

Abschlussbericht

Unfall mit dem Motorflugzeug der Type Diamond DA 42M,
am 06.06.2009, um ca. 08:54 Uhr UTC, KG Lindgrub,
Gemeinde Natschbach Loipersbach, A-2620, Bezirk Neunkirchen,
Niederösterreich
GZ: 2024-0.272.427

Impressum

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

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

Wien, 2024. Stand: 22. April 2024

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/impressum/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).

Inhalt

Vorwort	3
Einleitung	6
Kurzdarstellung.....	6
1 Tatsachenermittlung	8
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	8
1.1.1 Flugvorbereitung.....	13
1.2 Personenschäden.....	13
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	13
1.4 Andere Schäden.....	13
1.5 Besatzung.....	13
1.5.1 Pilot/in.....	13
1.5.2 2. Pilot / Passagier.....	14
1.6 Luftfahrzeug.....	16
1.6.1 Borddokumente	17
1.6.2 Instandhaltung	17
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs	17
1.7 Flugwetter.....	18
1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	18
1.7.2 GAMET, GAFOR, ALPFOR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	21
1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse	23
1.7.4 Wetterberatung des Piloten / Zusammenfassung	23
1.8 Navigationshilfen	23
1.9 Flugfernmeldedienste.....	24
1.10 Flugplatz.....	24
1.10.1 Allgemein	24
1.11 Flugschreiber	24
1.11.1 GPS Geräte	24
1.11.2 Radardaten / Flugverlaufsaufzeichnungen.....	25
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	25
1.12.1 Unfallort	26
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	27
1.12.3 Cockpit und Instrumente	29
1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	30
1.13 Medizinische und pathologische Angaben.....	31
1.14 Brand.....	31
1.15 Überlebensaspekte.....	31

1.15.1 Rückhaltesysteme	31
1.15.2 Evakuierung	31
1.15.3 Verletzungsursachen	32
1.16 Weiterführende Untersuchungen	32
1.16.1 Technische Untersuchungen	32
1.16.2 Rechtliche Grundlagen der Flugerprobung und des Unfallfluges	36
2 Auswertung.....	53
2.1 Flugbetrieb.....	53
2.1.1 Flugverlauf	53
2.1.2 Besatzung.....	55
2.1.3 Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers.....	57
Flugerprobungsprogramm – Prüf- und Überstellungsflüge – Qualifizierung von Erprobungs- und Prüfpiloten	57
2.2 Luftfahrzeug.....	59
2.2.1 Beladung und Schwerpunkt.....	59
2.2.2 Instandhaltung.....	59
2.2.3 Technische Untersuchung	59
2.2.4 Überlebensaspekte	60
2.3 Flugwetter.....	60
3 Schlussfolgerungen.....	61
3.1 Befunde.....	61
3.2 Wahrscheinliche Ursachen	63
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren	63
4 Sicherheitsempfehlungen	64
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	65
Tabellenverzeichnis.....	66
Abbildungsverzeichnis.....	67
Verzeichnis der Regelwerke	68
Abkürzungen.....	71

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Herstellungsbetrieb, Österreich
Betriebsart:	Nicht-gewerblicher Luftverkehr / Allgemeine Luftfahrt
Flugzeughersteller:	Diamond Aircraft Industries GmbH Österreich
Musterbezeichnung:	DA 42M
Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Unfallort:	KG Lindgrub, Gemeinde Natschbach Loipersbach, A-2620, Niederösterreich
Koordinaten (WGS84):	47° 41' 32" N, 016° 06' 32" O
Ortshöhe über dem Meer:	ca. 1444 ft / ca. 440,05 m
Datum und Zeitpunkt:	06.06.2009, ca. 08:54 Uhr UTC

Kurzdarstellung

Am 06. Juni 2009 um ca. 08:36 Uhr UTC startete das Luftfahrzeug der Type Diamond Aircraft Industries DA 42M mit zwei Personen an Bord vom Flugplatz Wiener Neustadt Ost (LOAN) zu einem Flug nach Sichtflugregeln.

Die Flugroute verlief entlang der Autobahn A2, südlich Richtung Graz, bis zur Höhe des Autobahnknotens Seebenstein-Neunkirchen, um dann nach einer Rechtskurve in Richtung Neunkirchen zu fliegen.

Anschließend erfolgten südlich der KG Lindgrub über bewaldetem Gebiet diverse Flugmanöver in Form von Steilkurven sowohl nach links als auch nach rechts. Bei einer Steilkurve nach rechts kam es zu einer hohen Querneigung, bei der das Luftfahrzeug über die rechte Tragfläche abkippte, die Nase nach unten senkte und sich um die Längsachse zu drehen begann. Der Versuch des Ausleitens dieses Trudelns des Luftfahrzeuges misslang und das Flugzeug stürzte in bewaldetem Gebiet ab.

Die beiden Insassen erlitten bei dem Aufprall tödliche Verletzungen. Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Verkehrsbereich Zivilluftfahrt, wurde am 06. Juni 2009 um ca. 10:40 Uhr UTC von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß § 8 Unfalluntersuchungsgesetz 2005 idgF. wurde eine Untersuchung des Vorfalles eingeleitet und die Sicherstellung der Beweismittel angeordnet.

Gemäß Anhang 13 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

Herstellerstaat:	Österreich
Herstellerstaat Triebwerke:	Bundesrepublik Deutschland
Betreiberstaat:	Österreich
Halterstaat:	Österreich

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Flugverlauf und Unfallhergang sowie die während des Unfallfluges herrschenden Umwelt- und Wetter-Bedingungen wurden aufgrund von Zeugenaussagen, in Verbindung mit den Ermittlungen des Landeskriminalamtes Niederösterreich, der Untersuchungsleiter A (06.06.2009 bis 24.04.2018) und Untersuchungsleiter B (ab 04.10.2022) der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, sowie den bei der Staatsanwaltschaft Wiener Neustadt vorliegenden Beweismitteln rekonstruiert.

Es wurden zur Rekonstruktion des Flugverlaufs unter anderem die Aufzeichnungen der Triebwerksteuereinheiten (ECU) sowie die Aufzeichnungen der Luftraumüberwachung des militärischen Systems „Goldhaube“ und die Aufzeichnungen der zivilen Luftraumüberwachung herangezogen. Dieser Untersuchungsbericht stützt sich im Wesentlichen auch auf die im Nachgang des Unfallgeschehens aufgenommenen Zeugenaussagen und sichergestellten Beweise sowie auf die Erkenntnisse und Ermittlungen des Landeskriminalamts Niederösterreich.

Am 06. Juni 2009 um ca. 08:36 Uhr UTC startete das Luftfahrzeug der Type Diamond Aircraft Industries DA 42M mit zwei Personen an Bord vom Flugplatz Wiener Neustadt Ost (LOAN) zu einem Flug nach Sichtflugregeln.

Die Flugroute verlief gemäß den Radaraufzeichnungen entlang der Autobahn A2, südlich in Richtung Graz, bis zur Höhe des Autobahnknotens Seebenstein-Neunkirchen, und in weiterer Folge nach einer Rechtskurve, in Richtung Neunkirchen mit einem folgenden Steigflug auf eine Höhe von ca. 8300 ft MSL.

Südlich der späteren Unfallstelle, im Ortsgebiet der KG Lindgrub, wurde um ca. 08:51 Uhr UTC in einer Höhe von ca. 8300 ft MSL ein Flugmanöver durchgeführt, das anhand der Radaraufzeichnungen als Steilkurve nach links mit einer Querneigung von mehr als 60° rekonstruiert werden konnte.

Im Verlauf dieser Steilkurve nach links kam es zu einem Höhenverlust von ca. 400 Fuß, der aber im weiteren Verlauf der Kurve wieder ausgeglichen wurde.

Nach einem darauffolgenden kurzen Flugsegment in gerader Richtung wurde eine Steilkurve nach rechts eingeleitet, in welcher die Höhe von ca. 8400 ft MSL gehalten werden konnte. Dieses Manöver wurde um ca. 08:53 Uhr UTC mit einem Flugsegment in gerader Richtung beendet, das anschließend in das Einleiten einer weiteren Rechtskurve zu münden schien.

Beim Einleiten dieser weiteren Rechtskurve kam es zu einem Höhenverlust bis auf eine Höhe von ca. 6800 ft MSL. Im weiteren Verlauf dieser Rechtskurve kam es zu einer hohen Querneigung des Luftfahrzeuges und einem weiteren signifikanten Höhenverlust.

Zeugenaussagen, Radaraufzeichnungen und daran anschließende Auswertungen lassen an dieser Stelle auf einen Strömungsabriss und dem damit verbundenen Kontrollverlust über das Unfallluftfahrzeug schließen.

Der Strömungsabriss an der rechten Tragfläche, bei bestehendem Auftrieb an der linken Tragfläche, führte zu einem Abkippen des Luftfahrzeugs über die rechte Tragfläche.

Laut den Aufzeichnungen der Triebwerksüberwachungseinheiten (ECU) lieferten beide Motoren zu diesem Zeitpunkt fehlerfreie Leistung.

Laut Zeugenaussagen senkte sich die Luftfahrzeugnase und das Luftfahrzeug begann sich um seine Längsachse, mit der Nase nach unten, zu drehen. Dieses unkontrollierte Flugmanöver wird in der luftfahrtüblichen Terminologie als „Spin“ oder „Trudeln“ bezeichnet.

Weitere Berichte der Augenzeugen sowie die gesicherten Spuren am Baumbestand an der Unfallstelle deuten darauf hin, dass noch versucht wurde, die Rollbewegung um die Längsachse zu stoppen bzw. das Trudeln auszuleiten, das Luftfahrzeug abzufangen und wieder in einen kontrollierten Flugzustand zu bringen, was jedoch nicht mehr rechtzeitig gelang. Das Luftfahrzeug stürzte daraufhin in bewaldetem Gebiet ab. Der eingeleitete Korrekturversuch erklärt sowohl den Endsteuerkurs als auch den Kontaktwinkel mit der Waldoberfläche.

Beide Insassen des Luftfahrzeuges waren am Unfalltag berechtigt und auch ausreichend qualifiziert, das - seitens der österreichischen Luftfahrtbehörde Austro Control GmbH in Zulassung befindliche - Luftfahrzeug der Type Diamond Aircraft Industries DA 42M zu führen.

Das gegenständliche Unfallluftfahrzeug verfügte am Unfalltag noch nicht über eine reguläre Zulassung, trug ein Erprobungskennzeichen (OE-V..) und durfte nur im Umfang eines „Permit to fly“, das die österreichische Luftfahrtbehörde Austro Control GmbH dem Erzeuger des Luftfahrzeuges ausgestellt hat, im Rahmen der darin enthaltenen Bestimmungen bzw. Restriktionen betrieben werden.

Die in diesem Untersuchungsbericht als verantwortlicher 1. Pilot genannte Person verfügte über die grundsätzliche Berechtigung des Luftfahrzeugherstellers, das Luftfahrzeug in diesem Flugerprobungsprogramm mit Flugauftrag zu führen. Diese Person hatte auch Zugang zu den Unterlagen, aus denen sich die Berechtigungen und sonstigen Voraussetzungen für die Inbetriebnahme des Luftfahrzeugs ergaben.

Laut Erhebungen des Landeskriminalamts, der SUB und des Sachverständigen im Auftrag der Staatsanwaltschaft Wiener Neustadt lag für den gegenständlichen Unfallflug kein schriftlicher Flugauftrag durch den Luftfahrzeughalter vor. Auch die Mitnahme einer weiteren Person war laut Bescheid der Luftfahrtaufsichtsbehörde und der verbundenen Richtlinien des Luftfahrzeugherstellers nicht genehmigt.

Der Luftfahrzeughersteller war zum Zeitpunkt des Unfallfluges nicht in Kenntnis gesetzt, dass das Unfallflugzeug in Betrieb genommen wurde. Es lag für den gegenständlichen Unfallflug weder ein schriftlicher noch ein mündlicher Flugauftrag vor. Die Mitnahme eines Passagiers war gemäß den von der Luftaufsichtsbehörde Austro Control GmbH genehmigten Verfahrensweisungen des Luftfahrzeugherstellers nicht erlaubt.

Daraus ist zu schließen, dass der für den Unfallflug verantwortliche Pilot das Luftfahrzeug somit eigenmächtig in Betrieb genommen und den gegenständlichen Flug nicht gemäß den Auflagen des durch die Aufsichtsbehörde ausgestellten „Permit to Fly“ durchgeführt hat.

Der gegenständliche Unfallflug war nicht im zugelassenen Erprobungsflugprogramm der Austro Control GmbH vorgesehen. Es lag auch kein Flugauftrag und keine Beschreibung des Flugprogramms für diesen Flug im Sinne des Flugerprobungsprogrammes durch den Luftfahrzeughalter vor.

Laut dem genehmigten Flugerprobungsprogramm ist die Teilnahme von Passagieren an Erprobungsflügen sehr stark eingeschränkt und auf die absolut notwendige Flugbesatzung beschränkt.

Es wurde für den Flug kein Flugplan aufgegeben und vor dem Abflug keine Flugroute angezeigt. Ob der verantwortliche Pilot eine gesetzlich vorgeschriebene Information über das Flugwetter eingeholt und eine Flugplanung durchgeführt hat, konnte nicht abschließend ermittelt werden.

Sowohl im Gebiet um den Flugplatz Wiener Neustadt Ost (LOAN) als auch des Unfallorts herrschten an diesem Tag und zum Unfallzeitpunkt Sichtflug-Wetterbedingungen.

Der verantwortliche 1. Pilot saß zum Unfallzeitpunkt am rechten Pilotensitz. Er hatte dafür keine Ausbildung oder Einweisung erhalten. Am linken Pilotensitz saß zum Unfallzeitpunkt ein Passagier. Dieser Passagier war ebenfalls im Besitz einer Pilotenlizenz, die ihn grundsätzlich berechtigt hätte, ein Luftfahrzeug des gegenständlichen Typs zu führen.

Aufgrund der bestehenden Möglichkeit, das Flugzeug auch vom linken Pilotensitz aus zu steuern, konnte nicht eindeutig geklärt werden, welcher der beiden getöteten Insassen das Luftfahrzeug kurz vor und zum Unfallzeitpunkt gesteuert hat.

Abbildung 1 Unfallstelle bei Lindgrub



Quelle: Google Earth / SUB

Abbildung 2 Teilausschnitt des Flugverlaufs bis zum Bodenkontakt



Quelle: SUB

Abbildung 3 Luftfahrzeug DA 42M (Symbolbild)



Quelle: Diamond Aircraft Industries

1.1.1 Flugvorbereitung

Ein Nachweis der laut Verordnung des Bundesministeriums für Verkehr und verstaatlichte Unternehmungen vom 15. Feber 1967, Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967, BGBl. Nr. 56/1967, in der am Unfalltag gültigen Fassung, notwendigen Flugvorbereitung konnte für den Unfallflug am 06. Juni 2009 nicht gefunden werden. Aufzeichnungen über die Wetterlage konnten weder durch einen nachvollziehbaren elektronischen Abruf bei der behördlichen Wetterstelle noch am Ort des Abflugs oder am Unfallort nachgewiesen werden. Auch bei der österreichischen Flugsicherung wurde kein Flugplan für den gegenständlichen Unfallflug aufgegeben. Dies war für den gegenständlichen Flug auch nicht verpflichtend.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	2		
Schwere			
Leichte			
Keine			

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

1.4 Andere Schäden

Forstschaden an mehreren Bäumen und verunreinigtes bzw. kontaminiertes Erdreich.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot/in

Alter: 41 Jahre, männlich
Art des Zivilluftfahrerscheines: A-XXX-JAR

Berechtigungen:	Flächenflug
Muster/Typenberechtigung:	SEP (land), MEP (land)
Instrumentenflugberechtigung:	Keine
Lehrberechtigung:	Keine
Sonstige Berechtigungen:	ATPL(A) -Theorie
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks):	18.10.2008
Language Proficiency:	Deutsch, Level 6, unlimitierte Gültigkeit Englisch, Level 4, gültig bis 25.02.2012
Medical check:	Medical Class 2, ausgestellt am 06.06.2008, am Unfalltag gültig
Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug):	225,66 Stunden
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	78,84 Stunden

1.5.2 2. Pilot / Passagier

Alter:	21 Jahre, männlich
Art des Zivilluftfahrerscheines:	A-XXX-JAR
Berechtigungen:	Flächenflug
Muster/Typenberechtigung:	SEP (land), MEP (land)
Instrumentenflugberechtigung:	SEP (land), MEP (land), am Unfalltag gültig
Lehrberechtigung:	Keine
Sonstige Berechtigungen:	ATPL(A) -Theorie
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig
Überprüfungen (Checks):	08.05.2009
Language Proficiency:	Deutsch, Level 6, unlimitierte Gültigkeit Englisch, Level 4, gültig bis 25.02.2012
Medical check:	Medical Class 1, ausgestellt am 27.04.2009, am Unfalltag gültig

Gesamtflugerfahrung

(inkl. Unfallflug): 191:18 Stunden

Flugerfahrung auf der Unfalltype: 13,52 Stunden

Mitteilung vom 2. Pilot / Passagier zum Unfallflug in sozialen Medien:

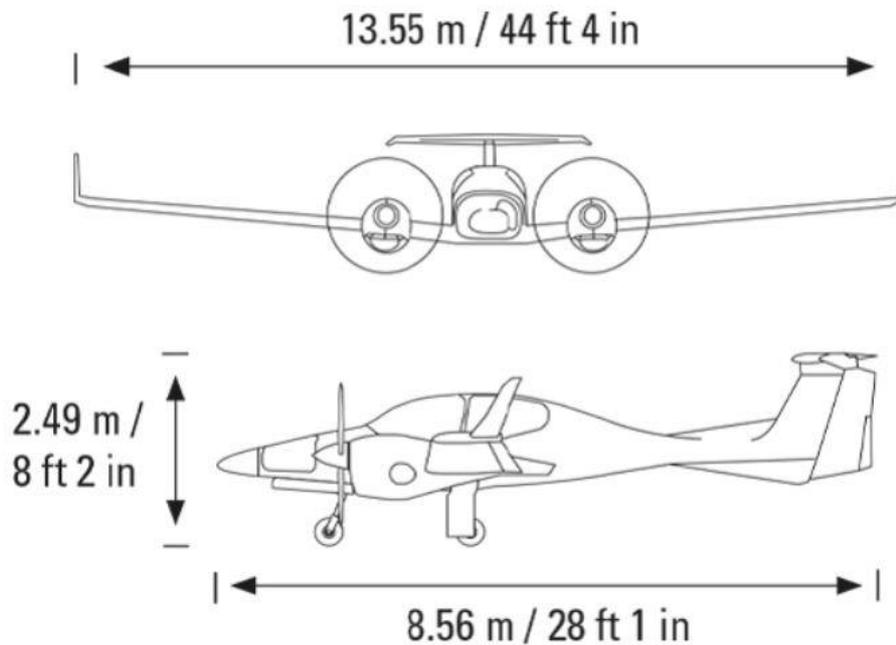
Der 2. Pilot / Passagier, der am linken vorderen Sitz im Luftfahrzeug saß, war zum Unfallzeitpunkt seit kurzem Angestellter der Diamond Aircraft Industries oder einer Konzerngesellschaft der Diamond Aircraft Industries.

Er hat am 05. Juni 2009, also am Vortag des Unfalls, um ca. 21:31 Uhr MESZ eine Mitteilung in sein Profil eines sozialen Mediums gestellt, in der er den Flug für den nächsten Tag (06. Juni 2009) folgendermaßen ankündigte:

„Name 2. Pilot / Passagier „wird den mercedesdiesel getriebenen fliegenden joghurtbechern morgen wieder ein bissl die hölle heiß machen 😊 aka da42mpp testen 😊““

1.6 Luftfahrzeug

Abbildung 4 Diamond Aircraft DA 42



Quelle: diamondaircraft.com

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

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Diamond Aircraft Industries
Herstellerbezeichnung:	DA 42M
Baujahr:	2008
Luftfahrzeughalter:	Herstellungsbetrieb, Österreich
Gesamtbetriebsstunden:	ca. 9,33
Landungen:	ca. 10

Triebwerke:	4-Zylinder-Viertakt-Dieselmotor mit Common-Rail-Hochdruck-Direkteinspritzung, Turbolader, Getriebe, Propellerregler und FADEC
Hersteller:	Thielert Aircraft Engines GmbH, BRD
Herstellerbezeichnung:	TAE 125-02-99
Propeller:	3-Blatt-Verstellpropeller mit hydraulisch betätigtem Blattverstellmechanismus
Hersteller:	MT-Propeller Entwicklung GmbH, BRD
Herstellerbezeichnung:	MTV6-A-C-F/CF187-129

Der Luftfahrzeughersteller/-betreiber hat das Luftfahrzeug zum Unfallzeitpunkt im Flugerprobungsstadium mit einem „Permit to Fly“ betrieben.

1.6.1 Borddokumente

Eintragungsschein:	Bescheid zur Verwendung des Eintragungszeichens OE-V., Austro Control GmbH, 17. April 2009
Permit to fly:	ausgestellt am 11.09.2008 von Austro Control GmbH OE-V. / SN Nr. 42.M0..
Versicherung:	ausgestellt am 29.09.2008, am Unfalltag gültig

1.6.2 Instandhaltung

Die vorgeschriebenen Wartungen waren ordnungsgemäß durchgeführt und dokumentiert.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs

Es konnte nicht festgestellt werden, ob für den gegenständlichen Unfallflug eine Masse- und Schwerpunktberechnung im Sinne der Flugvorbereitung durchgeführt wurde. Jedenfalls konnte in den vorliegenden Unterlagen weder am Abflugort noch am Unfallort eine Berechnung über Masse und Schwerpunkt aufgefunden bzw. sichergestellt werden.

Zieht man das von der Aufsichtsbehörde genehmigte Luftfahrthandbuch als Grundlage heran und rekonstruiert den Beladezustand für den gegenständlichen Unfallflug, ergibt sich eine Beladungssituation innerhalb der vom Luftfahrzeughersteller zugelassenen Betriebsgrenzen.

Die Berechnungen weisen darauf hin, dass sich die Lage des Schwerpunkts für den Startverlauf, den Flug und die beabsichtigte Landung innerhalb der zulässigen Betriebsgrenzen des Luftfahrzeuges befunden hat.

1.7 Flugwetter

1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Zum Zeitpunkt des Abflugs vom Flughafen Wiener Neustadt Ost herrschten, wie in Auszug 1 der Flugwettermeldung dargestellt, Sichtflugwetterbedingungen. Mit Fortdauer des Tages konnte von einer Verbesserung der Bodensicht auf bis zu 20 Kilometer und aufgelockerter Schichtbewölkung in 3000 ft ausgegangen werden.

Führt man die Textteile aus der Wetter Beschreibung METAR mit den allgemeinen Vorhersagen zur Flugwetterübersicht (GAFOR) sowie der Vorhersage für den Alpenraum (ALPFOR) zu einem Gesamtwetterkontext zusammen, so ergibt sich für den gegenständlichen lokalen Flug eine für einen Sichtflug gut geeignete Großwetterlage mit angekündigten leichten Turbulenzen.

Auszug 1: Flugwetter Wiener Neustadt

„METAR – LOAN – 6.6.2009

SAOS41 LOWM 060900
METAR LOAN 060900Z 00000KT 20KM FEW030SC BKN100AC BKNCI BKN=

SAOS41 LOWM 060800
METAR LOAN 060800Z 00000KT 10KM FEW030SC BKN100AC BKNCI BKN=

SAOS41 LOWM 060700
METAR LOAN 060700Z 03005KT 8000 FEW030SC BKN100AC BKNCI BKN=

TAF – LOAN – 6.6.2009

FCOS31 LOWM 060500 AAB
TAF AMD LOAN 061103Z 0611/0618 18012KT 9999 FEW015 BKN100
BECMG 0611/0612 FEW040 SCT100
TEMPO 0611/0618 20020G30KT=

FAOS41 – 6.6.2009

FAOS41 LOWW 060700 AAA
LOVV GAMET VALID 060800/061400 LOWW-
LOVV WIEN FIR / DANUBE AREA BLW FL200
SECN I
SFC WSPD: 09/14 S-SW MAX 30-35 KT E PART
SFC VIS: 08/10 1000-5000 DZ WALDVIERTEL,
12/14 3000-5000 M TSRA W HALF
SIGWX: 12/14 LOC TS W HALF
MT OBSC: 08/10 PARTLY ABV 025-030 HFT AMSL WADVIERTEL
SIG CLD: 08/10 BKN ABV 025-030 HFT AMSL WALDVIERTEL,
12/14 LOC CB TOP FL380 W HALF
ICE: NIL
TURB: 08/14 LOC MOD BLW 140 HFT AMSL ENTIRE AREA
MTW: NIL
SIGMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: NIL
AIRMET APPLICABLE AT TIME OF ISSUE: 2
FOR SECN II REFER TO ALPFOR AUSTRIA AND UPPER
WIND/TEMPERATURE CHARTS=

WAOS41 – 6.6.2009

WAOS41 LOWW 060720
LOVV AIRMET 3 VALID 060730/061030 LOWW-
LOVV WIEN FIR LOC MOD ICE FCST FAR W AND SW PART FL100/200,
EXTENDING NE, NC.
OCNL MOD TURB FCST ENTIRE FIR BLW FL140, STNR, NC.=

WSOS31 – 6.6.2009

WSOS31 LOWW 060830
LOVV SIGMET 3 VALID 060830/061000 LOWW-
LOVV WIEN FIR ISOL EMBD TS OBS AND FCST S PART TOP FL380, STNR, NC.=

WSOS31 LOWW 060730
LOVV SIGMET 2 VALID 060730/060830 LOWW-
LOVV WIEN FIR ISOL EMBD TS OBS AND FCST S PART W OF LOWK TOP FL380,
EXTENDING NE, NC.=

FXOS41 – 6.6.2009

FXOS41 LOWW 060400

FLUGWETTERUEBERSICHT OESTERREICH,

gueltig fuer den Donaauraum und die Regionen noerdlich der Donau sowie Alpenvorland und Alpenostrand.

Herausgegeben am Samstag, 6.6.2009 um 06:00 Uhr,
Vorhersage bis morgen frueh.

.

WETTERLAGE:

Nach dem morgendlichen Abzug einer ueber dem Norden und Osten von Oesterreich liegenden Warmfront nach Tschechien auflebende foehnige Suedweststroemung. Bis Mittag erfasst eine ueber der Schweiz liegende Kaltfront den Westen und Nordwesten des Bundesgebietes. Praefrontal stroemt labil geschichtete Warmluft in den Ostalpenraum.

In Suedoesterreich anhaltener Stau, die Osthaelfte Oesterreichs bleibt bis zum Abend foehnbeguenstigt.

In der Nacht quert die Kaltfront unter Abschwaechung auch die Osthaelfte.

.

WETTERABLAUF:

Nach Durchzug einiger Regenschauer vom Sueden ab dem mittleren Vormittag trocken. Inneralpin und in Taelern Restfeuchte in Form von Dunst oder Nebelschwaden. Tagsueber meist nur mittelhohe und hohe Bewoelkung. Im westlichen Oberoesterreich am Nachmittag zunehmend gewittrig. Lebhafter Suedfoehn. In der Nacht im aeussersten Westen absinkende Basen und einsetzender Regen.

.

WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE

fuer heute 14:00 Uhr:

5000 FT AMSL 190-230/15-25 KT 12 Grad C.

10000 FT AMSL 230/30-35 KT 03 Grad C.

Nullgradgrenze: FL110-FL120, in der Nacht auf FL080-FL090 absinkend.

.

ZUSATZHINWEISE IFR:

Maessige Foehnturbulenz bis FL140. CB Tops FL380.

.

ZUSATZHINWEISE VFR:

Am Morgen lokale Sichtbehinderungen durch Dunst oder Nebelschwaden, Sichten 1-3KM. Tagsueber Sichten zwischen 15 und 20KM.

.

ZUSATZHINWEISE THERMIK/WELLEN:

Windzerrissen, Abschattungen. In der labilen Warmluft wird die Wellenbildung unterdrueckt.

.

ZUSATZHINWEISE BALLONFAHRTEN:

Am Morgen lokale Sichtbehinderungen durch Dunst. Beginnender Suedfoehn, der im Laufe des Tages zunimmt. Spitzen bereits in der Frueh rasch um 10-15KT.

.

Detaillierte Vorhersagen ueber Hoehenwind, Hoehentemperaturen und QNH entnehmen sie bitte unseren grafischen Vorhersagekarten.

Dieser Bericht wird nicht amendierte.

Die naechste planmaessige Aktualisierung erfolgt am Samstag, 6.6.2009 gegen 14:00 Uhr."

Quelle: Austro Control

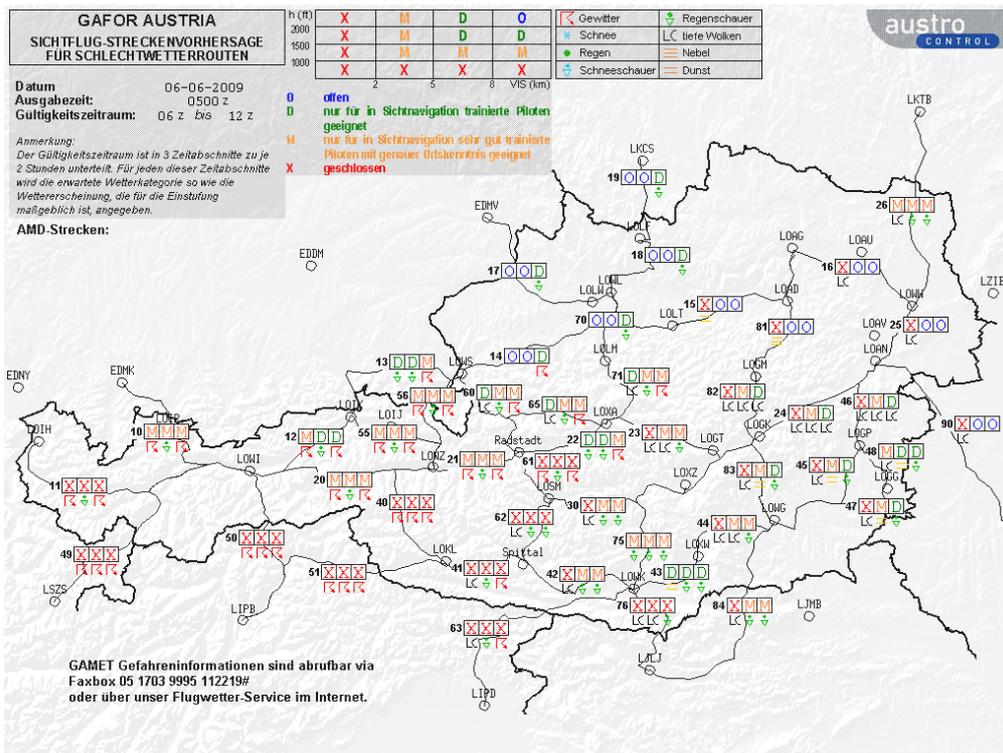
1.7.2 GAMET, GAFOR, ALPFOR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Das Wettervorhersageprodukt GAMET der Austro Control GmbH liefert sowohl Wetterinformationen für die allgemeine Luftfahrt als auch für Sichtflüge innerhalb der jeweiligen Bezugshöhen.

Die Prognose wird sowohl mit Hilfe von Texten als auch grafischen Darstellungen in Form einer Vorhersagekarte (Abbildungen 5, 6, 7 und 8) übermittelt.

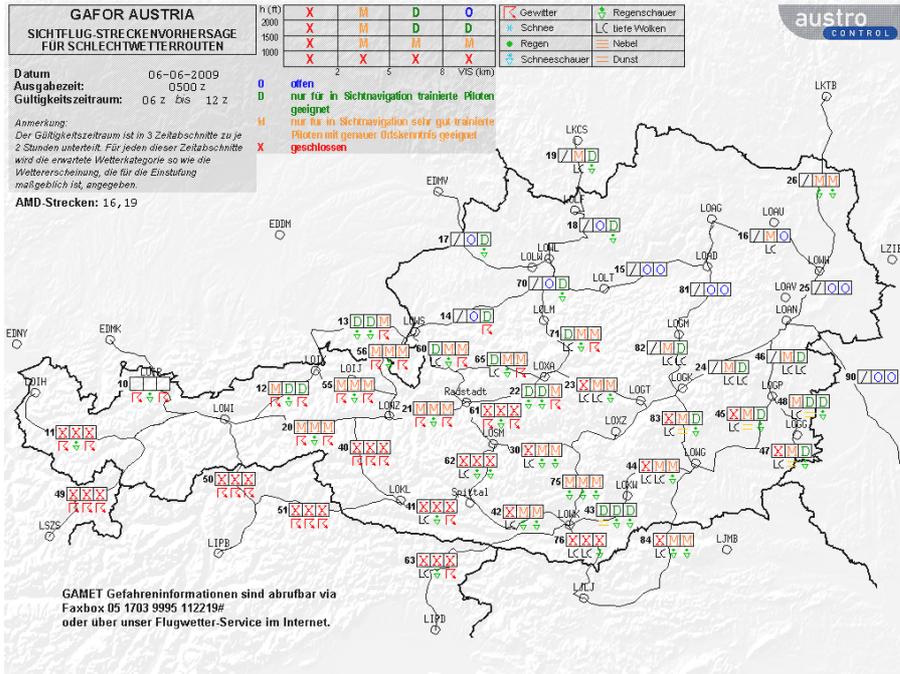
Eine weitere Vorhersagekarte für den Alpenraum ist ALPFOR, auf der Beeinträchtigungen für den Sichtflug im Alpenraum grafisch auf einer Karte als auch mit Texten vorhergesagt werden.

Abbildung 5 GAFOR Vorfallszeitraum / Zeitabschnitt 1



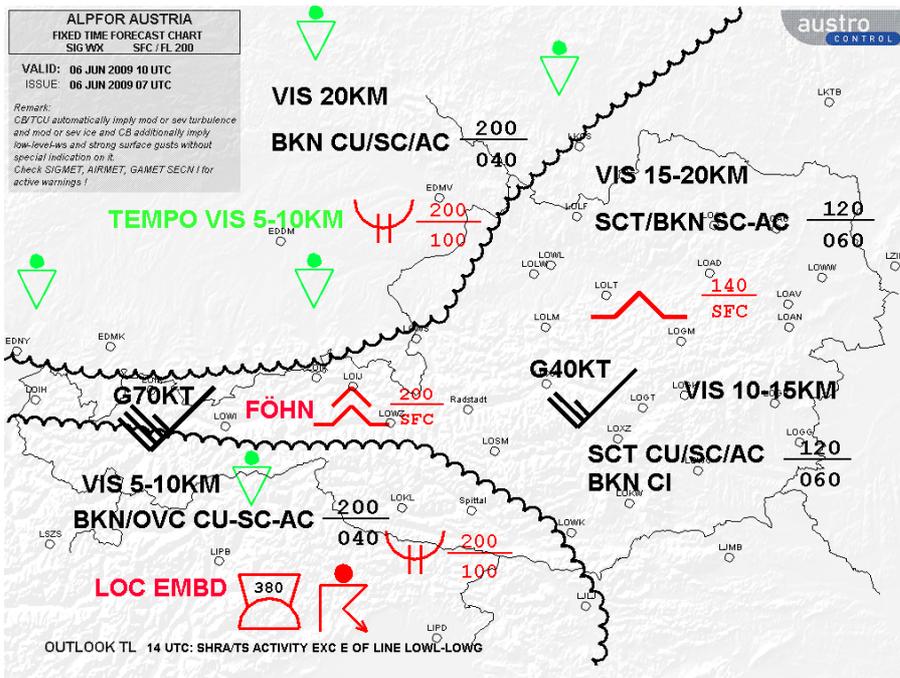
Quelle: Austro Control

Abbildung 6 Gafor Vorfallszeitraum / Zeitabschnitt 2



Quelle: Austro Control

Abbildung 7 ALPFOR Vorfallszeitraum



Quelle: Austro Control

Abbildung 8 Kategorisierung GAFOR (Austro Control, 2009)

O	Sichtweite ≥ 8 km	und	Wolkenbasis ≥ 2000 ft
D	Sichtweite ≥ 5 km 8 km > Sichtweite ≥ 5 km	und und	2000 ft > Wolkenbasis ≥ 1500 ft Wolkenbasis ≥ 1500 ft
M	Sichtweite ≥ 2 km 5 km > Sichtweite ≥ 2 km	und und	1500 ft > Wolkenbasis ≥ 1000 ft Wolkenbasis ≥ 1000 ft
X	Sichtweite < 2 km	oder	Wolkenbasis < 1000 ft
/	Vorhersage nicht möglich oder Zeitabschnitt bereits abgelaufen Beginn des Zeitabschnittes nach ECET		

- O** offen
- D** nur für in Sichtnavigation trainierte Piloten geeignet
- M** nur für in Sichtnavigation sehr gut trainierte Piloten mit genauer Ortskenntnis geeignet
- X** geschlossen

Quelle: Austro Control

1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse

Zum Zeitpunkt des Unfalls herrschten Tageslichtverhältnisse.

Sonnenstand: Zenith: 36,51°, Azimuth: 95,83°

1.7.4 Wetterberatung des Piloten / Zusammenfassung

Es ist nicht nachweisbar, dass der Pilot eine Wetterberatung für den Unfallflug eingeholt hat. Das vorherrschende Wetter und die Sichtverhältnisse waren gut und können beim gegenständlichen Unfallflug als unfallkausaler Einflussfaktor ausgeschlossen werden.

1.8 Navigationshilfen

Der gegenständliche Unfallflug wurde unter Sichtflug-Wetterbedingungen durchgeführt. Das Luftfahrzeug war mit einem Garmin G1000 integrierten Avioniksystem (Glascockpit) ausgestattet. Zu diesem System gehören zwei multifunktionale Bildschirme, die sowohl eine Kommunikation zwischen Luftfahrzeug- und Navigationssystemen (GPS) ermöglichen, als auch über ein bewegliches Kartensystem (Moving Map) verfügen.

Die in diesem System prinzipiell möglichen Flugweg- und weiteren Aufzeichnungen wurden nicht durchgeführt. Somit konnten aus dieser Quelle keine Information über den gegenständlichen Unfallflug gewonnen und keinerlei Navigationsdaten oder Positionsaufzeichnungen des Luftfahrzeugs sichergestellt werden.

1.9 Flugfernmeldedienste

Auf den in Betracht kommenden Frequenzen fand Funkverkehr statt. Es konnte jedoch auf keiner dieser Frequenzen eine Notmeldung des Piloten wahrgenommen werden.

1.10 Flugplatz

1.10.1 Allgemein

Das Luftfahrzeug startete vom Flugplatz Wiener Neustadt Ost (LOAN).

Der Flugplatz verfügte am Tag des Vorfalles über die notwendige Zulassung für die rechtskonforme Verwendung unter Sichtflug-Wetterbedingungen.

Etwaige für den Unfall relevante Verbindungen zum Flugplatz konnten nicht festgestellt werden. Der Flugplatz ist für die Verwendung mit Luftfahrzeugen der Type DA 42 zugelassen.

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

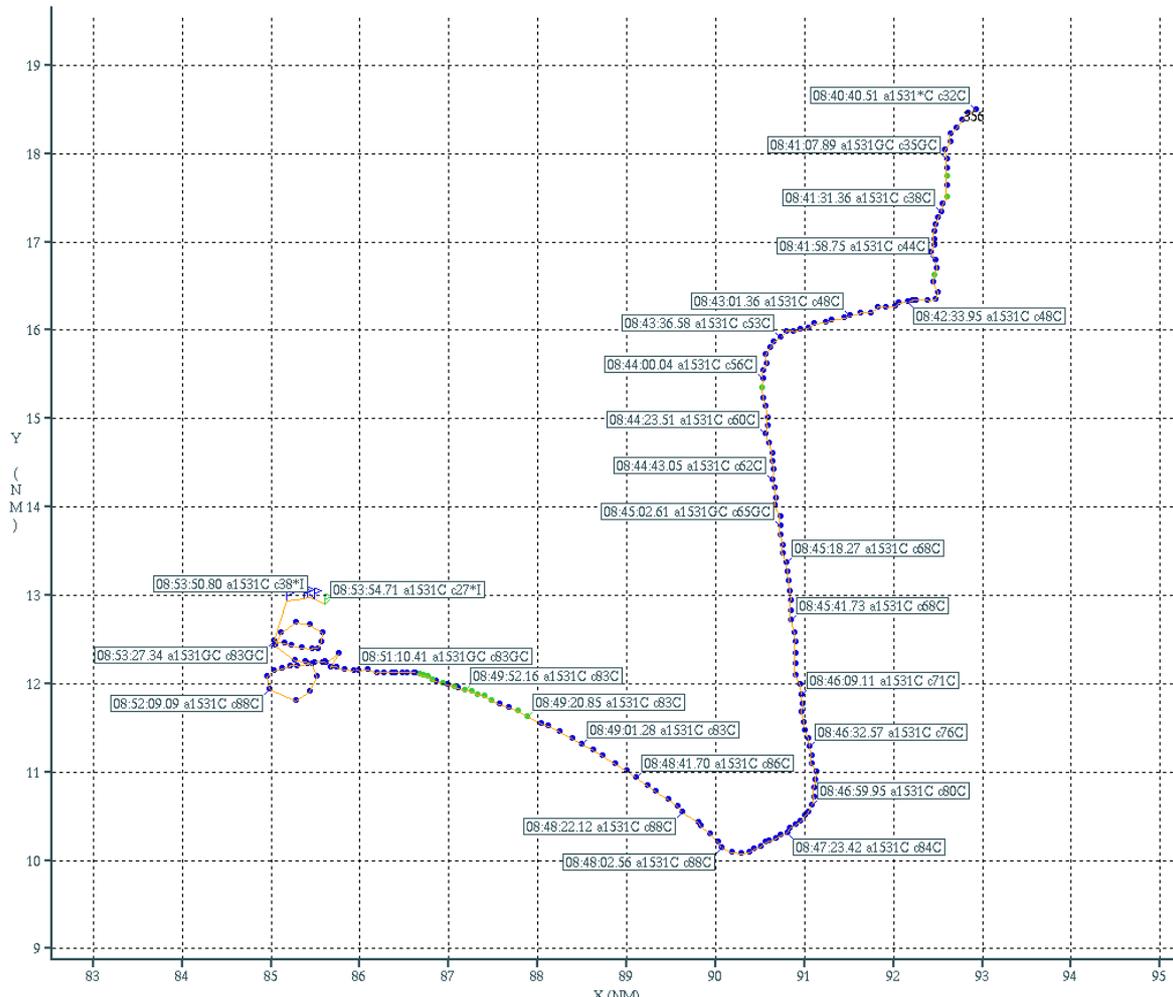
Der vorgeschriebene Notsender (ELT) war im Luftfahrzeug installiert. Die Auslösung konnte nicht abschließend geklärt werden.

1.11.1 GPS Geräte

Im Luftfahrzeug war ein EFIS System bzw. Garmin G1000 System mit integriertem GPS System verbaut.

1.11.2 Radardaten / Flugverlaufsaufzeichnungen

Abbildung 9 Flugwegaufzeichnung Radar System Goldhaube Österreich



Quelle: System Goldhaube

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

Die Anflugrichtung zur Unfallstelle wurde aufgrund der Schneise, die das Luftfahrzeug während seines Kontakts mit dem Baumbewuchs geschlagen hatte, rekonstruiert. Die Hangneigung im Unfallbereich betrug ca. 15°. Die Bäume am Unfallort- hauptsächlich Föhren, teilweise auch Fichten- waren bis zu 25 Meter hoch. Der Anflug bis zum initialen Kontakt mit diesen Bäumen fand in nordwestlicher Richtung mit einem Steuerkurs von ca. 325° und in Form eines steilen Sinkflugs statt.

Das Eindringen des Luftfahrzeuges in die Bewaldung erfolgte von oben mit einem Eintrittswinkel von ca. 65° und einer Rollbewegung um die Längsachse des Luftfahrzeugs. Dabei hat das Luftfahrzeug die Stämme mehrerer Bäume in ihrem oberen Drittel abgeschlagen und deutliche Eintrittspuren an der Bewaldung hinterlassen.

Der Sitzgurt am vorderen linken Sitz war ordnungsgemäß angelegt.

Aufgrund der vorliegenden Dokumentation der Unfallstelle und des Verletzungsbildes konnte nicht abschließend festgestellt werden, ob der Pilot am rechten vorderen Sitz angeschnallt war, oder nicht.

Unter Zuhilfenahme der angefertigten Dokumentation über die Beweisaufnahme konnte festgestellt werden, dass der

Pilot	(männlicher Erwachsener)	rechts vorne, und der
2. Pilot / Passagier	(männlicher Erwachsener)	links vorne

saß.

Am Unfallort wurden beide FADEC Steuergeräte mit den jeweiligen Seriennummern

- FADEC 1 (LH) 4063
- FADEC 2 (RH) 4239

sichergestellt.

1.12.1 Unfallort

Die Unfallstelle befand sich im Gemeindegebiet von Lindgrub, Gemeinde Natschbach Loipersbach.

Die Unfallstelle weist die Koordinaten 47° 41' 32'' N, 016° 06' 32'' O auf.

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Aufgrund des steilen Eintrittswinkels des Flugzeuges in die Bewaldung (siehe Abbildung 10, Skizze, Bäume A-D) und in weiterer Folge bis hin zum Kontaktpunkt mit dem Erdreich ist der Unfallraum auf eine Fläche im Ausmaß von ca. 20 mal 30 m begrenzt.

An der Aufschlagstelle schlugen das rechte Triebwerk und dessen Propeller einen ca. 45 Zentimeter breiten und 40 Zentimeter tiefen Krater. 1,2 m nordöstlich entfernt davon konnte die Propellernabe des rechten Propellers sichergestellt werden. Zwei Propellerblätter waren an deren Wurzel gebrochen, das dritte Blatt war noch zur Hälfte vorhanden. Vier Meter nordwestlich dieser Aufschlagstelle (siehe Skizze) fanden sich an der Rinde eines Baumes bis zu einer Höhe von knapp drei Metern deutliche Spuren eines massiven Kontakts mit dem Luftfahrzeug bzw. Teilen davon, die darauf hindeuten, dass sich das Luftfahrzeug in diesem Bereich überschlagen hat und in zahlreiche Teile zerbrochen ist. Das Hauptwrack kam nordwestlich dieses Baumes zum Liegen.

Weitere massive Beschädigungen an seiner Rinde wies ein ca. 2,65 m hangaufwärts stehender Baum auf. Diese Spuren waren in einer Höhe von ca. 2,8 m sowie ca. 4 bis 4,2 m zu erkennen.

Ca. drei Meter den Hang abwärts fanden sich der linke Motor sowie eine ECU.

Weitere sieben Meter hangabwärts fanden sich Teile des linken Hauptfahrwerks sowie rot lackierte Kunststoffteile. Das rechte Hauptfahrwerk war etwa elf Meter entfernt, rechts eines Waldweges, zu liegen gekommen. Rund 1,5 m westlich davon konnten ein Wasserkühler sowie ein vier Meter langer weißer Teil der Tragfläche aufgefunden werden.

Ein weiß rot lackierter und ca. 80 cm großer Teil eines Winglets wurde zwölf Meter hangabwärts, links des Waldweges, gefunden. Elemente der Triebwerksverkleidung befanden sich zwei Meter entfernt davon, halbkreisförmig angeordnet.

Ca. 23 m den Hang abwärts vom Wrack, lag das abgerissene Bugrad des Luftfahrzeuges.

Teile der rechten Motorenverkleidung wurden ca. fünf Meter hangabwärts gefunden; in diesem Bereich befand sich ebenso ein stark deformierter, silberfarbiger Aluminiumtank.

Ca. neun Meter westlich der Endlagestelle fanden sich mehrere Triebwerksverkleidungselemente, weiters ein silberfarbiger, aufgebogener Blechteil sowie ein Elektronikbauteil in einem großen, goldfarbenen Blechkasten.

Unmittelbar in diesem Bereich befand sich auch ein rot lackierter und mit einem Zylinderschloss versehener Tankverschluss.

Weitere sechs Meter entfernt, fand sich ein gebogenes Aluminiumblech, das einem Kühlblech vom Triebwerk zuzurechnen ist. Andere Tragflächenteile und Flügeltanks, teilweise stark deformiert, befanden sich ca. weitere sechs Meter nordwestlich.

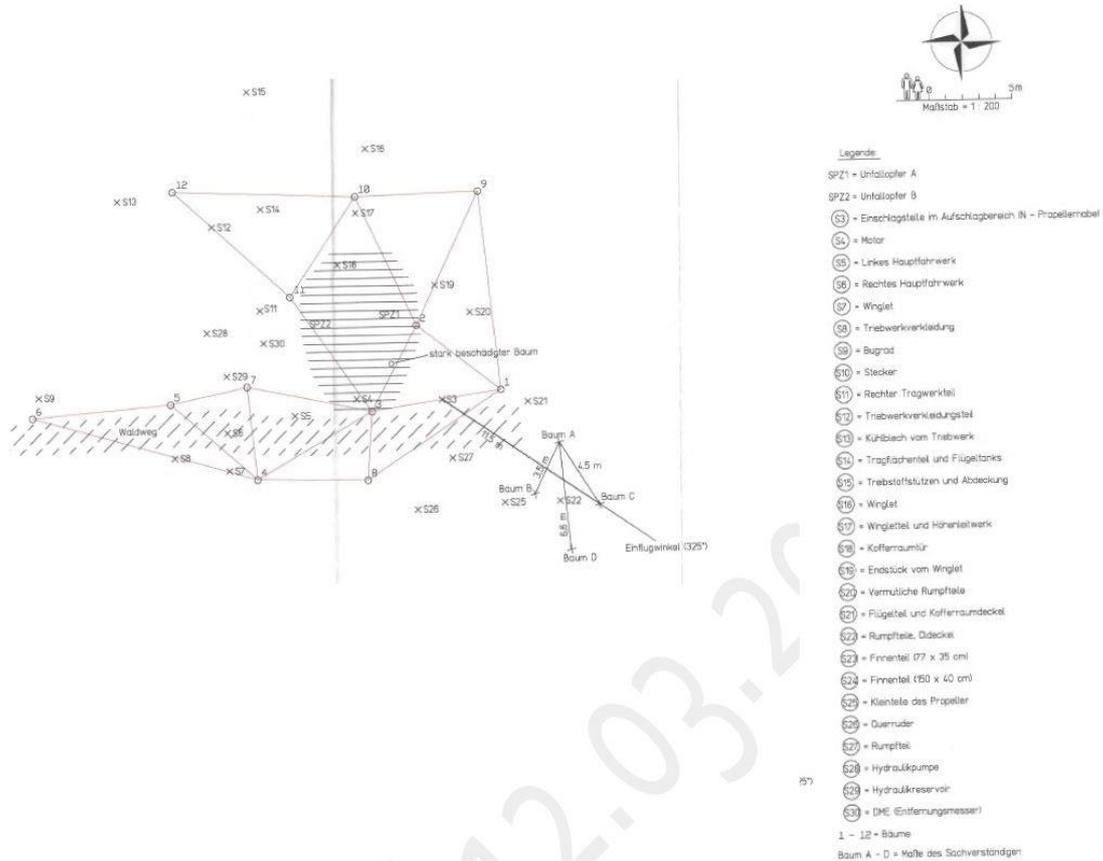
Zwischen 10 bis 15 m vom Wrack entfernt lagen Teile der weiß-rot lackierten linken Tragfläche sowie ein schwarzer Treibstoffstutzen mit Drehverschluss und Abdeckungsteil.

Im Bereich von zwei bis acht Metern vom Hauptwrack hangaufwärts befanden sich Teile mit der Aufschrift „Sensors“ und verdichtete Rumpf- und Flügelteile. Rund zwölf Meter entlang der Einflugschneise lagen die vom Luftfahrzeug während des Absturzes abgeschlagenen Baumteile von Föhren mit einem Durchmesser von bis zu ca. 20 cm an deren stärkster Stelle gemessen.

Verdichtete Wrackteile fanden sich im Nahbereich der Endlage-Stelle; diese waren insbesondere Finnenteile, Kleinteile des Propellers, das Querruder, Teile der Hydraulikpumpe und des Hydraulikreservoirs sowie eine DME-Einheit.

Die linke Propellernabe befand sich unter dem Wrack ebenerdig in den Boden eingeschlagen; alle drei Propellerblätter waren an deren Wurzel abgerissen, die einzelnen Propellerblätter wurden im Bereich der Streuteile gefunden.

Abbildung 10 Absturzstelle Luftfahrzeug Skizze



Quelle: LPK Niederösterreich

1.12.3 Cockpit und Instrumente

Das gegenständliche Luftfahrzeug war mit einem Electronic Flight Information System EFIS bzw. mit einem Garmin G1000 System mit integriertem Autopilot GFC700 und Flight Director ausgerüstet.

Das G1000 System bietet Anzeige- und Steuerschnittstellen für die Kommunikation, Navigation, Überwachung, automatisches Flugsteuerungssystem (AFCS), primäre Fluginstrumentierung, Motoranzeigen und Meldesysteme auf zwei Flüssigkristall-Anzeigeeinheiten und einem Audio- bzw. Kommunikationspanel.

Die beiden Anzeigeeinheiten bestanden aus einem Primary Flight Display (PFD) auf der linken (Pilotenseite) und dem Multifunktionsdisplay (MFD) auf der rechten Seite.

Das Audio- bzw. Kommunikationspanel befindet sich mittig zwischen den beiden Flüssigkristalldisplays. Das G1000 System kann mehrere Flug- und Triebwerksparameter auf einem Datenspeicher bzw. auf einer Speicherkarte aufzeichnen bzw. abspeichern.

Die in diesem System prinzipiell möglichen Flugweg- sowie weiteren Aufzeichnungen wurden nicht durchgeführt. Somit konnten aus dieser Quelle keine Information über den gegenständlichen Unfallflug gewonnen und keinerlei Navigationsdaten oder Positionsaufzeichnungen des Luftfahrzeugs sichergestellt werden.

Das Cockpit samt seiner Ausrüstung bzw. Avionik sowie das gesamte Unfallwrack wiesen aufgrund des Aufpralls einen hohen Zerstörungsgrad auf.

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Im Laufe der Untersuchungen konnten, soweit dies die Zerstörungen zuließen, keine Funktionsstörungen des verunfallten Luftfahrzeugs und seiner Ausrüstung oder ein Versagen von Ausrüstungsteilen des Luftfahrzeuges DA 42MPP festgestellt werden.

Die Auswertungen der beiden Triebwerkssteuereinheiten (FADEC – Full Authority Digital Engine Control) zeigten keine Auffälligkeiten, die Rückschlüsse auf ein allfälliges Fehlverhalten der Triebwerksteuereinheiten oder der Triebwerke des Unfallluftfahrzeuges DA 42, oder einen Ausfall bzw. eine Fehlbedienung, zulassen würden.

Das Unfallluftfahrzeug DA 42 wurde von zwei Kolbentriebwerken der Type TAE 125-01 des Erzeugers Thielert Aircraft Engines GmbH angetrieben, welche über die Triebwerks-Steuereinheiten (FADECs)

- FADEC 1 (LH) 4063
- FADEC 2 (RH) 4239

gesteuert wurden.

Beide FADEC Einheiten wurden unabhängig von der jeweils anderen FADEC-Einheit untersucht und ausgewertet. Dies geschah beim Hersteller der Triebwerke und der FADEC-Steuereinheiten, Thielert Aircraft Engines GmbH, unter Aufsicht von Mitarbeitern der deutschen Sicherheitsuntersuchungsstelle (BFU) und der österreichischen Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Bei der standardmäßig durchgeführten Obduktion der beiden verunfallten Personen konnten gemäß dem Obduktionsergebnis keinerlei Hinweise auf vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung zum Unfallzeitpunkt festgestellt werden.

Bei beiden am Flugunfall beteiligten Personen trat der Tod unmittelbar nach dem Aufprall des Luftfahrzeuges ein.

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Rückhaltesysteme

Die im gegenständlichen Luftfahrzeug verwendeten Rückhaltesysteme waren ordnungsgemäß zugelassen.

Der im Unfallverlauf getötete 2. Pilot / Passagier am linken Vordersitz wurde laut vorliegender Dokumentation angeschnallt und durch den Dreipunktgurt gesichert aufgefunden.

Ob der Pilot am rechten vorderen Sitz angeschnallt war, konnte aufgrund der vorliegenden Dokumentation der Unfallstelle und des Verletzungsbildes nicht abschließend festgestellt werden.

1.15.2 Evakuierung

Kurz nach dem Eintreffen einer Polizeistreife und des Notarzthubschraubers konnte vom Notarzt nur mehr der Tod der beiden Insassen aufgrund der Art und Schwere der Verletzungen festgestellt werden. Die beiden verunfallten Insassen wurden geborgen und eine Obduktion wurde angeordnet.

1.15.3 Verletzungsursachen

Am Piloten sowie am 2.Piloten/Passagier wurden Obduktionen durchgeführt. Gemäß dem Obduktionsergebnis liegen keinerlei Hinweise auf vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigungen vor. Beide wiesen Polytraumata, multiple Frakturen sowie mehrfache innere Verletzungen auf, welche unmittelbar nach dem Aufschlag des Luftfahrzeuges zum Tode führten. Die Art und Schwere dieser multiplen Verletzungen waren infolge des mit hoher Geschwindigkeit erfolgten Aufpralls des Luftfahrzeuges nicht überlebbar.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Weitergehende technische Untersuchungen am verunfallten Luftfahrzeug wurden durch die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes veranlasst. Zu diesem Zwecke wurde im Jahr 2010 ein externer unabhängiger allgemein beeideter und gerichtlich zertifizierter Sachverständiger aus dem Sachgebiet der Schadensanalyse metallischer Werkstoffe beauftragt, eine Augenschein-Analyse vorzunehmen und ein Gutachten zum Schadensbild zu erstatten. Im Fokus dieser Untersuchung standen die metallischen Teile des verunfallten Luftfahrzeuges, insbesondere die Querruderschubstangen und Höhenruderschubstange.

Die Ausführungen dieses externen Sachverständigen geben keinerlei Hinweis auf technische Beeinträchtigungen, die einen sicheren Flugverlauf beeinträchtigt hätten. Der Sachverständige hält vielmehr fest, ...

„... dass eindeutig alle Brüche erst im Zuge des Unfallgeschehens beim Aufprall am Boden entstanden und keine Anzeichen für die Vorschädigung eines Teiles vorhanden sind.“

Zu den relevanten Bauteilen des Luftfahrzeuges hält das Gutachten auszugsweise Folgendes fest:

Ad Querruderschubstange links:

„An der Querruderschubstange ist mitten im Flügel ein Gelenk angebracht, in welchem die Schubstange mit dem Gelenkkörper verschweißt ist. Genau am Rand dieser Schweißung ist ein Bruch ausgebildet, der teilweise verrostet ist, teilweise aber

auch verriebene und verschmierte Bruchflächenanteile aufweist. Die außenliegende Schubstange und der daran angrenzende Gelenkkörper wurden als Proben 3 und 4 zur Untersuchung entnommen (.....). Auch eine außenliegende Bruchfläche dieser Schubstange weist einen relativ glatten Bruch auf, der näher untersucht werden soll.“

Ad Querruderschubstange rechts:

„An der baugleichen Gelenkstelle des rechten Querruders ist noch kein Bruch entstanden; im Übergang des Schubstangenrohres zum Gelenkanschlussstück der Stange sind aber im Bereich der Schweißnaht rissförmige Strukturen zu erkennen. Mit Hilfe einer Lupe lässt sich allerdings nicht feststellen, ob diese Risse lediglich im Lack vorhanden sind oder sich bereits aus dem darunterliegenden Werkstoff entwickelt haben. Auffällig ist, dass die Risse genau in jenem Bereich liegen, wo auf der gegenüberliegenden Seite, nämlich dem linken Querruder, ein Bruch der Schubstange erfolgt ist (.....).“

Ad Befund im Stereomikroskop:

„Die entnommenen Proben wurden im Stereomikroskop zunächst ungereinigt und dann nach einer Reinigung im Ultraschallbad in Ethanol untersucht, wozu zunächst die gebrochenen Enden vorsichtig abgetrennt wurden.“

„Die Proben 1 und 2 zeigen einen gut zusammenpassenden Bruch, der überwiegend unter 45° zur Achse verläuft und damit als zäher Gewaltbruch nach dem Scherbruchmechanismus einzustufen ist (.....). Alle Korrosionsmerkmale konnten klar auf einen Zeitpunkt nach dem Bruchgeschehen eingeordnet werden. Probe 3 zeigt ebenfalls einen zähen Gewaltbruch mit ähnlicher Struktur, wobei der Bruch eindeutig von einer Bohrung in der Stange ausgeht (.....).“

„Der Bruch von Probe 4 ist aufgefallen, da er direkt an einer Schweißstelle gelegen ist, vergleichsweise wenig Verformung aufweist und die zugehörige Gegenfläche nicht sichergestellt werden konnte. Etwas mehr als die Hälfte des Bruches kann durchaus dem Scherbruchmechanismus zugeordnet werden, der auch bei den bisherigen Proben ausgebildet ist (.....). Auf einer Stirnseite verläuft der Bruch aber vergleichsweise verformungsarm entlang der Schmelzlinie der Schweißung (.....).“

Da die Bruchstruktur im Lichtmikroskop nicht bewertet werden konnte, wurde dieser Bruch noch weiter im Rasterelektronenmikroskop untersucht.“

„Das Interesse an dem ungebrochenen Teil 5 resultiert daher, dass es das Gegenstück zu Probe 4 auf der rechten Seite darstellt (.....). Bereits bei der Befundaufnahme sind im schwarzen Lack, genau an jener Stelle, wo der Bruch von Probe 4 liegt, Risse im schwarzen Lack zu erkennen (.....). Zur Untersuchung wurde daher das verschweißte Ende hinter der Schweißnaht abgetrennt, sodass auch die Innenseite unter dem Stereomikroskop untersucht werden konnte (.....). Diese zeigt eine einwandfreie Ausbildung der Schweißnahtwurzel ohne erkennbare Verformung oder Rissbildung. Zur weiteren Untersuchung wurde an der Außenseite mit einem Skalpell der Lack im Bereich der Rissbildung entfernt, um den Zustand der darunterliegenden Metalloberfläche im Bereich der Schweißnaht zu bewerten. Im Bereich der vorhandenen Risse (im Lack) war dies möglich und es wurde darunter eine einwandfrei ausgebildete Schweißnaht ohne erkennbare Fehler oder Rissbildung vorgefunden. An dieser Stelle ist es im Metall daher zu geringen plastischen Verformungen, aber zu keiner Rissbildung gekommen.“

Ad Rasterelektronenmikroskopische Untersuchung:

„Das Rasterelektronenmikroskop ermöglicht die Abbildung von Ober- und Bruchflächen mit einer Schärfentiefe, die zumindest 100-fach über jener des Lichtmikroskopes liegt. Abgesehen davon sind in der Vergrößerung keine optischen Grenzen gesetzt. Aus diesem Grund eignet sich das Gerät bestens zur Untersuchung von Bruchvorgängen. Die Untersuchung erfolgte im Rasterelektronenmikroskop (REM) des Instituts für Werkstoffwissenschaft und Werkstofftechnologie der TU Wien (Philips XL-30, 20 kV Beschleunigungsspannung).“

„Probe 4 wurde vor der Untersuchung etwas in Zitronensäurelösung im Ultraschallbad gebeizt und nachfolgend in Ethanol gereinigt, um die anhaftenden Korrosionsspuren zu entfernen. Zur Untersuchung wurden einige, in der makroskopischen Ansicht auffällig verformungsarme Bereiche ausgewählt und die Bruchstruktur dokumentiert (.....).“

„Im Bereich einer der Ecken sieht auch der Bruch bei 100-facher Vergrößerung noch relativ verformungslos aus (.....), erst bei 400- und 1000-facher Vergrößerung ist

eindeutig das Bild eines zähen Gewaltbruchs zu erkennen, der wegen seines Aussehens und seines Mechanismus auch Wabenbruch genannt wird (.....).“

„Auch alle anderen untersuchten Bereiche zeigen das gleiche Erscheinungsbild eines Wabenbruches mit relativ flachen Scherwaben (.....). Die gefundenen Bruchformationen reichen immer über die ganze Wanddicke und lassen keine Vorschädigung anderer Art erkennen.“

Ad Gutachten:

„Bei der Durchsicht aller vorhandenen Bruchflächen an Flugzeugbauteilen konnten zunächst nur Gewaltbrüche und Brüche, die in Zusammenhang mit Knickvorgängen aufgetreten sind, gefunden werden. Ein besonderes Augenmerk war auf die sogenannten Steuerungsstangen zu legen, da hier einige Bruchflächen vorhanden waren, die relativ wenig Verformung aufweisen und auch von ihrer Lage nicht klar dem Unfallgeschehen zugeordnet werden konnten.“

„In der Untersuchung im Stereomikroskop konnten mit Ausnahme von Probe 4 alle Proben klar als Gewaltbrüche mit Verformungsbruchstruktur eingeordnet werden. Auch der größere Anteil des Bruches von Probe 4 entspricht genau diesem Bild. An einer Stirnseite verläuft die Bruchfläche aber vergleichsweise verformungsarm entlang der Schmelzlinie der Schweißnaht, im Zuge der Rasterelektronenmikroskopischen Untersuchung konnte aber auch diese Bruchfläche eindeutig als reiner Gewaltbruch mit Zähbruchmechanismus nachgewiesen werden.“

„Daraus resultiert, dass eindeutig alle Brüche erst im Zuge des Unfallgeschehens beim Aufprall am Boden entstanden und keine Anzeichen für die Vorschädigung eines Teiles vorhanden sind. Die schlagartige Beanspruchung, von der in diesem Fall auszugehen ist, erklärt auch den relativ verformungsarmen Bruch von Probe 4. An der Schweißnaht ist zusätzlich mit Kerbwirkung und einer sogenannten „Gefügekerbe“ zu rechnen, die daraus resultiert, dass im Bereich der Wärmeeinflusszone einer Schweißnaht andere Gefügezustände und eine geringere Festigkeit vorliegen können. Die Bruchenergie konzentriert sich in diesem Fall daher auf ein relativ kleines Werkstoffvolumen, weshalb der Bruch makroskopisch verformungslos wirkt. Aus der Untersuchung der Bruchflächen konnte daher keine

Erkenntnis über die Vorgänge gefunden werden, die zum Absturz der Maschine geführt haben.“

„Der Bericht wurde auf Wunsch des Auftraggebers auch in elektronischer Form erstellt und enthält in dieser Form daher keine Unterschrift. Die Prüfergebnisse beziehen sich ausschließlich auf die untersuchten Proben. Die Schlussfolgerungen resultieren aus den mir zur Verfügung gestellten Unterlagen und den Untersuchungsergebnissen. Sollten wesentliche zusätzliche Fakten bekannt werden, so behalte ich mir eine entsprechende Neubewertung vor.“

Zusammenfassend indizieren diese Ergebnisse der Untersuchungen der Bauteile, dass das verunfallte Luftfahrzeug ordnungsgemäß im Flug zu führen war und vor dem Unfallgeschehen keine mechanischen Einschränkungen bei der Steuerbarkeit gegeben waren.

1.16.2 Rechtliche Grundlagen der Flugerprobung und des Unfallfluges

Das Flugerprobungs-Programm des Luftfahrzeugherstellers fand unter EASA Gesetzgebung Teil 21 Abschnitt J als genehmigter Entwicklungsbetrieb statt.

Die notwendige und vorgeschriebene Dokumentation für Erprobungsflüge war im Qualitätshandbuch des Entwicklungsbetriebs abgezeichnet und geregelt.

Diese Dokumentation wurde von der zuständigen Aufsichtsbehörde Austro Control GmbH genehmigt und war zum Unfallzeitpunkt gültig.

Aufgrund des genehmigten Flugerprobungs-Programms beantragte der Luftfahrzeughersteller ein „Permit to Fly“, welches von der Aufsichtsbehörde Austro Control GmbH mit bescheidmäßiger Genehmigung am 11.9.2008 unter Zuweisung des obligatorischen Kennzeichens für Erprobungsflüge zugeteilt wurde und am Unfalltag Gültigkeit hatte.

Abbildung 11 Permit to fly Form 18b Seite 1

FLIGHT CONDITIONS FOR A PERMIT TO FLY – APPROVAL FORM	
1. Applicant [REDACTED]	2. Approval form nr.: [REDACTED] Issue: 1
3. Aircraft manufacturer/type Diamond Aircraft Industries GmbH Diamond Aircraft DA 42 (EASA.A.005)	4. Serial number(s) 42.001 and subsequent
5. Aircraft configuration DA 42 as defined in Type Certificate Data Sheet EASA.A.005 current issue.	
6. Justifications / Substantiation Each aircraft SNo. has been produced according the EASA/DOA approved Type Design Data, without relevant deviation. All Design Changes are DOA or EASA approved. The current POA procedures have been applied.	
7. Conditions / Restrictions The above aircraft must be used with the following conditions or restrictions: Airspace: Production flight tests have to be carried out in the national airspace dedicated for these flights and above the minimum safe altitudes according to the production flight test program. Production flight tests must meet the applicable national operational rules and avoid busy traffic area, densely populated area where the public safety could be jeopardized and must be carried out over terrain suitable for emergency landings. Flight Crew: Independent from the national requirement of the state of registry, production test pilot / crew must be qualified in according to [REDACTED] and [REDACTED] Only the required flight crew for the intended production test flight and required persons according to national airspace requirements are allowed to be on board. See [REDACTED] Each flight crew member and other related person must be aware of the conditions, applicable requirements and actions for the intended flight. Operating Limitations, Procedures, technical conditions: Production tests flights have to be carried out according the limitations and procedures of AFM [REDACTED] All production tests flights have to be performed with the suitable safety equipment for the intended flight. Safety equipment according to national requirements must be serviceable on board, in addition it is recommended to have an ELT installed or portable and a crash axe on board. Portable oxygen system must be on board if required according to national requirements otherwise it is recommended for continuous operation above 10.000ft. Production test flights must be carried out under visual metrological conditions except if all of the following requirements are met: <ul style="list-style-type: none"> o The Postinstallation Ground Test Report has to be completed and the Postinstallation Flight Test Report has to be completed including the IFR check flights and only the approach tests are missing. o Flights into known icing conditions only when a functional Deicing System is installed. o The metrological minima of the published approach procedures are to be followed. o All required equipment for the routes and procedures to be flown must be installed and functional. 	

Quelle: Austro Control / Luftfahrzeughersteller

Abbildung 12 Permit to fly Form 18b Seite 2

<p>Production Flight Test Program: <i>Production flight tests have to be conducted in accordance to the "Inspection Test Flight Program DA42 current issue and "Final Inspection Avionics & Equipment Postinstallation Flight Test Report" current issue approved by the TC Holder or based on the TC Holder production flight test procedures for the compliance showing to the approved type design prior to the issue of the EASA Form 52 and further flights according to the approved POA procedures and AFM prior to delivery.</i></p> <p><i>Design Change Advisories affecting the AFM have to be checked for influence on the production flight test program and the program has to be updated as required. Design Change Advisories not affecting the AFM have no influence on the production flight test program.</i></p> <p>Instructions for Continuing Airworthiness <i>Any required scheduled and unscheduled inspection must be carried out in accordance with DA42 [REDACTED] current issue with the defined 5 hrs inspection to be carried out during the flight test phase. See also [REDACTED]</i></p>	
<p>8. Statement The flight conditions have been established and justified in accordance with [REDACTED] The aircraft has no features and characteristics making it unsafe for the intended operation under the identified conditions and restrictions.</p>	
<p>9. Approved under: AT. [REDACTED]</p>	
<p>10. Date of issue 27. March 2008</p>	<p>11. Name and signature [REDACTED]</p>
<p>12. EASA/NAA approval reference and date N/A</p>	

Quelle: Austro Control / Luftfahrzeughersteller

Abbildung 13 Permit to fly Form 20b

AUSTRIA		PERMIT TO FLY	
<i>Name and Address of the organisation issuing the permit to fly</i>			
<p>This permit to fly is issued pursuant to Regulation (EC) 1592/2002, Article 5(3)(a) and certifies that the aircraft is capable of safe flight for the purpose and within the conditions listed below and is valid in all Member States.</p> <p>This permit is also valid for flight to and within non Member States provided separate approval is obtained from the competent authorities of such States.</p>		<p>1. Nationality and registration marks. OE - V </p>	
<p>2. Aircraft manufacturer/type Diamond Aircraft Industries GmbH / DA42M</p>		<p>3. Serial number 42. </p>	
<p>4. The permit covers</p> <p>Production flight testing of new production aircraft</p> <p>Flying the aircraft for customer acceptance</p> <p>Flying the aircraft for Authority acceptance</p> <p>Design organisations or production organisations crew training</p>			
<p>5. Holder: </p>			
<p>6. Conditions/Remarks</p> <p>Flight Conditions acc. to EASA Form 18b, Approval form nr.  issue 2 from 29. May 2008</p> <p>Registrationmarks must be applied in accordance to ACG </p> <p>Approval for deviation from ICAO Registration Markings acc. ACG FL </p>			
<p>7. Validity period: 11. Juni 2009</p>			
<p>8. Place and date of issue </p>		<p>9. Authorised Signature</p> <p>Name</p> <p> </p> <p>Approval Reference No. 42. </p>	

EASA Form 20b

Quelle: Austro Control / Luftfahrzeughersteller

In Erweiterung dieser Dokumentation des Qualitätshandbuches gab es beim Entwicklungs- und Herstellerbetrieb Verfahrensanweisungen (VA) zur Durchführung von Prüf- und Überstellungsflügen, die einem internen Genehmigungsverfahren und einer Revision unterlagen.

Die Verfahrensanweisung VA – XXXX für „Prüf- und Überstellungsflüge“ regelt die Grundlagen solcher Flüge sowie die Zuständigkeit des

- verantwortlichen Piloten sowie
- anderer Personen an Bord

„4.4 verantwortliche Pilot:

- *Verantwortung für die Durchführung eines Fluges gemäß dieser VA sowie für die Einhaltung der gesetzlichen Bestimmungen“*

Unter Punkt 4.5 über andere Personen an Bord der Verfahrensanweisung VA – XXXX ist in der zum Unfallzeitpunkt gültigen Fassung festgehalten:

„[...]“

- *Es darf nur die notwendige Besatzung für den geplanten Flug bzw. weitere Personen für die Einhaltung nationaler Luftraumvorschrift an Bord sein.*
- *Jede Person an Bord hat über die Bedingungen, Zweck und Risiko des Fluges vom verantwortlichen Piloten informiert zu werden.*
- *Minimum Flight Crew 1, Maximum Flight Crew gemäß AFM*

Quelle: Verfahrensanweisung VA – XXXX

[...]

5.8. Flugprogramm

Prüfflüge sind gemäß dem jeweiligen für den Luftfahrzeugtyp geltenden genehmigten Production Flight Test Program durchzuführen. Reflights haben diesen sinngemäß zu entsprechen.

Quelle: Verfahrensanweisung VA – XXXX

[...]

5.9 Besatzung

Die notwendige Besatzung für den geplanten Flug kann aus Pilot, Luftraumbeobachter bzw. Messtechniker, Kundenvertreter, etc. bestehen.“

Quelle: Verfahrensanweisung VA – XXXX

Der Luftfahrzeughersteller hat weiters in Dokument VA – XXXX, „Ausbildung und Qualifikation von Mitgliedern der Prüfgruppe“, Revision 4, eine Verfahrensanweisung erstellt, welche am Unfalltag Gültigkeit hatte.

Diese Verfahrensanweisung regelt die notwendigen Voraussetzungen und Ausbildungsschritte, um als Mitglied der Prüfgruppe Flugzeuge für den Erzeugungsbetrieb im Fluge führen zu dürfen.

„3.1.5 Reflights allgemeiner Art das Vorliegen einer gültigen Zulassung oder eines EASA Form 52

Darüber hinaus werden Reflights z. B. zum Zwecke der Erreichung gewisser Betriebsstunden für die Früherkennung von Fehlern oder Customer Acceptance Test Flights durchgeführt. Die Piloten hierfür haben eine gültige Fluglizenz inkl. 100 h Flugerfahrung aufzuweisen und Firmenangestellte der DAI zu sein. Um ein einheitliches Niveau für die Customer Acceptance Test Flights zu erzielen, berichten diese Piloten ggf. dem PG-Leiter oder dessen Stellvertreter über ihre Erfahrungen und stimmen ihre Vorgaben mit ihm ab.“

Mit Datum vom 14.05.2009 wird als Teil des Qualitätshandbuches des Luftfahrzeugherstellers in der Ausgabe 2, Anhang A III die Liste der Prüfpiloten geführt, welche den ersten Piloten für Reflights auf den Typen DA 40 D und DA 42 beschreibt und festlegt.

In einem internen Permit des Luftfahrzeugherstellers auf dem Formblatt A XX, REV. 2 vom 24.06.2004 weist der Luftfahrzeughersteller den ersten Piloten als Geschäftsführer einer Konzerngesellschaft des Luftfahrzeugherstellers aus, gibt dessen Eintrittsdatum mit 01.12.2008 sowie das Ausstellungsdatum der Genehmigung mit 14.05.2009 an (Gültigkeitsdauer bis 14.05.2011).

Es attestiert dem Prüfpiloten und verantwortlichen Piloten am Unfalltag die Teilnahme an einer Condition 4 Schulung von 2 Stunden am 07.05.2009 und die Freigabe zu Re-flights DA 40 D und DA 42.

Anhand der Dokumentationen und Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers sowie der Ausführungen, der für die Flugerprobung zum Zeitpunkt des Unfalls verantwortlichen Beauftragten des Luftfahrzeugherstellers kann nicht festgestellt werden, ob eine Einweisung des 1. Piloten und verantwortlichen Piloten zum Führen des Unfallflugzeuges vom rechten Pilotensitz aus erfolgt ist.

Die Dokumentationen und Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers in Bezug auf das Flugerprobungs-Programm und das Führen von Luftfahrzeugen in diesem Programm bieten keine Anhaltspunkte, ob das Führen des Luftfahrzeuges vom rechten Pilotensitz aus, zum Unfallzeitpunkt, zulässig war.

Jedenfalls spricht der Luftfahrzeughersteller in der Dokumentation des Luftfahrzeuges DA 42 bzw. dem Flughandbuch vom linkem vorderen Sitz als Platz des 1. Piloten und nicht vom rechten vorderen Sitz. (AFM DA 42, Rev. 0, 20-12-2007)

Der Luftfahrzeughersteller gibt im publizierten Luftfahrzeughandbuch (AFM) für das gegenständliche Luftfahrzeug in Kapitel 2.16.7 Autopiloten Limitations unter Punkt 11 an:

“A pilot with the seat belt fastened must occupy the left pilot's seat during all operations.” (AFM DA 42, Rev. 0, 20-12-2007, Page 2-36)

Dies gilt für den Betrieb des Luftfahrzeuges mit aktivem Autopiloten und ist für den gegenständlichen Unfallflug daher nicht relevant. Die Sitzposition am linken Sitz für den 1. Piloten bzw. Pilot in Command PIC ergibt sich vor allem aus dem Design des Instrumenten Panels, da das Primary Flight Display PFD des Garmin G1000, mit den Primary Flight Instrumenten, auf der linken Seite des Instrumenten Panels installiert ist.

In Kapitel 5.3.4 STALLING SPEEDS des Betriebshandbuches des Luftfahrzeuges DA 42 wird auf die Strömungsabriss-Geschwindigkeit bei unterschiedlichen Gewichten und Konfigurationen des Luftfahrzeugs eingegangen. Diese Tabelle bezieht sich auf eine Triebwerksleistung im Leerlauf.

Abbildung 14 Auszug Flughandbuch DA42 - Strömungsabriss Geschwindigkeiten

Performance		DA 42 AFM with OÄM 42-102 Garmin GFC 700
-------------	---	--

5.3.4 STALLING SPEEDS

CAUTION

The calculated stalling speeds may be higher than the maximum approved / limiting flap-extended and / or maneuvering airspeeds.

Stalling speeds at various flight masses

Airspeeds in KIAS at idle power:

1400 kg (3086 lb)		Bank Angle			
Gear	Flaps	0°	30°	45°	60°
UP	UP	63	67	73	86
DOWN	APP	59	63	70	82
DOWN	LDG	54	58	65	78

1700 kg (3748 lb)		Bank Angle			
Gear	Flaps	0°	30°	45°	60°
UP	UP	69	73	80	94
DOWN	APP	65	70	77	90
DOWN	LDG	60	65	72	86

1785 kg (3935 lb)		Bank Angle			
Gear	Flaps	0°	30°	45°	60°
UP	UP	69	74	81	95
DOWN	APP	64	69	75	89
DOWN	LDG	62	67	75	89

Page 5 - 8	Rev. 0	20-Dec-2007	Doc. No. 7.01.06-E
------------	--------	-------------	--------------------

Quelle: Austro Control / Diamond Aircraft Industries

Ermittlungen an der Unfallstelle und Auswertungen der zur Verfügung stehenden Radardaten legen nahe, dass zum Zeitpunkt der Steilkurvenflüge das Luftfahrzeug in Reiseflug-Konfiguration, mit eingefahrenen Landeklappen und Fahrwerk, konfiguriert war.

Folgt man den Aufzeichnungen des Radardatenbildes, so stellt sich das aufgezeichnete Flugmanöver unmittelbar vor dem Unfallgeschehen als zwei geflogene Vollkreise in Querlage dar. Die dritte begonnene Steilkurve kann somit als Auslöser für den Strömungsabriss angesehen werden, der zum darauffolgenden Trudeln des Luftfahrzeugs und in weiterer Folge zum Unfall geführt hat.

Die Daten der vorliegenden Flugwegaufzeichnungen indizieren, dass während der geflogenen Steilkurven die maximal zugelassenen Grenzwerte in Bezug auf die Querneigung temporär überschritten wurden, da die mittlere Querneigung des Luftfahrzeugs in der ersten Steilkurve mit ca. 65° berechnet werden kann, während die Betriebsgrenzen des Luftfahrzeuges mit 60° Querneigung festgelegt sind.

Abbildung 15 Auszug Flughandbuch DA42 - Zugelassene Maneuver

Operating Limitations		DA 42 AFM with OAM 42-102 Garmin GFC 700
-----------------------	---	--

2.9 APPROVED MANEUVERS

The airplane is certified in the Normal Category in accordance with JAR-23.

Approved maneuvers

- 1) all normal flight maneuvers;
- 2) stalling (with the exception of dynamic stalling); and
- 3) Lazy Eights, Chandelles, as well as steep turns and similar maneuvers, in which an angle of bank of not more than 60° is attained.

CAUTION

Aerobatics, spinning and flight maneuvers with more than 60° of bank are not permitted in the Normal Category. Stalling with asymmetric power or one engine inoperative is not permitted.

Page 2 - 16	Rev. 0 20-Dec-2007	Doc. No. 7.01.06-E
-------------	-----------------------	--------------------

Quelle: Austro Control / Diamond Aircraft Industries

Legt man die rekonstruierte Beladungsberechnung des Unfallfluges zugrunde, so errechnet sich in einer Konfiguration mit eingefahrenem Fahrwerk und Landeklappen bei einem Querneigungswinkel von 60° eine Strömungsabriss-Geschwindigkeit von ca. 89 kt bei 1500 kg Luftfahrzeuggewicht.

Mit zunehmender Querneigung über 60° hinaus erhöht sich die Strömungsabriss-Geschwindigkeit weiter.

Jedenfalls ist unter Punkt 2.9 des Flughandbuchs „Stalling“ (Strömungsabriss) als zugelassenes Manöver der DA 42 M angeführt.

Eine Anweisung zum Beenden des Strömungsabrisses wird im Flughandbuch nicht angeführt.

Im Flughandbuch des Luftfahrzeuges DA 42 M befinden sich im Kapitel 3, Emergency Procedures, Anweisungen im Umgang mit einem unbeabsichtigten Trudeln (Spin) sowie dem Ausleiten desselben und Herstellung eines normalen Flugzustandes.

Als Warnhinweis wird angeführt, dass Trudeln nicht während der Zertifizierung demonstriert wurde und für die Luftfahrzeugkategorie auch im Zulassungsverfahren nicht zwingend demonstriert werden muss. Die folgenden Handlungsanweisungen zur Beendigung des Trudelns basieren auf generellen Erfahrungswerten.

Als weitere Warnung wird angeführt, dass absichtliches bzw. vorsätzliches Trudeln mit diesem Luftfahrzeug verboten ist. Im Falle des Auftretens eines Trudel-Zustandes müssen unverzüglich ausleitende Maßnahmen gesetzt werden.

Abbildung 16 Auszug Flughandbuch DA42 - Trudeln I

Emergency Procedures		DA 42 AFM with OAM 42-102 Garmin GFC 700
-------------------------	---	--

3.9.6 RECOVERY FROM AN UNINTENTIONAL SPIN

CAUTION

Spin recovery has NOT been shown during certification as it is NOT required for this airplane category. The given recovery method is based on general experience!

CAUTION

Intentional spins are prohibited in this airplane. In the event a spin is encountered unintentionally, immediate recovery actions must be taken.
Single-engine stalling is not permitted.

CAUTION

Steps 1 to 4 must be carried out immediately and simultaneously.

- 1. POWER lever IDLE
- 2. Rudder full deflection against
direction of spin
- 3. Elevator (control stick) fully forward
- 4. Ailerons neutral
- 5. FLAPS UP

CONTINUED

Page 3 - 54	Rev. 0 20-Dec-2007	Doc. No. 7.01.06-E
-------------	-----------------------	--------------------

Quelle: Austro Control / Diamond Aircraft Industries

Abbildung 17 Auszug Flughandbuch DA42 - Trudeln II

DA 42 AFM with OÄM 42-102 Garmin GFC 700		Emergency Procedures
--	---	-------------------------

when rotation has stopped:

6. Rudder neutral
7. Elevator (control stick) pull carefully
8. Return the airplane from a descending into a normal flight attitude. Do not exceed the 'never exceed speed', $v_{NE} = 188$ KIAS.

END OF CHECKLIST

Doc. No. 7.01.06-E	Rev. 0	20-Dec-2007	Page 3 - 55
--------------------	--------	-------------	-------------

Quelle: Austro Control / Diamond Aircraft Industries

Trudeln

Ein Luftfahrzeug gerät häufig in einen Strömungsabriss, wenn es zu langsam fliegt. Jedoch können Strömungsabrisse bei jeder Geschwindigkeit und jeder Nicklage des Luftfahrzeuges entstehen. Normalerweise erleidet eine Tragfläche vor der anderen einen Strömungsabriss (den Verlust von Auftrieb). Ein asymmetrischer Strömungsabriss kann dazu führen, dass eine Tragfläche abkippt, was zu einer Rollbewegung des Luftfahrzeugs führt.

Führt nicht sofortiges Eingreifen des Piloten über die Luftfahrzeugsteuerelemente dazu, dass diese Rollbewegung korrigiert und gestoppt wird, gerät das Luftfahrzeug in eine rotierende Bewegung um seine Längsachse. Diese Bewegung wird als Trudeln (Spin) bezeichnet. Das Trudeln eines Luftfahrzeuges geht immer mit einem signifikanten Höhenverlust einher.

Das Trudeln gliedert sich in drei Segmente:

Anfängliches Trudeln ist dadurch gekennzeichnet, dass die Luftfahrzeugnase nach unten zeigt und das Luftfahrzeug in eine Spiraldrehung überzugehen beginnt. Die Strömung fließt über den Heckbereich, die Steuerelemente des Luftfahrzeugs sind funktionsfähig. Anfängliches Trudeln kann durch das richtige Einwirken durch den Piloten beendet werden.

In der Übersicht in oranger Farbe dargestellt.

Abbildung 18 Übersicht Anfängliches Trudeln



Quelle: SV

Voll entwickeltes Trudeln als zweite Stufe ist die Weiterentwicklung des anfänglichen Trudelns. In dieser Phase stabilisieren sich Fluggeschwindigkeit, Vertikalgeschwindigkeit und Drehrate, das Luftfahrzeug dreht sich um die Luftfahrzeuglängsachse.

In der Übersicht in Rot dargestellt.

Abbildung 19 Voll Entwickeltes Trudeln



Quelle: SV

Zur Beendigung des Trudel-Verhaltens ist es sowohl notwendig, die Rotationsbewegung um die Längsachse des Luftfahrzeuges zu bremsen und schließlich zu beenden, als auch dem Strömungsabriss entgegenzuwirken.

Dies gelingt durch Betätigen des Seitenruders gegen die Rotationsrichtung (um die Längsachse des Luftfahrzeuges) und indem das Höhenruder in Stellung gebracht wird, um den Strömungsabriss zu beenden.

In der Übersicht in Grün dargestellt.

Abbildung 20 Ausleiten des Trudelns

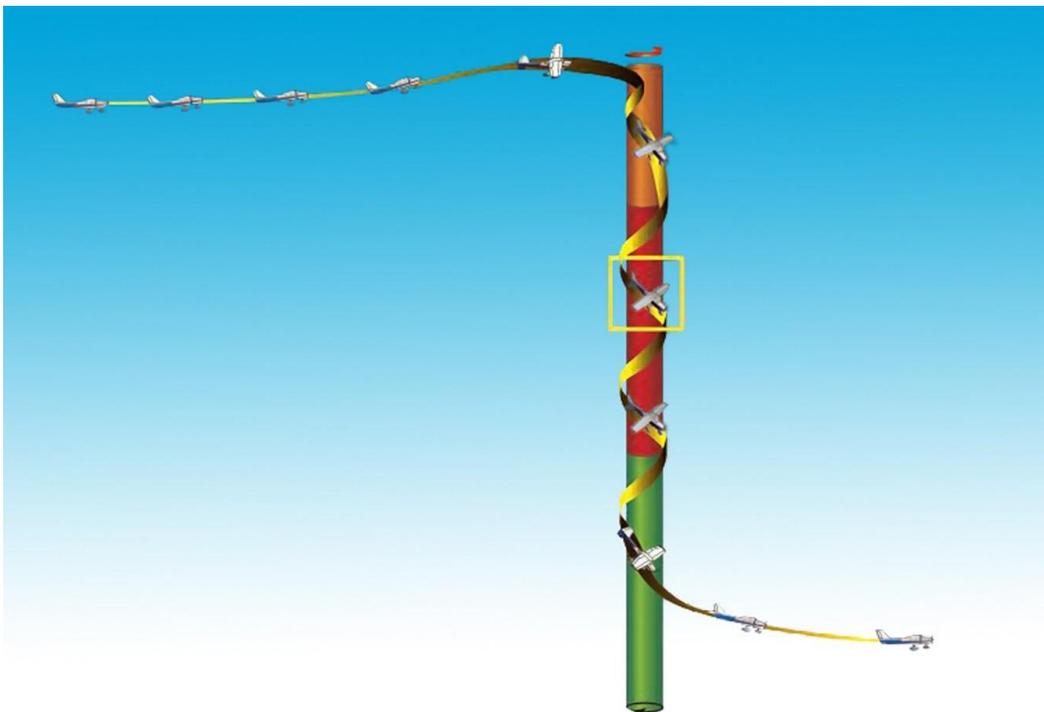
Ausleiten

- Die Tragflächen erzeugen wieder Auftrieb.
- Schulungsflugzeuge erholen sich in der Regel in etwa 1/4 bis 1/2 einer Drehung, nachdem das Ausleiten eingeleitet wurde.

Quelle: SV

In jedem Fall ist aber bei einem Strömungsabriss den Anweisungen des Luftfahrzeugherstellers und der Luftfahrzeug-Dokumentation unbedingt Folge zu leisten.

Abbildung 21 Phasen des Trudelns



Quelle: FAA Airplane Flying Handbook (2016) – Auszug

Gemäß Angaben des Luftfahrzeugherstellers wurden im Zuge der Schulung laut den Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers VA – XXXX Notmaßnahmen theoretisch besprochen, jedoch nicht in der fliegerischen Einweisung praktisch demonstriert. Begründet wurde dieses Vorgehen damit, dass das gegenständliche Luftfahrzeug nicht zum absichtlichen bzw. vorsätzlichen Trudeln zugelassen ist.

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Der Flugverlauf wurde auf Grundlage von Radaraufzeichnungen, Zeugenaussagen und Aufzeichnungen der Triebwerksteuerung erhoben und rekonstruiert. Diese Daten erlauben Aussagen zum wahrscheinlichsten Ablauf, beginnend mit dem Flugverhalten, das die Unfallsequenz ausgelöst hat und in weiterer Folge zum Kontakt des Luftfahrzeuges mit Bäumen geführt hat.

Dabei stellten die Aufzeichnungen des militärischen Luftraumüberwachungssystems „Goldhaube“ eine wichtige Informationsquelle für die Rekonstruktion dieses Unfallflugs dar. In Kombination mit Informationen des Landespolizeikommandos für Niederösterreich, des zivilen Sachverständigen der Staatsanwaltschaft Wiener Neustadt und Zeugenaussagen wurden wesentliche Ermittlungsergebnisse zusammengeführt und diesem Bericht zugrundegelegt.

In den Minuten des Unfallflugs vor dem Kontakt mit der bewaldeten Erdoberfläche wurden mit dem Luftfahrzeug Flugmanöver im Gebiet Neunkirchen und Lindgrub durchgeführt. Augenzeugenberichten zufolge handelte es sich um „kunstflugähnliche“ Manöver, die gemäß den Datenaufzeichnungen als Steilkurven mit mehr als 60° Querneigung nachvollzogen werden können.

Anfänglich fanden diese Manöver in einer Flughöhe von ca. 8300 ft ü.d.M. statt. Während dieser Steilkurven kam es zu einem Höhenverlust zunächst auf ca. 4900 ft ü.d.M. Die fortgesetzte extensive Querneigung von über 60° führte zu einem Strömungsabriss des Luftfahrzeuges, einem weiteren Höhenverlust auf ca. 3600 ft ü.d.M. und weiter bis zum schließlichen Baum- und Bodenkontakt.

Laut den Augenzeugenberichten bewegte sich das Luftfahrzeug, mit der Luftfahrzeugnase nach unten zeigend und sich um seine Längsachse drehend, in einer Fallbewegung in Richtung Boden.

Diese Beschreibung belegt das Trudelverhalten des Luftfahrzeuges und einen anhaltenden Kontrollverlust des Piloten.

Die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes geht davon aus, dass der Kontrollverlust in der dritten Steilkurve einsetzte, als Folge eines Strömungsabrisses aufgrund extensiver Querneigung und reduzierter Geschwindigkeit. Das Luftfahrzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt höchstwahrscheinlich in einer Reiseflugkonfiguration. Das Fahrwerk und die Landeklappen waren eingefahren.

Es konnte nicht ermittelt werden, ob der verantwortliche 1. Pilot oder der 2. Pilot / Passagier das Luftfahrzeug zu diesem Zeitpunkt gesteuert hat. Unabhängig davon, wer das Luftfahrzeug zum Zeitpunkt des Strömungsabrisses gesteuert hat, wurde dieser jedenfalls nicht erfolgreich beendet, sodass das Luftfahrzeug ins Trudeln geriet. Die Anweisungen des Luftfahrzeugherstellers zur Beendigung dieses Trudeln, wurden offenbar nicht rechtzeitig eingeleitet bzw. umgesetzt.

Die Flughöhe zu diesem Zeitpunkt war offenbar nicht ausreichend, um den Kontakt mit der bewaldeten Erdoberfläche im Zustand des Trudeln zu verhindern.

Während des Trudeln wurde im letzten Abschnitt der Radaraufzeichnungen eine mittlere Sinkrate von rund 16.000 ft/min (81,21 m/s) erreicht.

Die letzte Radar-Position wurde in einer Höhe von ca. 2700 ft ü.d.M. aufgezeichnet, sodass der unter dieser Marke liegende Flugweg nur mehr aufgrund des Nickwinkels und aufgrund der Baumkontakt- und Bodenspuren rekonstruiert werden konnte.

Das steilwinkelige Einfliegen in den Baumbestand entlang eines Endsteuerkurses von ca. 325° und der Eintrittswinkel von ca. 65° erlauben jedoch den Schluss, dass es zu einer teilweisen Rückerlangung der Kontrolle und Steuerbarkeit, bzw. Verlangsamung der Rotationsbewegung durch Anwendung der Verfahrensanweisung des Luftfahrzeugherstellers gekommen ist.

Es ist es jedoch theoretisch auch möglich, dass das Luftfahrzeug aus anderen aerodynamischen Gründen seine Rotationsgeschwindigkeit um die Längsachse verlangsamt hat.

2.1.2 Besatzung

Verantwortlicher Pilot / 1. Pilot:

Der im Flugerprobungsprogramm des Luftfahrzeugherstellers zugelassene 1. Pilot war zum Unfallzeitpunkt im Besitz einer gültigen behördlichen Lizenz für das zweimotorige Luftfahrzeug Diamond DA 42 und eines medizinischen Tauglichkeitszeugnisses. Weiters besaß er eine Zulassung, das Luftfahrzeug im Zuge und unter den Einschränkungen des „Permit to Fly“ und den damit verbundenen Verfahrensanweisungen zu führen.

Für den gegenständlichen Unfallflug gab es keinen schriftlichen Flugauftrag. Es konnte nicht abschließend ermittelt werden, und es geht auch aus den Unterlagen und Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers für Erprobung und Prüfpiloten sowie die Durchführung von Bewegungsflügen (Reflights) nicht hervor, ob ein schriftlicher und/oder mündlicher Flugauftrag für diesen Flug notwendig gewesen wäre. Jedenfalls wird darauf verwiesen, dass Bewegungsflüge (Reflights) prinzipiell dem genehmigten Production Flight Test Program entsprechen haben.

Der 1. Pilot verfügte über eine Freigabe des Luftfahrzeugherstellers zur Durchführung von „Reflights“ (Bewegungsflüge) auf dem Luftfahrzeug Diamond DA 42, bei denen jedoch nur die notwendige Besatzung für den geplanten Flug an Bord sein durfte.

Die Rolle einer zweiten Person an Bord war weder als 2. Pilot noch als Passagier gegeben und notwendig, wie sich aus den Verfahrensanweisungen für Prüfungs- und Überstellungsflüge des Luftfahrzeugherstellers klar ergibt.

Der verantwortliche Pilot (1. Pilot) saß auf dem vorderen rechten Pilotensitz. Im Betriebshandbuch des gegenständlichen Luftfahrzeuges ergibt sich keine abschließende Beurteilung und Anweisung, welchen Pilotensitz der verantwortliche Pilot zu belegen hat.

Der Luftfahrzeughersteller verweist jedoch als Einschränkung im Betrieb unter der Verwendung des Autopiloten darauf, dass der linke Pilotensitz während der gesamten Betriebszeit mit geschlossenen Sitzgurten durch den Piloten besetzt werden muss. Die Sitzposition am linken Sitz für den 1. Piloten bzw. Pilot in Command PIC ergibt sich vor allem aus dem Design des Instrumenten Panels, da das Primary Flight Display PFD des Garmin G1000, mit den Primary Flight Instrumenten, auf der linken Seite des Instrumenten Panels installiert ist.

Im Ausbildungsprogramm für die Qualifizierung von Erprobungs- und Prüfpiloten des Luftfahrzeugherstellers findet sich keine Anweisung zur Sitzposition des Piloten. Ermittlungen haben ergeben, dass die Einweisung des 1. Piloten für dessen Qualifizierung als Prüfpilot auf dem linken Pilotensitz durchgeführt wurde. Im Verlauf der Ausbildung im Rahmen des Qualifizierungsprogramms für Erprobungs- und Prüfpiloten hat eine theoretische Einweisung zum Thema Trudeln und Ausleiten von Trudel-Zuständen stattgefunden.

Passagier / 2. Pilot

Der mitfliegende Passagier / 2. Pilot war erst seit kurzem Angestellter des Luftfahrzeugherstellers, verfügte jedoch über keine Ausbildung und Zulassung, Prüf- und Überstellungsflüge für den Luftfahrzeughersteller durchzuführen.

Der mitfliegende Passagier besaß jedoch die Qualifizierung als Pilot für das Luftfahrzeug Diamond DA 42 und war am Unfalltag im Besitz einer gültigen behördlichen Lizenz und eines medizinischen Tauglichkeitszeugnisses und ist beim gegenständlichen Unfallflug auf dem linken Pilotensitz gesessen.

Der Passagier / 2. Pilot hat am Vorabend des Unfallfluges seine Flugabsicht in seinem Profil eines sozialen Mediums angekündigt. Der Text lässt sich auch als deutlicher Hinweis dafür lesen, dass der Passagier / 2. Pilot die Absicht hatte, das Luftfahrzeug selbst zu fliegen bzw. zu steuern und zu testen.

Gemäß „Permit to Fly“ und den damit verbundenen Verfahrensanweisungen war der Aufenthalt des Passagiers / 2. Pilot an Bord des Luftfahrzeuges von der aufsichtsführenden Behörde im Rahmen des Erprobungsprogrammes des Luftfahrzeugherstellers nicht erlaubt.

Es konnte nicht zweifelsfrei festgestellt werden, wer das Luftfahrzeug kurz vor bzw. zum Unfallzeitpunkt gesteuert hat.

2.1.3 Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers

Flugerprobungsprogramm – Prüf- und Überstellungsflüge – Qualifizierung von Erprobungs- und Prüfpiloten

Die Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers in Verbindung mit dem Erprobungsprogramm „Permit to Fly“, die den Betrieb des gegenständlichen Luftfahrzeugs zum Zeitpunkt des Unfallfluges regelten, weisen weder eine eindeutige Zuordnung der Sitzposition noch die Notwendigkeit der Einweisung des Piloten zum Fliegen von unterschiedlichen Pilotensitzen aus.

Eine Einweisung zum Fliegen des Unfall Luftfahrzeugs vom rechten Pilotensitz aus wurde dem verantwortlichen 1. Piloten nicht erteilt. Eine derartige Einweisung war auch zum Zeitpunkt des Unfalls für die Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers und den diesen zugrundeliegenden normativen Regeln der aufsichtsführenden Behörde nicht vorgesehen.

In den Auswahlkriterien für Prüf- und Erprobungspiloten und der dazu gehörenden Dokumentation des Luftfahrzeuges war zum Zeitpunkt des Unfalls kein Eignungstest über die psychischen Voraussetzungen und Kompetenzen eines Prüf- und Erprobungspiloten vorgesehen und wurde dementsprechend auch nicht durchgeführt.

Die Auswahl von Prüf- und Erprobungspiloten und die Erteilung der dazu erforderlichen Berechtigung erfolgte ausschließlich aufgrund der Erfüllung taxativ aufgezählter technischer Kriterien.

Nicht-technische Fertigkeiten („Non-Technical Skills“) sind in den Auswahlkriterien für Prüf- und Erprobungspiloten und für die Zuerkennung der Berechtigung zur Durchführung von Prüf- und Erprobungsflügen nicht enthalten.

Es ist auch nicht nachvollziehbar, wie der Luftfahrzeughersteller als verantwortliche Instanz zur Durchführung des Prüf- und Flugerprobungsprogrammes mit dem Nichtbefolgen von Verfahrensanweisungen im Zuge des genehmigten „Permit to Fly“-Verfahrens und zum Zeitpunkt des Unfalles umgegangen ist. Jedenfalls fehlen in den der Ermittlung zugrundeliegenden Dokumentation Verfahrensanweisungen bei Fehlverhalten im Rahmen des Prüf- und Flugerprobungsprogramms.

Humanfaktoren

Folgende Humanfaktoren haben zum gegenständlichen Flugunfall beigetragen:

Das Zusammenwirken von Nichtbefolgung der Dokumentation des Luftfahrzeugherstellers und einer nicht allumfassenden Einschätzung der für eine sichere Führung des Luftfahrzeuges notwendigen praktischen bzw. fliegerisch erforderlichen Voraussetzungen haben zum Unfallgeschehen beigetragen.

Das Luftfahrzeug wurde unmittelbar vor dem Unfallgeschehen außerhalb der im Flughandbuch des Luftfahrzeugherstellers beschriebenen Betriebsgrenzen geführt. Daraus resultierte ein unkontrollierter Flugzustand, der in Folge die Unfallsequenz ausgelöst hat.

Die Nichtbefolgung von Verfahrensanweisungen und die Nichteinhaltung von Betriebsgrenzen des Luftfahrzeuges lassen auf eine gewisse Leichtfertigkeit schließen.

Das von der Austro Control GmbH zugelassene Flugerprobungsprogramm des Luftfahrzeugherstellers gab bereits den normativen Rahmen vor, der die Beförderung bzw. den Mitflug des Passagiers / 2. Pilot unzulässig machte.

Der 1. Pilot war als verantwortlicher Pilot für die sichere Flugdurchführung und Risikoabschätzung sowie die Einhaltung der Vorgaben des „Permit To Fly“ und der Verfahrensanweisungen zuständig.

Die Ermittlungen weisen darauf hin, dass der verantwortliche 1. Pilot seiner Verantwortung, für eine sichere Flugdurchführung unter Einhaltung der einschlägigen Vorgaben zu sorgen, nicht zur Gänze nachgekommen ist.

Anmerkung:

Diamond Aircraft Industries hat aufgrund des gegenständlichen Flugunfalls mit der DA 42 M, am 06. Juni 2009, zwischenzeitlich diverse Änderungen bzw. Anpassungen eingeführt.

Mit einem Reservierungssystem werden nun alle geplanten Flüge, für die die Diamond Aircraft Industries der Flugzeughalter ist, erfasst. Dies ermöglicht den verantwortlichen Personen ein umfassendes Bild über diese jeweiligen Flugbewegungen.

Die Platzzuweisung des Piloten im Cockpit wurde einer Regelung unterzogen. Grundsätzlich sitzt der Pilot in Command PIC auf der linken Seite. Eine „erforderliche“ Sitzposition des Piloten auf der rechten Seite ist firmenintern eigens über eine Berechtigung reguliert.

Die mentale und charakterliche Eignung von Piloten wird im Rahmen der periodischen Flugtauglichkeitsuntersuchung mittels eines psychologischen Tests regelmäßig überprüft. Eine starke Professionalisierung und Reglementierung im Bereich der Flugerprobung hat ebenfalls stattgefunden. Dies hat direkten Einfluss bzw. Auswirkungen auf die Stellenbeschreibung und auf die Auswahl bzw. Anstellung der jeweiligen Piloten.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Die auf Grundlage der vorliegenden Daten ermittelte Beladung und der damit zusammenhängende Schwerpunkt des Luftfahrzeuges lagen für den gegenständlichen Unfallflug vom Startverlauf über den Streckenflug und die prognostizierte Landung hinweg innerhalb der vom Luftfahrzeughersteller publizierten Betriebsgrenzen.

Ein kausaler Zusammenhang mit dem gegenständlichen Unfallhergang und Unfallverlauf kann daher ausgeschlossen werden.

2.2.2 Instandhaltung

In Übereinstimmung mit den Vorschriften der Wartung und der Dokumentation wurde das Luftfahrzeug ordnungsgemäß gewartet und die Wartungen ordnungsgemäß dokumentiert.

Es konnte kein kausaler Zusammenhang mit dem gegenständlichen Unfallhergang und Unfallverlauf hergestellt werden.

2.2.3 Technische Untersuchung

Im Zuge der eingehenden Inspektionen des Luftfahrzeugwracks am Unfallort und im Laufe der technischen Begutachtung nach der Sicherstellung konnten keine Hinweise gefunden werden, dass Luftfahrzeugteile während des Fluges vor dem Aufprall abgetrennt oder abgefallen sind.

Die gesamtheitliche Betrachtung indiziert, dass der Flugunfall nicht aufgrund von strukturellem Versagen am Luftfahrzeug herbeigeführt wurde. Eine weitere externe methodologische Untersuchung hat keinen Hinweis darauf ergeben, dass das Luftfahrzeug nicht ordnungsgemäß im Fluge zu führen war, da keine mechanischen Einschränkungen vor dem Unfallgeschehen in punkto Steuerbarkeit des Luftfahrzeuges festgestellt wurden.

Es bestehen keine Verdachtsmomente auf andere Beeinträchtigungen des Luftfahrzeuges, die während des Fluges am Luftfahrzeug aufgetreten sein könnten, wobei dies aufgrund des Zerstörungsgrads des Luftfahrzeugs jedoch nicht mit absoluter Sicherheit ausgeschlossen werden kann.

2.2.4 Überlebensaspekte

Das Luftfahrzeug hatte bei einer Geschwindigkeit von ca. 354 km/h Erstkontakt mit Bäumen, stürzte sodann steil nach unten und schlug am Erdboden auf.

Die bei dem Absturz einwirkenden Kräfte waren so massiv, dass ein Überleben auch bei bestmöglichem Gebrauch und optimaler Funktion von im Luftfahrzeug vorhandenen Gurt- bzw. Rückhaltesystemen und Überlebens- und Schutzausrüstung nicht möglich war.

2.3 Flugwetter

Der gegenständliche Unfallflug wurde unter Sichtflugwetterbedingungen durchgeführt. Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden und werden daher nicht in die Analyse einbezogen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der verantwortliche 1. Pilot war im Besitz einer am Unfalltag gültigen Pilotenlizenz für das verwendete Luftfahrzeug und den gegenständlichen Flug.
- Das notwendige medizinische Tauglichkeitszeugnis des Piloten hatte am Unfalltag Gültigkeit.
- Der verantwortliche 1. Pilot verfügte über Flugerfahrung auf dem verwendeten Luftfahrzeugmuster.
- Die Luftfahrzeugtype war für die Verwendung für Sichtflug und Instrumentenflug zugelassen.
- Das gegenständliche Luftfahrzeug wurde unter einem „Permit to Fly“ im Flugerprobungsprogramm des Luftfahrzeugherstellers betrieben.
- Der 2. Pilot / Passagier war im Besitz einer am Unfalltag gültigen Pilotenlizenz für das verwendete Luftfahrzeug und den gegenständlichen Flug.
- Das notwendige medizinische Tauglichkeitszeugnis des 2. Pilot / Passagier hatte am Unfalltag Gültigkeit.
- Der 2. Pilot / Passagier verfügte über Flugerfahrung auf dem verwendeten Luftfahrzeugmuster.
- Der 2. Pilot / Passagier hatte Flugerfahrung und war im Besitz einer gültigen Instrumentenflug-Berechtigung.
- Der 2. Pilot / Passagier hätte laut den Verfahrensanweisungen des Luftfahrzeugherstellers nicht an Bord des Luftfahrzeuges sein dürfen.
- Der verantwortliche Pilot saß auf dem rechten Pilotensitz. Dazu hatte er keine Einweisung durch den Luftfahrzeughersteller erhalten, die jedoch laut dem Luftfahrzeughersteller auch nicht notwendig war.
- Im Zuge der Ausbildung zum Prüfpiloten des Luftfahrzeugherstellers hat der verantwortliche Pilot keine Einweisung zum Führen des Luftfahrzeuges vom rechten Pilotensitz im Rahmen des „Permit to Fly“ erhalten.
- Es war von Seiten des Luftfahrzeugherstellers nicht vorgesehen, dass das Luftfahrzeug im Rahmen des „Permit to fly“ vom rechten Pilotensitz gesteuert wird.
- Der verantwortliche 1. Pilot verfügte über keinen schriftlichen und oder mündlichen Flugauftrag zur Durchführung des Fluges.

- Der gegenständliche Flug war laut den Angaben des Luftfahrzeugherstellers kein Flug im Zuge des Erprobungsprogramms des Luftfahrzeugherstellers.
- Der Flug fand als Bewegungsflug (Reflight) unter dem „Permit to Fly“ des Erprobungsprogramms des Luftfahrzeugherstellers statt.
- Die Durchführung einer Flugvorbereitung sowie die Einholung einer Wetter-Beratung vor dem Flug durch den verantwortlichen Piloten konnten nicht nachgewiesen werden.
- Der gegenständliche Flug wurde als Flug nach Sichtflug-Regeln durchgeführt.
- Technische Untersuchungen am Luftfahrzeug ergaben – soweit dieses aufgrund der unfallbedingten Beschädigungen möglich war – keine Hinweise auf bereits vorher bestandene Mängel, welche den Unfall herbeigeführt oder beeinflusst haben könnten.
- Beide Triebwerke lieferten zum Zeitpunkt der Berührung mit den Bäumen Leistung und arbeiteten innerhalb der Betriebsgrenzen.
- Das Luftfahrzeug wurde ordnungsgemäß unter einem „Permit to Fly“ betrieben und gewartet.
- Das Luftfahrzeug berührte einige ca. 25 m hohe Bäume, bevor es auf dem Waldboden aufschlug.
- Der am linken Pilotensitz sitzende 2. Pilot / Passagier wurde an der Unfallstelle angeschnallt sitzend tot aufgefunden.
- Aufgrund der vorliegenden Dokumentation der Unfallstelle und des Verletzungsbildes konnte nicht zweifelsfrei festgestellt werden, ob der verantwortliche 1. Pilot am rechten vorderen Sitz angeschnallt war.
- Die vorliegenden Flugwegaufzeichnungen und der Eintrittswinkel in die Bäume sowie die Unfallstelle lassen auf eine steilwinkelige, nach unten gerichtete, sich um die Längsachse des Luftfahrzeuges drehende Abwärtsbewegung schließen.
- Es konnte nicht eindeutig festgestellt werden, ob der am rechten Sitz sitzende verantwortliche 1. Pilot oder der am linken Sitz sitzende 2. Pilot / Passagier das Luftfahrzeug vor bzw. beim Absturzgeschehen im Fluge geführt hat.
- Der Unfallverlauf deutet auf ein in geringer Höhe stattfindendes Trudel-Verhalten des Luftfahrzeuges hin, welches im Ausleitverfahren des Trudeln zum Kontakt mit Bäumen und dem Boden geführt hat.
- Der Kontakt mit den Bäumen fand mit ca. 354 km/h statt.
- Aufgrund der massiven Krafteinwirkung, war es nicht möglich, den Aufprall zu überleben; die beiden Insassen waren sofort tot.
- Das verwendete Flugzeugmuster ist nicht zum Trudeln zugelassen, da dies für mehrmotorige Flugzeuge in der normalen Kategorie (CS-23) nicht erforderlich ist.

- Das Qualifizierungsprogramm des Luftfahrzeugherstellers für Erprobungs- und Prüfpiloten legte vor dem Unfallflug keine Bewertung von nichttechnischen Fähigkeiten als Voraussetzung für die Aufnahme in das Programm fest.
- Das Erprobungsprogramm des Luftfahrzeugherstellers für Erprobungs- und Prüfpiloten bot zum Unfallzeitpunkt keine Kriterien oder Empfehlungen bei Verstößen gegen Verfahrensanweisungen des Erprobungs- und Prüfungsprogrammes.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Kontrollverlust im Flug mit anschließender Kollision mit Bäumen (Loss of Control In-flight, LOC-I)

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Nichteinhaltung der Betriebsgrenzen des Luftfahrzeuges und daraus resultierender Kontrollverlust;
- Zu geringe Flughöhe über Grund;
- Mangelnde Beachtung der Dokumentation des Luftfahrzeugherstellers;
- Nichtbeachten der für den Flug notwendigen normativen Voraussetzungen bzw. des „Permit to fly“ und der diversen Verfahrensanweisungen;
- Mangelhafte Einschätzung der Flugeigenschaften des Luftfahrzeuges;
- Fehlende Berücksichtigung nicht technischer Anforderungen („Non-technical Skills“) bei der Auswahl von Prüf- und Erprobungspiloten;

4 Sicherheitsempfehlungen

Nr. SE/SUB/LF/5/2024, ergeht an: Hersteller des Luftfahrzeuges Diamond DA42

„Stall Recovery Prodecure“

Der Luftfahrzeughersteller hat keine Handlungsanweisung zur Beendigung eines Strömungsabrisses (Stall Recovery Procedere) in der Luftfahrzeugdokumentation veröffentlicht.

Somit sind keine konkreten theoretischen und praktischen Hilfestellungen für derartige Situationen in der Luftfahrzeug-Dokumentation für Piloten vorhanden.

Dem Hersteller des Luftfahrzeuges wird empfohlen, Handlungsanweisungen zur Beendigung eines Strömungsabrisses (Stall Recovery Procedere) in das Flughandbuch (AFM) aufzunehmen. Der Schwerpunkt muss dabei vor allem auf der Erkennung und Vermeidung von Strömungsabrissen und der Beendigung vom Strömungsabrissen liegen.

Nr. SE/SUB/LF/6/2024, ergeht an: EASA

„None-technical Skills“

Das Ausbildungsprogramm für Prüf- und Erprobungspiloten, die in Luftfahrzeugen im Rahmen von Flugerprobungsprogrammen eingesetzt werden, sieht keine Prüfung der Persönlichkeitsstruktur angehender Prüf- und Erprobungspiloten vor. Im Hinblick auf den Hergang des gegenständlichen Unfalles erscheint es ratsam, die persönliche Eignung von Bewerbern in Bezug auf nicht-technische Fähigkeiten zu überprüfen.

Die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes empfiehlt, die Europäische Luftfahrt Sicherheitsbehörde (EASA) möge die Anforderungen zur Prüfung von nicht-technischen Fähigkeiten und der Eignung von Bewerbern für die Aufnahme als Pilot in Flugerprobungsprogramme prüfen und dazu Leitlinien bzw. Vorgehensweisen vorschlagen.

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 Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden.....	13
--------------------------------	----

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Unfallstelle bei Lindgrub	11
Abbildung 2 Teilausschnitt des Flugverlaufs bis zum Bodenkontakt	12
Abbildung 3 Luftfahrzeug DA 42M (Symbolbild).....	12
Abbildung 4 Diamond Aircraft DA 42	16
Abbildung 5 GAFOR Vorfallszeitraum / Zeitabschnitt 1	21
Abbildung 6 Gafor Vorfallszeitraum / Zeitabschnitt 2	22
Abbildung 7 ALPFOR Vorfallszeitraum	22
Abbildung 8 Kategorisierung GAFOR (Austro Control, 2009)	23
Abbildung 9 Flugwegaufzeichnung Radar System Goldhaube Österreich.....	25
Abbildung 10 Absturzstelle Luftfahrzeug Skizze	29
Abbildung 11 Permit to fly Form 18b Seite 1	37
Abbildung 12 Permit to fly Form 18b Seite 2	38
Abbildung 13 Permit to fly Form 20b	39
Abbildung 14 Auszug Flughandbuch DA42 - Strömungsabriss Geschwindigkeiten.....	43
Abbildung 15 Auszug Flughandbuch DA42 - Zugelassene Maneuver	45
Abbildung 16 Auszug Flughandbuch DA42 - Trudeln I	47
Abbildung 17 Auszug Flughandbuch DA42 - Trudeln II	48
Abbildung 18 Übersicht Anfängliches Trudeln	49
Abbildung 19 Voll Entwickeltes Trudeln.....	50
Abbildung 20 Ausleiten des Trudelns.....	51
Abbildung 21 Phasen des Trudelns	51

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 02. 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 des Bundesministeriums für Verkehr und verstaatlichte Unternehmungen vom 15. Februar 1967, **Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967**, BGBl. Nr. 56/1967, in der zum Flugunfall gültigen Fassung BGBl. II Nr. 91/2008

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 (EU) Nr. 965/2012 der Kommission vom 05. Oktober 2012 zur Festlegung technischer Vorschriften und von Verwaltungsverfahren in Bezug auf den Flugbetrieb gemäß der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates

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.

Abkürzungen

A/C	Aircraft
AC	Advisory Circular
ACG	Austro Control GmbH
AFCS	Automatic Flight Control System
AFM	Aircraft Flight Manual
ALT	Altitude
AGL	Above Ground Level
AIP	Aeronautical Information Publication
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
BCMT	Beginning of Civil Morning Twilight
BGBL	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
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
DME	Distance Measuring Equipment
EASA	European Aviation Safety Agency
ECET	End of Civil Evening Twilight
ECU	Electronic Control Unit
EFIS	Electronic Flight Instrument System
ELEV	Elevation
ELT	Emergency Locator Transmitter
Eng	Engine
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

LKA	Landeskriminalamt
LONG	Longitude
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
OVC	Overcast (8/8)
PIC	Pilot in Command
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
SUB	Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes
SV	Sachverständiger
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 Meeresspiegel
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