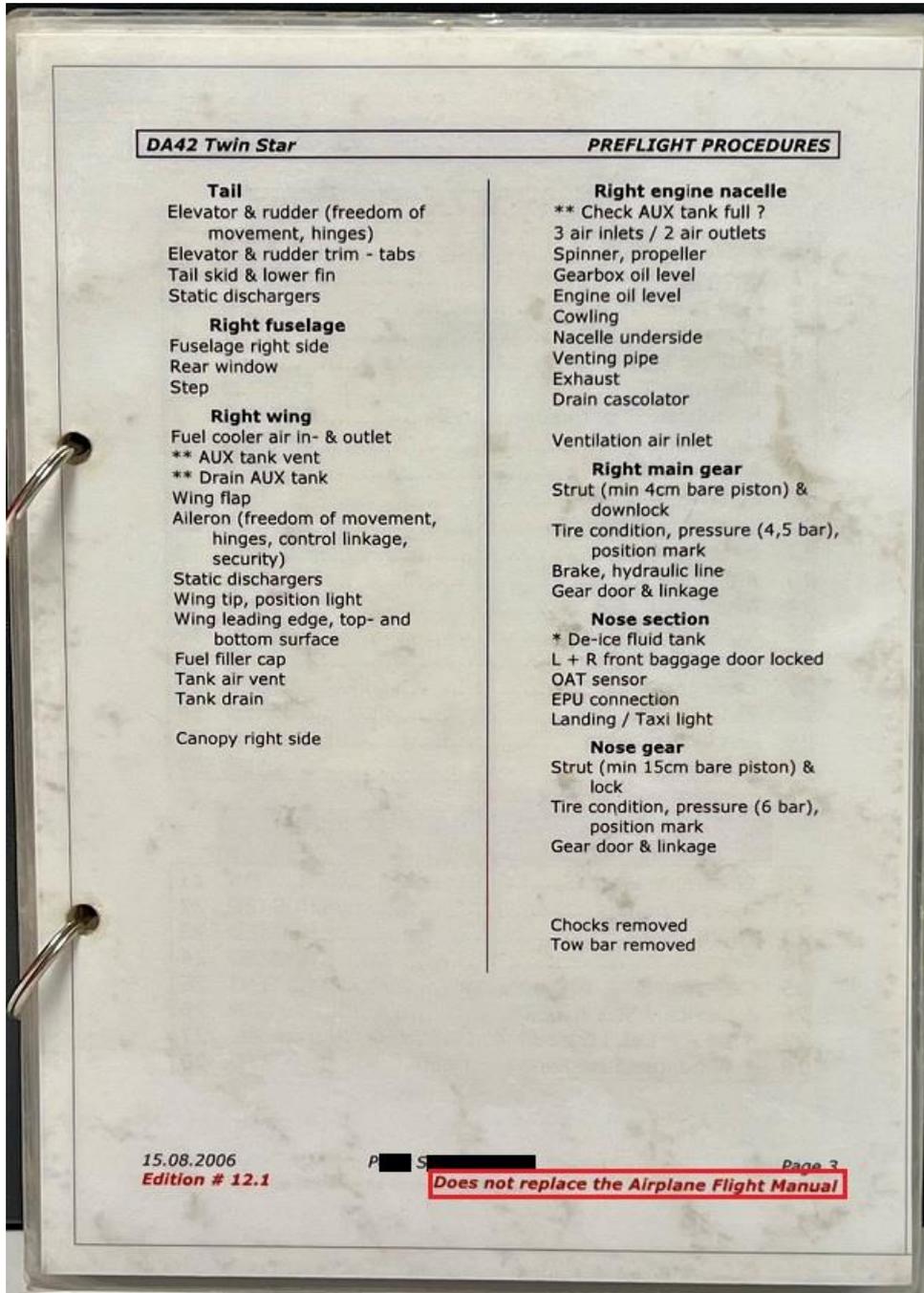
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 33 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 2



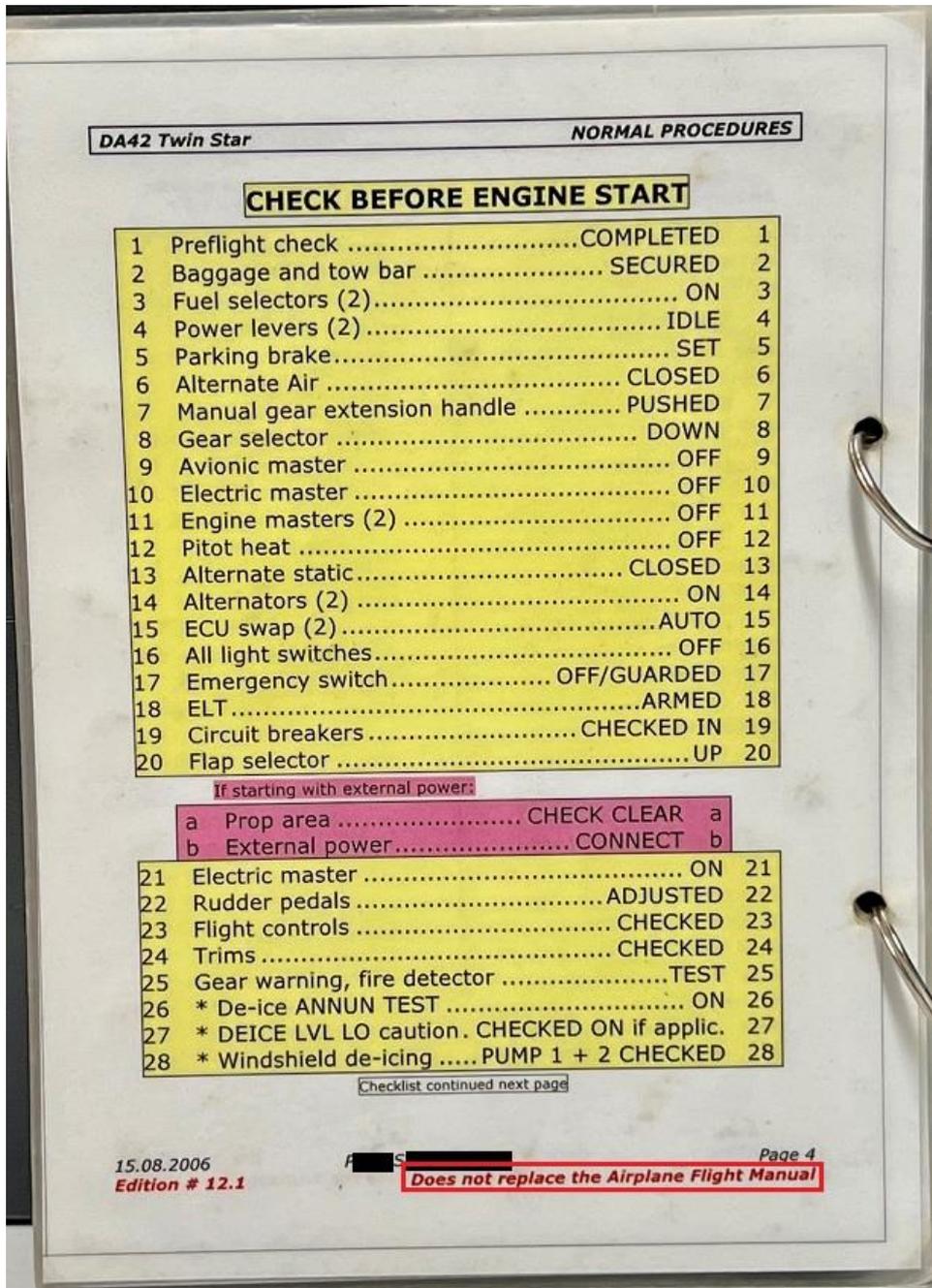
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 34 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 3



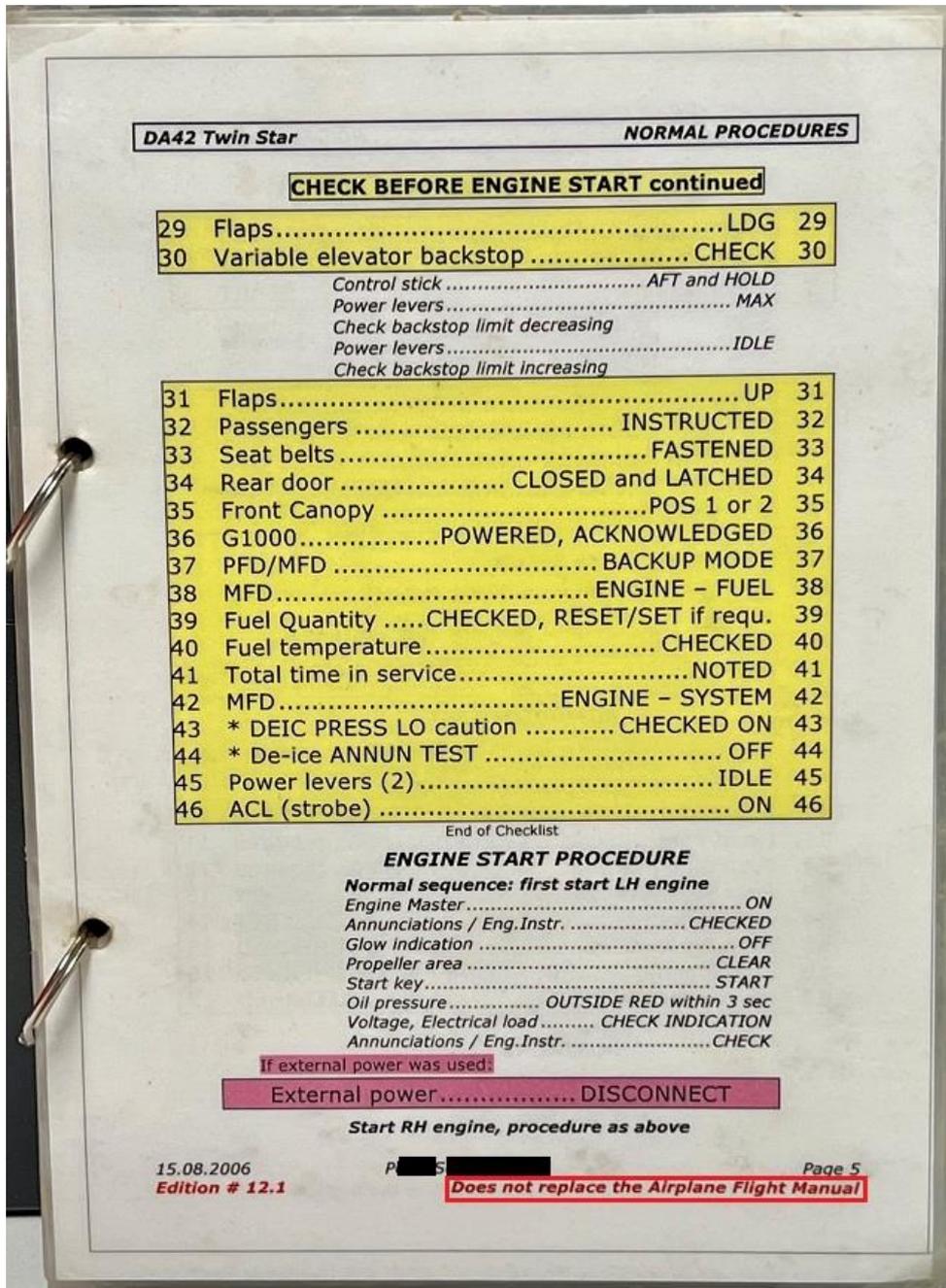
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 35 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 4



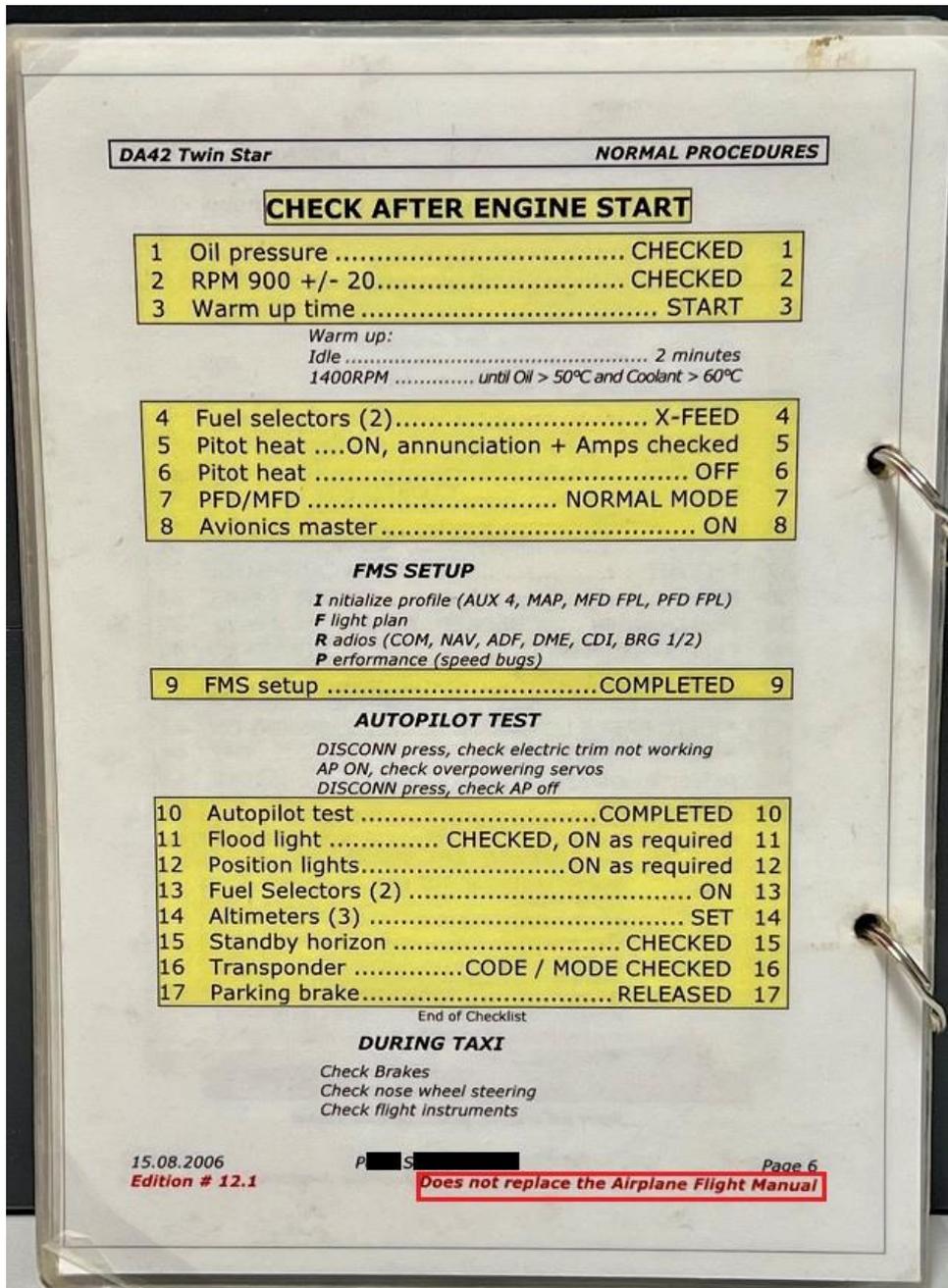
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 36 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 5



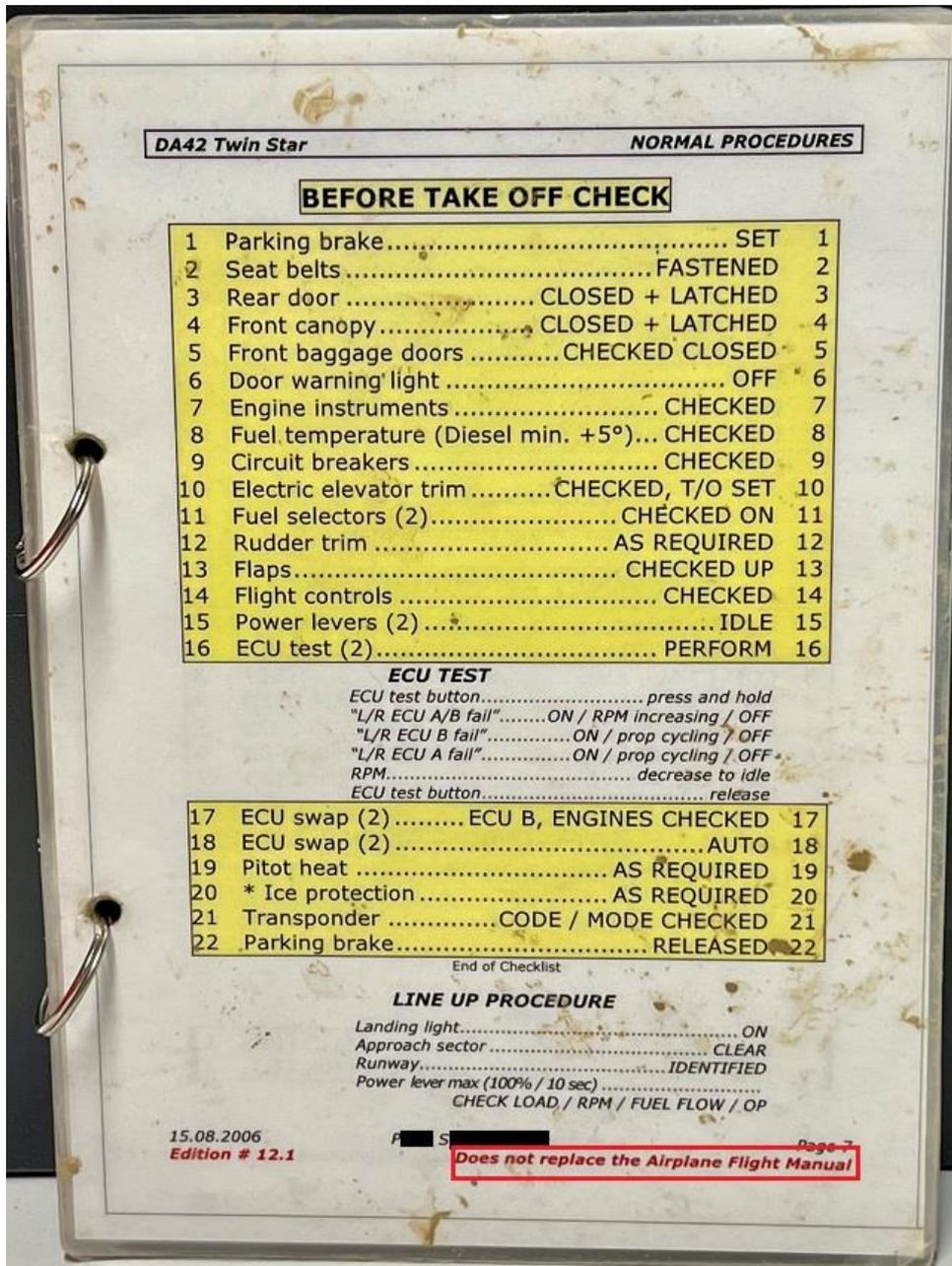
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 37 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 6



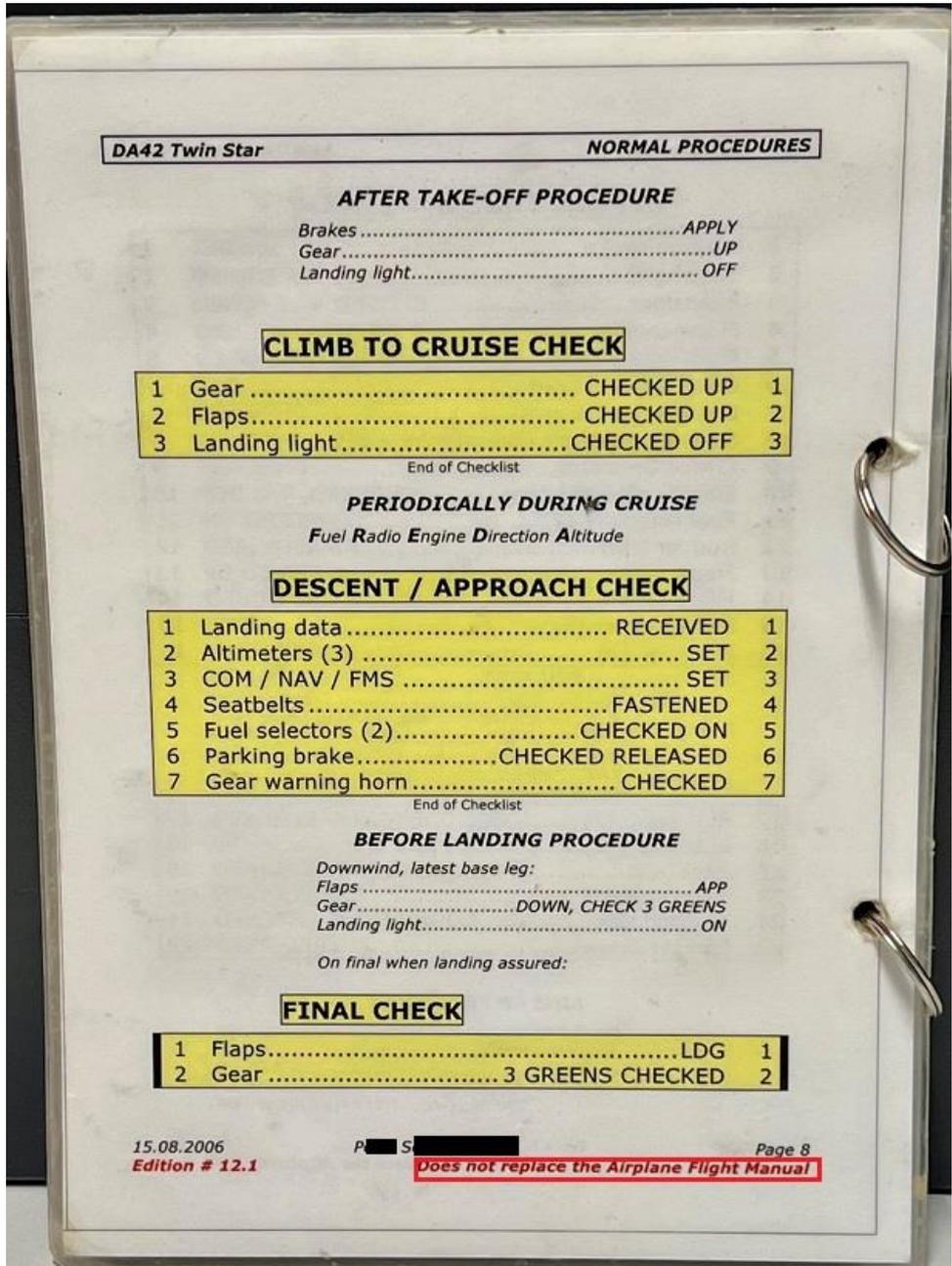
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 38 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 7



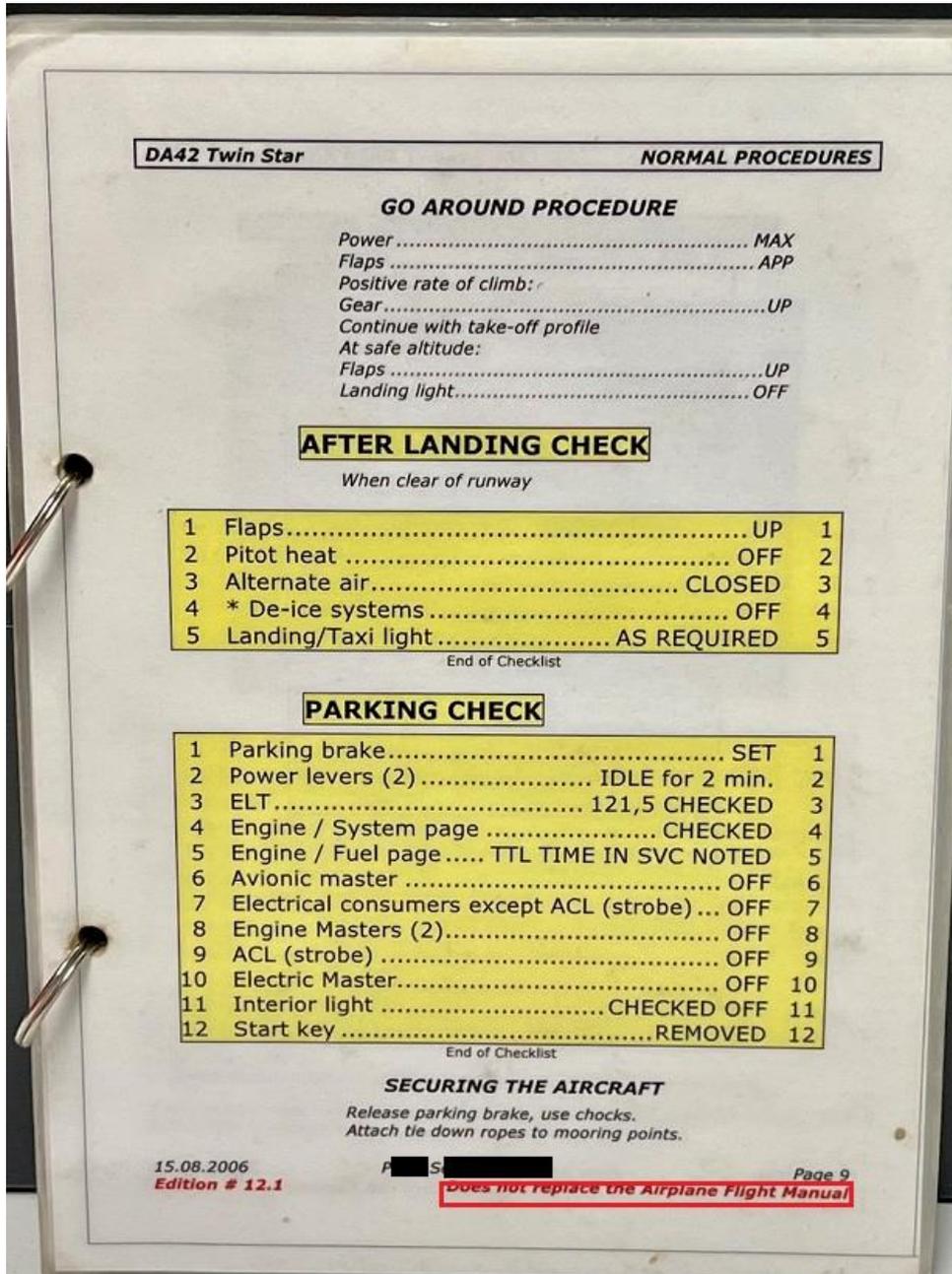
Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 39 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 8



Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 40 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 9



Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Abbildung 41 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 10

DA42 Twin Star		IMPORTANT DATA AND LIMITATIONS	
OPERATING SPEEDS KIAS for MTOM 1785			
	1400 kg	1785 kg	
Stalling speed (V_{SO}) Flaps LDG	49	57	
Stalling speed (V_S) Flaps APP	53	61	
Stalling speed (V_S) clean	56	64	
In Ice: + 4 Kt			
Best gliding angle (Flaps UP)	82		
Best angle of climb (V_X)	79		
Best rate of climb (V_Y)	79		
Best rate of climb 1-eng. (V_{YSE})	82		
Min. control speed (V_{HCA})	68		
Min. control speed for TRG (V_{SST})	82		
Min. control speed (V_{WCA}) in ice	72		
Operating speed in ice	121 - 160		
Cruising climb speed	86		
Rotation speed	72		
Max. flap speed (V_{FE}) Flaps APP	137		
Max. flap speed (V_{FE}) Flaps LDG	111		
Max. LG extension (V_{LE})	194		
Max. LG extended (V_{LE})	194		
Max. LG retraction (V_{LO})	156		
	1700 kg	1785 kg	
Min. Landing speed Flaps UP	85	86	
Min. Landing speed Flaps APP	82	82	
Min. Landing speed Flaps LDG	76	78	
Min. Go-around speed Flaps UP	82	82	
Max. cruising speed (V_{MO})	155		
Never exceed speed (V_{NE})	194		
	up to	above -	
	1542 kg	1542 kg	
Manoeuvring speed (V_A)	120	126	
MASS			
Max. TKOF mass	1785 kg		
Max ZF mass	1650 kg		
Max. LDG mass	1700 kg		
Empty mass	1295 kg		
Max. baggage in NOSE	30 kg		
Max. baggage in COCKPIT	45 kg		
Max. baggage in rear EXTENSION	18 kg		45 kg
15.08.2006 P S Page 10 Edition # 12.1 Does not replace the Airplane Flight Manual			

Quelle: Edition # 12.1 15.08.2006

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden.....	12
Tabelle 2 Eventauswertung der FADEC S/N 3462	21
Tabelle 3 Vorangegangene Fehlermeldungen der FADEC S/N 3462	30

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Diamond Aircraft DA 42	14
Abbildung 2 Datenaufzeichnung des Unfallfluges FADEC S/N 3462	23
Abbildung 3 Übersichtsaufnahme Unfallort	32
Abbildung 4 Übersichtsaufnahme Unfallstelle.....	33
Abbildung 5 Übersichtsaufnahme Endlage des Luftfahrzeuges mit Einschlagspuren	34
Abbildung 6 Luftfahrzeug in Endlage schräg unterhalb der Mittelspannungsleitung	35
Abbildung 7 Sicherstellung des Luftfahrzeuges in den Räumlichkeiten des Wartungsbetriebes.....	37
Abbildung 8 Übersichtsaufnahme des pilotenseitigen Cockpitbereiches	39
Abbildung 9 Übersichtsaufnahme Triebwerksprüfstand	40
Abbildung 10 Kabelbefestigung am rechten Kolbentriebwerk.....	41
Abbildung 11 Geöffneter Stecker/Leiterübergang am Kabelbaum des rechten Kolbentriebwerkes	41
Abbildung 12 Litzentrennung am Leiter VRAIL ACT SUPP PIN 2-P	42
Abbildung 13 Detailaufnahme Litzentrennung.....	43
Abbildung 14 Lichtoptische (LIMI) und elektronenoptische (REM) Prüfungen der Leitertrennung.....	44
Abbildung 15 Detail Kabelbaum, PIN 3 im Bereich des Steckers 48A PS-A	46
Abbildung 16 Übersicht der verfügbaren Flugplätze	52
Abbildung 17 Aircraft Flight Manual Page 3-17	72
Abbildung 18 Aircraft Flight Manual Page 3-18	73
Abbildung 19 Aircraft Flight Manual Page 3-19	74
Abbildung 20 Aircraft Flight Manual Page 3-20	75
Abbildung 21 Aircraft Flight Manual Page 3-21	76
Abbildung 22 Aircraft Flight Manual Page 3-22	77
Abbildung 23 Aircraft Flight Manual Page 3-26	78
Abbildung 24 Aircraft Flight Manual Page 3-27	79
Abbildung 25 Aircraft Flight Manual Page 3-28	80
Abbildung 26 Aircraft Flight Manual Page 3-29	81
Abbildung 27 Aircraft Flight Manual Page 3-30	82
Abbildung 28 Aircraft Flight Manual Page 3-31	83
Abbildung 29 Aircraft Flight Manual Page 3-32	84
Abbildung 30 Aircraft Flight Manual Page 3-33	85
Abbildung 31 Aircraft Flight Manual Page 3-34	86
Abbildung 32 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 1	87

Abbildung 33 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 2	88
Abbildung 34 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 3	89
Abbildung 35 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 4	90
Abbildung 36 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 5	91
Abbildung 37 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 6	92
Abbildung 38 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 7	93
Abbildung 39 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 8	94
Abbildung 40 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 9	95
Abbildung 41 Nicht genehmigte Checkliste für Diamond Aircraft DA 42 Seite 10	96

Verzeichnis der Regelwerke sowie sonstiger Unterlagen

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 151/2021.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 231/2021.

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 Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG.

Joint Aviation Authority (JAA) Joint Aviation Requirements (JAR) **JAR-23**: Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter category Aeroplanes, Amendment 1, 1st February 2001.

Verordnung (EG) Nr. 1592/2002 des europäischen Parlaments und des Rates vom 15. Juli 2002 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit (nicht mehr in Kraft seit 07.04.2012).

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses (BEA) safety study „**get-home-itis syndrome**“ 1996
<https://bea.aero/>

National Aeronautics and Space Administration (NASA) „**Get-there-itis**“ July 2002,
https://asrs.arc.nasa.gov/docs/cb/cb_275.pdf

SKYbrary „**Objectif SECURITE 13: The get-home-itis syndrome**“ März 2012,
<https://skybrary.aero/bookshelf/objectif-securite-13-get-home-itis-syndrome>

FORDEC: Facts, Options, Risks & Benefits, Decision, Execution, Check
Hörmann, H. J. (1995). FORDEC: A perspective model for aeronautical decision-making. In R. Fuller, N. Johnston & N. McDonald (Eds.), Human factors in aviation operations (pp. 17-23). Aldershot, England: Ashgate.

Abkürzungen

A/C	Aircraft
AC	Advisory Circular
ACG	Austro Control Ges.m.b.H
AFM	Aircraft Flight Manual
ALT	Altimeter
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
ALT	Altitude
AMC	Acceptable Means of Compliance
APP	Approach
ASB	Alert Service Bulletin
ASTM	American Society for Testing and Materials
AMSL	Above Mean Sea Level
ATC	Air Traffic Control
AUW	All Up Weight
AWG	American Wire Gauge
BCMT	Beginning of Civil Morning Twilight
BFU	Bundesstelle für Flugunfälle
BGBI.	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
BMfV	Bundesministerium für Verkehr
B-RNAV	Basic Area Navigation
CFK / GFK	Kohlefaser / Glasfaser
CBO	Cycles Between Overhaul
COM	Communications
CPL	Commercial Pilot Licence
CRI	Certification Review Item
CS	Certification Specifications

CS-E	Certification Specifications - Engine
CSN	Cycles Since New (manufacture)
CSO	Cycles Since Overhaul
CS-P	Certification Specifications Propeller
CU	Cumulus
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
EN 590	Europäische Norm 590 beschreibt die Eigenschaften von Dieselmotoren
Eng	Engine
FAA	Federal Aviation Administration
FADEC	Full Authority Digital Engine Control
FEW	Few (1/8-2/8)
FI	Flight Instructor
FMEA	Fehler- Möglichkeits- und Einflussanalyse
FORDEC	Sechsstufiges Schema um Entscheidungen zielgerichtet treffen zu können
Ft	Fuß
Gen	Generator
GPS	Global Positioning System
GND	Ground
GS	Ground Speed
hPa	Hectopascal
ICAO	International Civil Aviation Organisation
IFR	Instrument Flight Rules
JAA	Joint Aviation Authorities
JAR	Joint Aviation Requirement
JAR-FCL	Joint Aviation Requirement – Flight Crew Licensing
KIAS	Knots Indicated Airspeed
KT	Knots

LAPL	Light Aircraft Pilot Licence
LAT	Latitude
LFZ	Luftfahrzeug
LIMI	Lichtmikroskop
LOAA	Flugplatz Ottenschlag
LOAD	Flugplatz Völtendorf
LOAG	Flugplatz Krems Langenlois
LOAU	Flugplatz Stockerau
LOLG	Flugplatz St. Georgen im Ybbsfelde
LOLT	Flugplatz Seitenstätten
LONG	Longitude
LOPC	Loss of Power Control Analyse
LOWL	Flughafen Linz
LOXT	Militärflugplatz Tulln Langenlebarn
LTK	Luftfahrzeug/Triebwerkskombination
MÄM	Mandatory Design Change Advisory
mb	Millibar
MEP	Multi Engine Piston
METAR	Aviation Routine Weather Report (Code Form)
MIL	Military
MSL	Mean Sea Level
NCD	No Clouds Detected
NEMA	National Electrical Manufacturers Association
NIT	Night Qualification
NOSIG	No Significant change
NTSB	National Transportation Safety Board
OVC	Overcast (8/8)
P/N	Part Number
PPL	Private Pilot Licence
Q	Indicator for QNH in Hectopascal

QFE	Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)
QNH	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
RA	Rain
RCC	Rescue-Coordination-Centre
REM	Rasterelektronenmikroskop
RMK	Remark
RPM	Revolutions Per Minute
RPZ	Risikoprioritätszahl
SC	Stratocumulus
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SE	Sicherheitsempfehlung
SEP	Single Engine Piston
S/N	Serial Number
Spec	Specifications
SSR	Secondary Surveillance Radar
Stby	Standby
SUB	Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes
T	Temperatur
TAF	Aerodrome Forecast
TBO	Time Between Overhaul
TMG	Touring Motor Glider
TR	Track
TSN	Time Since New (manufacture)
TSO	Time Since Overhaul
UTC	Coordinated Universal Time
ü.d.M.	über dem Meer
VFR	Visual Flight Rules
VmCA	Mindestgeschwindigkeit im Einmotorenflug
VRB	variable

VSI	Überziehgeschwindigkeit in einer speziellen Konfiguration
VSO	Überziehgeschwindigkeit in Landekonfiguration
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – see UTC

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 711 62 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub