



Verkehrssicherheitsarbeit  
für Österreich

## UNTERSUCHUNGSBERICHT

### Unfall (Zusammenstoß) des Flugzeuges Type Diamond DA40D und des Hubschraubers Robinson R44 am 14.11.2006 nahe Katzelsdorf, NÖ

GZ. BMVIT-85.117/0004-IV/BAV/UUB/LF/2016  
DVR:0000175



#### Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes (SUB) Bereich Zivilluftfahrt

Untersuchungsstelle für die Sicherheit der Zivilluftfahrt

## ÜBERSICHT

|                         | Seite |
|-------------------------|-------|
| Inhaltsverzeichnis      | 2     |
| Einleitung              | 6     |
| Kapitel 1               | 7     |
| TATSACHENERMITTLUNG     |       |
| Kapitel 2               | 76    |
| ANALYSE                 |       |
| Kapitel 3               | 96    |
| SCHLUSSFOLGERUNGEN      |       |
| Kapitel 4               | 108   |
| SICHERHEITSEMPFEHLUNGEN |       |

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 oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

Sicherheitsempfehlungen sind, wenn nicht anders angegeben, 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 Unfall oder der schweren Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

Bei den verwendeten personenbezogenen Bezeichnungen gilt die gewählte Form für beide Geschlechter

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 1 Stunde).

Bundesanstalt für Verkehr  
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Bereich Zivilluftfahrt  
Postanschrift: Postfach 206, 1000 Wien  
Büroadresse: Trauzlgasse 1, 1210 Wien  
T: +43(0)1 71162 DW 659230, F: +43(0)1 71162 DW 6569299  
E: [fus@bmvit.gv.at](mailto:fus@bmvit.gv.at)

## INHALTSÜBERSICHT

|                                                                           |    |
|---------------------------------------------------------------------------|----|
| Abkürzungen (analog Luftfahrthandbuch Österreich) .....                   | 4  |
| Einleitung.....                                                           | 6  |
| 1   Tatsachenermittlung (Sachverhalt) .....                               | 7  |
| 1.1   Flugverlauf .....                                                   | 7  |
| 1.2   Personenschaden .....                                               | 12 |
| 1.2.1   Flugzeug A.....                                                   | 12 |
| 1.2.2   Hubschrauber B.....                                               | 12 |
| 1.3   Schaden am Luftfahrzeug.....                                        | 12 |
| 1.4   Andere Schäden .....                                                | 12 |
| 1.5   Angaben zu Personen .....                                           | 12 |
| 1.5.1   Pilot A .....                                                     | 12 |
| 1.5.2   Pilot B .....                                                     | 13 |
| 1.6   Angaben zum Luftfahrzeug.....                                       | 14 |
| 1.6.1   Flugzeug A.....                                                   | 14 |
| 1.6.2   Hubschrauber B.....                                               | 15 |
| 1.6.3   Kraftstoff .....                                                  | 17 |
| 1.6.4   Beladung.....                                                     | 18 |
| 1.6.5   Relevante Systeme.....                                            | 19 |
| 1.6.6   Instandhaltung .....                                              | 22 |
| 1.6.7   Technische Vorkommnisse.....                                      | 22 |
| 1.6.8   Betriebsgrenzen, Verfahren, Flugleistungen .....                  | 22 |
| 1.7   Flugwetter .....                                                    | 24 |
| 1.7.1   Wettervorhersage .....                                            | 24 |
| 1.7.2   Aktuelle Wetterbedingungen.....                                   | 25 |
| 1.7.3   Natürliche Lichtverhältnisse .....                                | 25 |
| 1.8   Navigationshilfen.....                                              | 25 |
| 1.8.1   Navigationsausrüstung im Luftfahrzeug .....                       | 25 |
| 1.8.2   Luftfahrtkarten.....                                              | 28 |
| 1.8.3   Radaraufzeichnungen.....                                          | 30 |
| 1.9   Flugfernmeldedienste .....                                          | 31 |
| 1.9.1   Luftfunkstellen.....                                              | 31 |
| 1.9.2   Bodenfunkstellen .....                                            | 32 |
| 1.9.3   Sprechfunkaufzeichnungen .....                                    | 33 |
| 1.10   Flugplatz .....                                                    | 33 |
| 1.10.1   Allgemein .....                                                  | 33 |
| 1.10.2   Einrichtungen.....                                               | 33 |
| 1.10.3   Dienste.....                                                     | 34 |
| 1.11   Flugschreiber .....                                                | 34 |
| 1.11.1   Allgemein .....                                                  | 34 |
| 1.11.2   Zustand .....                                                    | 36 |
| 1.11.3   Aufzeichnungen .....                                             | 36 |
| 1.12   Feststellungen am Vorfallsort und am Luftfahrzeug .....            | 38 |
| 1.12.1   Gelände .....                                                    | 38 |
| 1.12.2   Aufschlag .....                                                  | 39 |
| 1.12.3   Lage des Luftfahrzeuges und seiner Teile.....                    | 39 |
| 1.12.4   Zustand des Luftfahrzeuges und seiner Teile.....                 | 43 |
| 1.12.5   Bauteile und Systeme – Materialversagen, Funktionsstörungen..... | 56 |

|         |                                                                        |     |
|---------|------------------------------------------------------------------------|-----|
| 1.13    | Medizinische und pathologische Angaben.....                            | 57  |
| 1.13.1  | Pilot A .....                                                          | 57  |
| 1.13.2  | Pilot B .....                                                          | 57  |
| 1.14    | Brand .....                                                            | 57  |
| 1.15    | Überlebensaspekte .....                                                | 58  |
| 1.15.1  | Such- und Rettungsmaßnahmen .....                                      | 58  |
| 1.15.2  | Verletzungsursachen .....                                              | 58  |
| 1.16    | Versuche und wissenschaftliche Untersuchungen .....                    | 59  |
| 1.17    | Organisation und Verfahren .....                                       | 59  |
| 1.17.1  | Flugsicherung .....                                                    | 59  |
| 1.17.2  | Flugplatzhalter .....                                                  | 62  |
| 1.17.3  | Luftfahrzeughersteller .....                                           | 63  |
| 1.18    | Andere Angaben .....                                                   | 64  |
| 1.18.1  | Luftfahrtrechtliche Bestimmungen .....                                 | 64  |
| 1.18.2  | Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren in der Luftfahrt ..... | 71  |
| 1.18.3  | Zusammenstoßwarngeräte (ACAS/TCAS) .....                               | 75  |
| 1.19    | Nützliche und effektive Untersuchungstechniken .....                   | 76  |
| 2       | Analyse .....                                                          | 76  |
| 3       | Schlussfolgerungen.....                                                | 97  |
| 3.1     | Befunde.....                                                           | 97  |
| 3.2     | Wahrscheinliche Ursachen .....                                         | 106 |
| 4       | Sicherheitsempfehlungen.....                                           | 107 |
| Anhänge | .....                                                                  | 109 |

## Abkürzungen (analog Luftfahrthandbuch Österreich)

---

|         |                                                                        |
|---------|------------------------------------------------------------------------|
| ACAS    | Airborne Collision Avoidance System                                    |
| ACL     | Anti Collision Light                                                   |
| AD      | Aerodrome                                                              |
| ADC     | Air Data Computer                                                      |
| AGL     | Above Ground Level                                                     |
| AIP     | Aeronautical Information Publication                                   |
| ALT     | Altitude                                                               |
| AHRS    | Attitude and Heading Reference System                                  |
| APWI    | Area Proximity Warning Information                                     |
| ARP     | Aerodrome Reference Point                                              |
| ASDA    | Accelerate-Stop Distance Available                                     |
| A-SMGCS | Aerodrome Surface Movement Guidance Control System                     |
| BKN     | Broken (5/8-7/8)                                                       |
| CBO     | Cycles Between Overhaul                                                |
| CISM    | Air Traffic Management Controller Incident Stress Management Programme |
| COM     | Communications                                                         |
| CPL     | Commercial Pilot Licence                                               |
| CSI     | Cycles Since Installation                                              |
| CSN     | Cycles Since New (manufacture)                                         |
| CSO     | Cycles Since Overhaul                                                  |
| CTR     | Control zone                                                           |
| CU      | Cumulus                                                                |
| DIST    | Distance                                                               |
| ECU     | Engine Control Unit                                                    |
| EFIS    | Electronic Flight Instrument System                                    |
| ELEV    | Elevation                                                              |
| ELT     | Emergency Locator Transmitter                                          |
| FADEC   | Full Authority Digital Engine Control                                  |
| FEW     | Few (1/8-2/8)                                                          |
| FIC     | Flight Information Centre                                              |
| FL      | Flight Level                                                           |
| FMS     | Flight Management System                                               |
| FPS     | Feet per Second                                                        |
| GNSS    | Global Navigation Satellite System                                     |
| GPS     | Global Positioning System                                              |
| GPWS    | Ground Proximity Warning System                                        |
| GS      | Ground Speed                                                           |
| HUD     | Head-Up Display                                                        |
| ISA     | International Standard Atmosphere                                      |
| INS     | Inertial Navigation System                                             |
| KIAS    | Knots Indicated Airspeed                                               |
| LAT     | Latitude                                                               |
| LDA     | Landing Distance Available                                             |

---

|        |                                                                                 |
|--------|---------------------------------------------------------------------------------|
| LLWSAS | Low-Level Wind Shear Alert System                                               |
| LONG   | Longitude                                                                       |
| MATZ   | Military Aerodrome Traffic Zone                                                 |
| MFD    | Primary Flight Display                                                          |
| MMEL   | Master Minimum Equipment List                                                   |
| MSAW   | Minimum Safe Altitude Warning                                                   |
| MSL    | Mean Sea Level                                                                  |
| NAV    | Navigation                                                                      |
| NORDO  | No Radio                                                                        |
| OAT    | Outside Air Temperature                                                         |
| OJTI   | On-the-Job-Training Instructor                                                  |
| OVC    | Overcast (8/8)                                                                  |
| PF     | Pilot Flying                                                                    |
| PFD    | Multifunction Display                                                           |
| PNF    | Pilot Non-flying                                                                |
| PN     | Part Number                                                                     |
| PPL    | Private Pilot Licence                                                           |
| PPR    | Prior Permission Required                                                       |
| RCC    | Rescue-Coordination-Centre                                                      |
| REP    | Report(ing), Reporting point                                                    |
| RPM    | Revolutions Per Minute                                                          |
| QFE    | Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)                         |
| QNH    | Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten |
| SB     | Service Bulletin                                                                |
| SC     | Stratocumulus                                                                   |
| SCT    | Scattered (3/8-4/8)                                                             |
| SLL    | Service Life Limit                                                              |
| SN     | Serial Number                                                                   |
| SSR    | Secondary Surveillance Radar                                                    |
| STCA   | Short Term Conflict Alert                                                       |
| TAWS   | Terrain Awareness Warning System                                                |
| TBO    | Time Between Overhaul                                                           |
| TCAS   | Traffic alert and Collision Avoidance System                                    |
| TFI    | Terminal Flight Information                                                     |
| TMA    | Terminal control Area                                                           |
| TODA   | Take-Off Distance Available                                                     |
| TORA   | Take-Off Run Available                                                          |
| TR     | Track                                                                           |
| TSN    | Time Since New (manufacture)                                                    |
| TSO    | Time Since Overhaul                                                             |
| TSI    | Time Since Installation                                                         |
| TT     | True Track                                                                      |
| VHF    | Very High Frequency (30.000 kHz bis 300 MHz)                                    |
| VOR    | VHF Omnidirectional Radio range                                                 |
| WGS84  | World Geodetic System 1984                                                      |

## Einleitung

- Luftfahrzeugart: A: Flugzeug  
B: Hubschrauber
- Hersteller: A: Diamond  
B: Robinson
- Muster: A: DA40D  
B: R44
- Staatszugehörigkeit: A: Österreich  
B: Österreich
- Luftfahrzeughalter (Art): A: Herstellungsbetrieb (Zivilluftfahrzeug)  
B: Zivilluftfahrerschule (Zivilluftfahrzeug)
- Betriebsart: A: Allgemeine Luftfahrt – Erprobungsflug  
B: Allgemeine Luftfahrt – Überstellungsflug
- Vorfallsort, Staat: Gmd. Katzelsdorf, Bez. Wr. Neustadt, Österreich
- Geogr. Koordinaten (WGS84): N 47°46'45", O 016°14'44" (Kollisionspunkt)  
N 47°46'40", O 016°14'32" (Endlage Flugzeug A)  
N 47°46'52", O 016°14'46" (Endlage Hubschrauber B)
- Orts-/Flughöhe: ca. 1800-1900 ft MSL (Kollisionspunkt)  
942 ft MSL (Endlage Flugzeug A)  
932 ft MSL (Endlage Hubschrauber B)
- Datum und Zeitpunkt: 14.11.2006, 12:12 Uhr  
(Zeiten in UTC = Lokalzeit minus 1 Stunde)
- Die Meldezentrale der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes (UUB) wurde am 14.11.2006 um ca. 12:30 Uhr von der Austro Control GmbH (ACG) als Such- und Rettungszentrale über den Vorfall informiert. Gemäß § 8 Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005, wurde vom Fachbereichsleiter Luftfahrt eine Untersuchung des Vorfalls eingeleitet. Die Sicherstellung der Beweismittel wurde unter Bedachtnahme darauf angeordnete, dass dadurch die Beweisaufnahme im Zuge von gerichtlichen Verfahren nicht behindert wird. Das Einvernehmen mit der Staatsanwaltschaft Wr. Neustadt wurde hergestellt. Der Untersuchungsleiter und zwei Untersuchungsbeauftragte der UUB trafen am 14.11.2006 um 13:15 Uhr am Vorfallsort ein.
- An der Untersuchung mitwirkende Sachverständige und Einrichtungen: Institut Dr. Wolfgang Denk.
- Folgende im Anhang 13 zum Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt, BGBl. Nr. 97/1949, vorgesehenen Staaten wurden verständigt, welche akkreditierte Vertreter und allenfalls Berater zur Untersuchung entsenden konnten:  
  
Konstruktionsstaat (R44): USA, kein Beobachter, kein Berater;  
Herstellerstaat (R44): USA, kein Beobachter, kein Berater.
- Vor Veröffentlichung des Untersuchungsberichts wurden Bemerkungen der betroffenen Behörden, Personen und Stellen eingeholt (siehe **Anhänge 3 und 4**).

- Zusammenfassung:

Pilot A startete am 14.11.2006, um 12:08 Uhr alleine als verantwortlicher Pilot mit dem Flugzeug A nach Sichtflugregeln am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (LOAN) mit dem Flugziel Flughafen Graz-Thalerhof (LOWG).

Zur gleichen Zeit flog Pilot B alleine als verantwortlicher Pilot mit dem Hubschrauber B nach Sichtflugregeln vom Flugplatz Trieben (LOGI) kommend zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (LOAN).

Flugzeug A kurvte vom Meldepunkt GOLF kommend im Steigflug nach rechts auf südwestlichen Kurs, Hubschrauber B kurvte im Horizontalflug nach links auf nordöstlichen Kurs. Gegen 12:12 Uhr kollidierten die beiden Luftfahrzeuge ca. 2,1 km südwestlich von Meldepunkt GOLF des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost in ca. 1800-1900 ft MSL und stürzten ab.

Beide Piloten erlitten tödliche Verletzungen. Beide Luftfahrzeuge wurden zerstört.

Der Zusammenstoß ist auf das für ein Ausweichen der Luftfahrzeuge zu spätes Erkennen der Zusammenstoßgefahr zurückzuführen.

## 1 Tatsachenermittlung (Sachverhalt)

### 1.1 Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Hergang des Vorfalles wurden aufgrund der Aussage des Flugplatzbetriebsleiters von Wr. Neustadt-Ost, der Radar- und Sprechfunkaufzeichnungen der ACG (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen, und 1.9, Flugfernmeldedienste) sowie der Aufzeichnungen bordseitiger Systeme (siehe auch Kapitel 1.11, Flugschreiber), in Verbindung mit den Erhebungen der Polizei und der UUB wie folgt rekonstruiert:

Am 14.11.2006 nahm Pilot A an einem Prüfflug auf einem Luftfahrzeug des Musters DA42 teil (Abflug LOAN 07:58, Landung LOAN 09:31 Uhr).

Danach führte Pilot A mit dem in Erprobung befindlichen Flugzeug A, Type Diamond DA40D, im Zuge der Boden- und Flugprüfung einen Prüfflug zum Flughafen Graz durch und befand sich im Abflug vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost. Pilot A befand sich allein an Bord von Flugzeug A.

Am 14.11.2006 führte Pilot B mit dem Hubschrauber B, Type Robinson R44, zwecks Durchführung einer 50-Stunden-Kontrolle am Triebwerk einen Überstellungsflug von Wr. Neustadt-Ost nach Trieben durch (Abflug LOAN 06:16, Landung LOGI 07:21 Uhr).

Nach Abschluss der Wartungsarbeiten startet Pilot B alleine um 11:32 Uhr zum Rückflug nach Wr. Neustadt-Ost und befand sich im Anflug auf den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost. Pilot B befand sich allein an Bord von Hubschrauber B.

Beide Flüge wurden zum Vorfallszeitpunkt als Sichtflüge im Flugplatzverkehr des nicht kontrollierten Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost durchgeführt.

Um 11:59 Uhr wurde der Motor von Flugzeug A angelassen. Der Pilot A meldete im Sprechfunkwege bei der Bodenfunkstelle des nicht kontrollierten Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost (Flugplatzhalter) einen Flug zum Flughafen Graz und gab bekannt,

nach dem Abflug vom Sichtflug zum Instrumentenflug überzugehen. Vom Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost wurde als Bezugsluftdruck QNH 1015 hPa übermittelt. Für diesen Flug war zwecks Flugregelwechsel vom Sichtflug zum Instrumentenflug (Flugregeln Z) und Durchführung von Anflügen nach Instrumentenflugregeln (ILS, GPS) ein Flugplan abgegeben worden (Abb.).

```
(FPL-OB- -ZG
-DA40/L-SG/S
-LOAN1215
-N0120VFR SNU/N0120F080 IFR P978 GRZ DCT
-LOWG0050 LOWW
-STG/FC STG/2APCH RMK/PIC , ,001,, 1ILS 1GPS DOF/061114
```

Abb.: Flugplan von Flugzeug A für den Flug LOAN-LOWG auf der ATS-Routen P978 (Quelle: ACG).

Um 12:08 Uhr startete Flugzeug A auf Piste 28 und flog über die südliche Platzrunde A in Richtung Meldepunkt GOLF. Nachdem der Flugplatzbetriebsleiter die Abflugzeit übermittelt hatte, meldete sich Pilot A von der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost ab. Weiterer Sprechfunkverbindung von Flugzeug A mit dieser Bodenfunkstelle, insbesondere Standortmeldungen beim Überfliegen der Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF, sind nicht dokumentiert (Abb.).

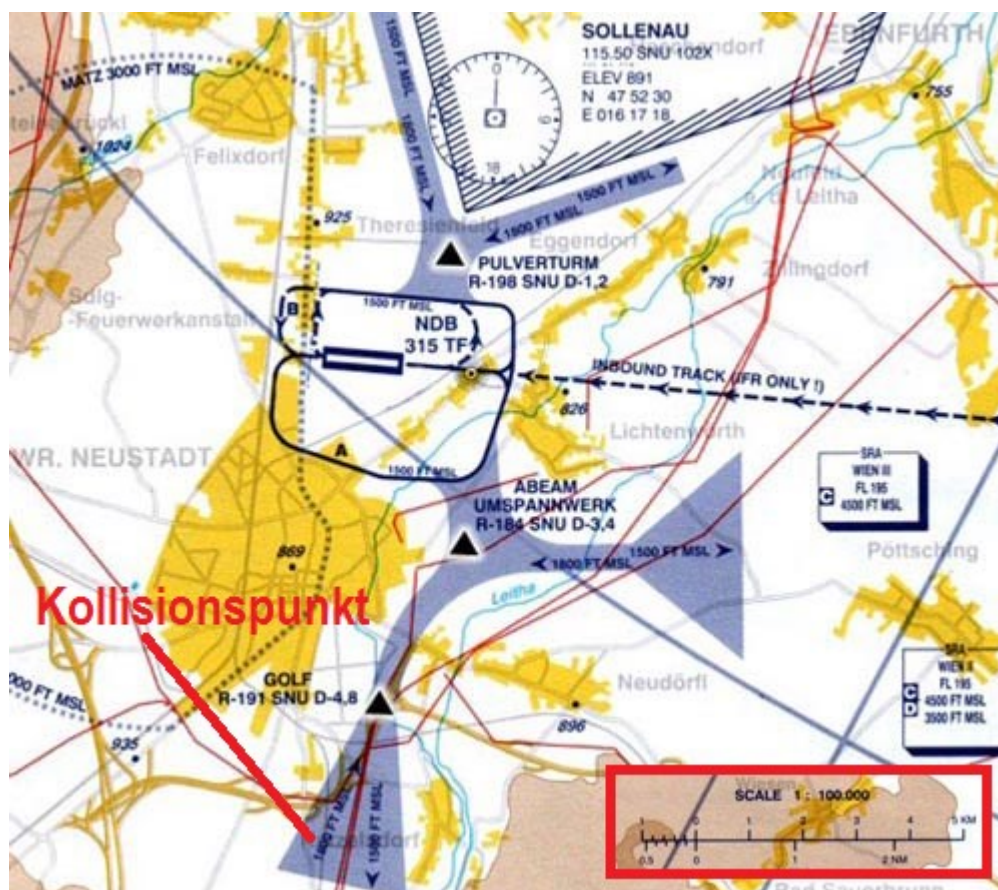


Abb. Sichtflugkarte Wr. Neustadt-Ost (Ausschnitt mit Maßstab) – Sektor südlich von Meldepunkt GOLF mit dem Kollisionspunkt zwischen Landesstraße 148 und Aspangbahn (Quelle: [www.loan-airport.at](http://www.loan-airport.at)).





Abb. Sichtflugverfahren Wr. Neustadt-Ost – Luftaufnahme der Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF in Anflugrichtung Norden fotografiert (Quelle: [www.loan-airport.at](http://www.loan-airport.at)).

Der Flugplatzbetriebsleiter meldete um 12:09 Uhr den Abflug an die zuständige Flugverkehrsdiensstelle (Abflugmeldung). Anderer an- oder abfliegender Flugplatzverkehr von Wr. Neustadt-Ost ist nach dem Start von Flugzeug A und der Landung eines Flugzeuges auf Piste 28 um 12:09 Uhr bis 12:34 Uhr nicht dokumentiert.

Ab 12:09:18 Uhr befanden sich Flugzeug A und Hubschrauber B gemeinsam im Erfassungsbereich der SSR-Bodenanlage Wien.

Der SSR-Transponder von Flugzeug A wurde im Modus A Code 7000 (Sichtflug) und Modus C (mit Druckhöhenübermittlung) abgefragt, jener von Hubschrauber B im Modus A Code 7000 ohne Druckhöhenübermittlung (Abb.).

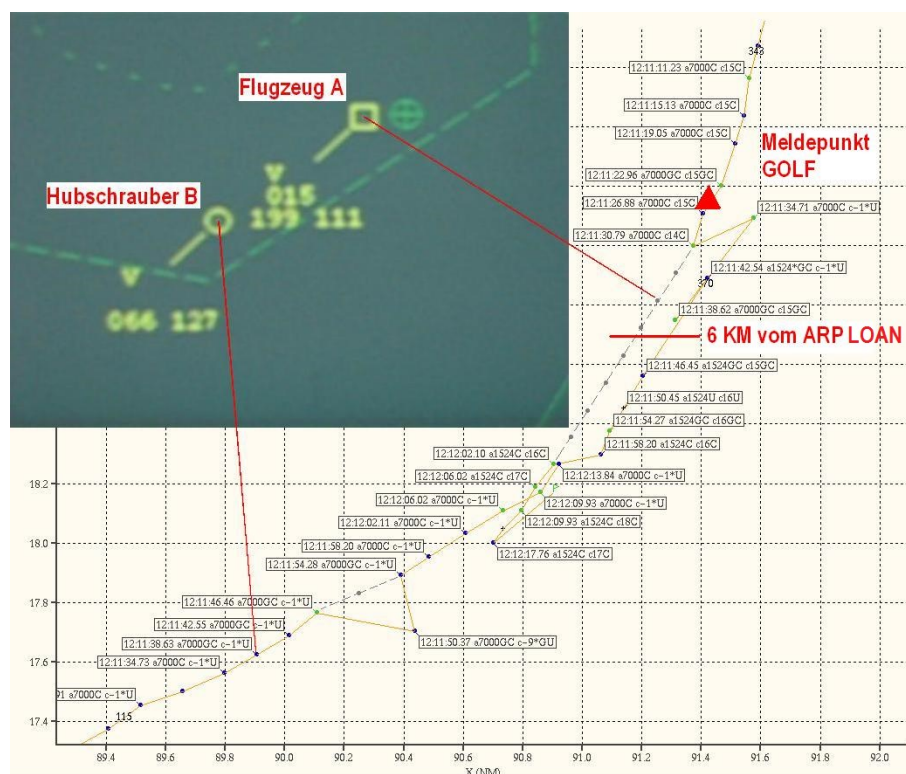


Abb. Radaraufzeichnung (Fortsetzung siehe **Anhang 2**) – Interpolierte Flugwege von Flugzeug A, SSR-Code 7000 bzw. 1524 (vom Überflug von Meldepunkt GOLF um 12:11:25 Uhr bis zum Zusammenstoß um 12:12:10), und von Hubschrauber B, SSR-Code 7000 (Quelle: ACG).

Der Abflug von Flugzeug A erfolgte über die Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK (12:10:36 Uhr) und GOLF (12:11:23 Uhr) im Horizontalflug in ca. 1500-1600 ft (Druckhöhe 1500 ft +/- 50 ft, QNH LOAN 1015 hPa). Der Steigflug auf ca. 1800-1900 ft MSL (FL 18) wurde innerhalb des südlich von Meldepunkt GOLF für An- und Abflüge vorgesehenen Sektors in einer Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost eingeleitet.

Seit 12:11:48 Uhr befand sich Hubschrauber B nach einem Sinkflug von ca. 5200 ft auf ca. 1900 ft (letzte vom GPS-Empfänger aufgezeichnete Flughöhe) mit annähernd unveränderter Geschwindigkeit über Grund im Horizontalflug.

Nachdem sich Pilot A von der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost abgemeldet hatte, erfolgte auf derselben Sprechfrequenz der Erstanruf von Pilot B. Er meldete den Hubschrauber B vom Abflugplatz Trieben kommend „Inbound GOLF“, ohne Standort und Flughöhe zu übermitteln (Standortmeldung), und erbat Landeinformation. Der Flugplatzbetriebsleiter meldete die Piste 28 in Betrieb und trug auf, den Queranflug zu melden. Das QNH Wr. Neustadt-Ost oder Informationen über den Flugplatzverkehr wurden nicht übermittelt. Nach dieser Meldung konnte der Flugplatzbetriebsleiter keine weitere Sprechfunkverbindung zum Hubschrauber B herstellen. Hubschrauber B näherte sich Meldepunkt GOLF südlich der militärischen Flugplatzverkehrszone (MATZ) Wr. Neustadt während der Betriebszeit der militärischen Flugleitung am Militärflugplatz Wr. Neustadt-West (LOXN).

Um 12:11:22 Uhr erfolgte der Erstanruf von Pilot A auf der für den Flugverkehrskontrolldienst mit Radar bestimmten Frequenz der Anflugkontrollstelle Wien, welche um 12:11:33 Uhr das Schalten des SSR-Transponders auf Code 1524 auftrug und das für den Flughafen Wien-Schwechat (LOWW) gültige QNH 1013 hPa übermittelte. Beide Werte wurden um 12:11:40 Uhr von Pilot A korrekt zurückgelesen. Zwischen 12:11:38 Uhr und 12:11:46 Uhr wurde der SSR-Transponder von Flugzeug A von Code 7000 auf Code 1524 geschaltet. Zur selben Zeit begann Flugzeug A von FL 15 auf FL 18 zu steigen, während die Geschwindigkeit über Grund von ca. 110 kt auf ca. 102 kt zurückging.

Zwischen 12:11:22 Uhr und 12:12:25 Uhr wurde auf dieser Sprechfrequenz für zumindest drei Instrumentenflüge Flugverkehrskontrolldienst ausgeübt.

Um 12:12:25 Uhr meldete die Anflugkontrollstelle Wien Flugzeug A identifiziert und kündigte die Übermittlung der Streckenflugfreigabe an. Verkehrsinformationen über andere Flüge wurden zu diesem Zeitpunkt nicht gegeben. Wiederholte Versuche der Anflugkontrollstelle Wien, eine Sprechfunkverbindung zum Flugzeug A herzustellen, blieben erfolglos.

Die Übermittlung von Verkehrsinformationen oder Ratschlägen für Ausweichmanöver durch die Anflugkontrollstelle Wien an den Piloten von Flugzeug A oder die Initiierung von Ausweichmaßnahmen durch die Piloten, ist nicht dokumentiert.

Der Abstand der beiden Luftfahrzeuge verringerte sich während der letzten 30 Sekunden vor dem Zusammenstoß von ca. 1,8 NM bis zur Kollision mit einer

mittleren Kursdifferenz von ca. 150° und einer mittleren Annäherungsgeschwindigkeit von ca. 225 kt bezogen auf die relative Horizontalbewegung.

In dieser Zeitspanne änderte Flugzeug A mit einer mittleren Geschwindigkeit über Grund von ca. 105 kt den Kurs über Grund von ca. 200° nach rechts auf ca. 220° und Hubschrauber B mit einer mittleren Geschwindigkeit über Grund von ca. 125 kt den Kurs über Grund von ca. 065° nach links auf ca. 055°. Flugzeug A befand sich zu diesem Zeitpunkt östlich der Flugverkehrsstrecke (ATS-Route) P978, welche in Richtung ca. 195° zum VOR GRZ verlief. Die rechtsweisende Peilung QUJ vom Flugzeug A zum VOR GRZ betrug ca. 215° (alle Kurs- und Richtungsangaben, wenn nicht anders angegeben, sind bezogen auf geographisch Nord = rechtweisend).

Um ca. 12:12:10 Uhr kam es ca. 2,1 km südwestlich von Meldepunkt GOLF im unkontrollierten Luftraum der Klasse G in einer Höhe von weniger als 3000 ft MSL bzw. 1000 ft AGL zur Kollision von Flugzeug A und Hubschrauber B.

Die größte von der SSR-Bodenanlage Wien im Modus C abgefragte Druckhöhe von Flugzeug A betrug um 12:12:10 Uhr FL 18. Die Aufzeichnung des in der Kabine von Hubschrauber B mitgeführten GPS-Empfängers endete um 12:12:13 Uhr in ca. 1900 ft im Horizontalflug A.

Beim Flugzeug A brach die linke Tragfläche und wurde das Höhenleitwerk von der Seitenflosse abgetrennt. Beim Hubschrauber B brach der Hauptrotormast und wurde das Leitwerk vom Rumpf abgetrennt.

Flugzeug A stürzte ca. 300 m südwestlich des Kollisionspunkts in ein westlich der Landesstraße 148 gelegenes Waldstück, der Hubschrauber B stürzte ca. 200 m nördlich des Kollisionspunkts auf eine östlich der Landesstraße 148 gelegene Ackerfläche.

Beide Piloten erlitten tödliche Verletzungen. Beide Luftfahrzeuge wurden zerstört.

Zum Vorfallszeitpunkt waren am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (Luftraumklasse G) Sichtflugwetterbedingungen (VMC) gegeben.

Die Höhe der Untergrenze der niedrigsten Wolkenschicht war ca. 4000 ft AGL bzw. ca. 4900 ft MSL bei einer Gesamtbedeckung von 3 bis 4 Achtel.

In Richtung Südsüdwest war durch den jahreszeitbedingten tiefen Sonnenstand mit Sichtbehinderungen zu rechnen.

Ausgehend von Bodenwind mit 270° / 10 kt im Großraum Wr. Neusstadt, ELEV ca. 900 ft MSL, resultiert ein Höhenwind in 2000 ft AGL von überschlägig ca. 300° / 20 kt. Zum Vorfallszeitpunkt war in ca. 1800-1900 ft MSL mit Wind aus ca. 285° und einer Windgeschwindigkeit von ca. 15 kt (linear interpoliert) sowie Turbulenz zu rechnen.

## 1.2 Personenschaden

### 1.2.1 Flugzeug A

| Verletzungen | Besatzung | Passagiere | Gesamt an Bord | Andere |
|--------------|-----------|------------|----------------|--------|
| Tödlich*)    | 1         |            |                |        |
| Schwer       |           |            |                |        |
| Leicht       |           |            |                |        |
| Keine        |           |            |                |        |
| Unbekannt    |           |            |                |        |
| GESAMT       | 1         |            |                |        |

\*) Anmerkung: Eine Verletzung, die eine Person bei einem Unfall erlitten hat und die innerhalb von 30 Tagen nach dem Unfallszeitpunkt den Tod zur Folge hat.

### 1.2.2 Hubschrauber B

| Verletzungen | Besatzung | Passagiere | Gesamt an Bord | Andere |
|--------------|-----------|------------|----------------|--------|
| Tödlich      | 1         |            |                |        |
| Schwer       |           |            |                |        |
| Leicht       |           |            |                |        |
| Keine        |           |            |                |        |
| Unbekannt    |           |            |                |        |
| GESAMT       | 1         |            |                |        |

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Beide Luftfahrzeuge wurden durch die Kollision und den anschließenden Absturz zerstört (siehe auch Kapitel 1.12, Feststellungen am Vorfallsort und am Luftfahrzeug).

## 1.4 Andere Schäden

Keine.

## 1.5 Angaben zu Personen

### 1.5.1 Pilot A

- Luftfahrzeug: Flugzeug A
- Funktion: verantwortlicher Pilot
- Sitzposition: links vorne
- Person am Steuer: Ja (PF)

- Zivilluftfahrerschein
 

|                                |                                         |
|--------------------------------|-----------------------------------------|
| Art der Lizenz:                | Berufspilotenschein                     |
| Ausgestellt von (Staat):       | Österreich                              |
| Gültigkeit der Lizenz:         | Am Tag des Vorfalls gültig              |
| Muster-/Typenberechtigung:     | Gewichtsklassen A bis C                 |
| Instrumentenflugberechtigung:  | Gew.kl. A bis C (erteilt am 29.03.2002) |
| Lehrberechtigung:              | Keine                                   |
| Sonstige Berechtigungen:       | volle Sprechfunkberechtigung            |
| Gültigkeit der Berechtigungen: | Am Tag des Vorfalls gültig              |

Das Tragen einer optischen Sehhilfe war nicht vorgeschrieben.

- Überprüfungen (Checks)
 

|                               |                                                                         |
|-------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|
| Instrumentenflugberechtigung: | Gew.kl. A auf DA40 am 10.10.2006,<br>Gew.kl. B/C auf DA42 am 13.10.2006 |
|-------------------------------|-------------------------------------------------------------------------|
- Flugerafahrung (inkl. Tag des Vorfalls)
 

|                                    |                                                                 |
|------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|
| Geflogene Muster:                  | DV20, C172, PA34, BE33, P28T, P28A/B,<br>DA40, C152, C150, DA42 |
| Gesamt auf allen Mustern:          | 408:29 Stunden                                                  |
| davon in den letzten 90 Tagen:     | 122:54 Stunden                                                  |
| davon in den letzten 24 Stunden:   | 2:31 Stunden                                                    |
| Gesamt auf dem Muster DA40 Serie:  | 122:29 Stunden                                                  |
| davon in den letzten 90 Tagen:     | 106:57 Stunden                                                  |
| davon in den letzten 24 Stunden:   | 0:36 Stunden                                                    |
| Flüge nach Instrumentenflugregeln: | 118:41 Stunden                                                  |
| Flugplatz Wr. Neustadt-Ost:        | 105 An- und Abflüge (seit 25.12.2003)                           |
| davon in den letzten 90 Tagen:     | 95 An- und Abflüge                                              |
- Dienst in den letzten 24 Stunden (lt. Flugbuch)
 

|                               |               |
|-------------------------------|---------------|
| Beanspruchungszeit:           | 7:18 Stunden  |
| davon Flugzeit:               | 2:31 Stunden  |
| Ruhezeit (vor Dienstantritt): | 16:42 Stunden |

#### 1.5.2 Pilot B

- Luftfahrzeug: Hubschrauber B
- Funktion: verantwortlicher Pilot
- Sitzposition: rechts vorne
- Person am Steuer: Ja (PF)
- Zivilluftfahrerschein
 

|                               |                                                             |
|-------------------------------|-------------------------------------------------------------|
| Art der Lizenz:               | Berufs-Hubschrauberpilotenschein                            |
| Ausgestellt von (Staat):      | Österreich                                                  |
| Gültigkeit der Lizenz:        | Am Tag des Vorfalls gültig                                  |
| Muster-/Typenberechtigung:    | R22 (erteilt am 10.05.2005),<br>R44 (erteilt am 17.07.2006) |
| Instrumentenflugberechtigung: | Keine                                                       |
| Lehrberechtigung:             | Keine                                                       |

|                                |                                    |
|--------------------------------|------------------------------------|
| Sonstige Berechtigungen:       | beschränkte Sprechfunkberechtigung |
| Gültigkeit der Berechtigungen: | Am Tag des Vorfalls gültig         |

Das Tragen einer optischen Sehhilfe war nicht vorgeschrieben.

- Flugerfahrung (inkl. Tag des Vorfalls)
 

|                                  |                                       |
|----------------------------------|---------------------------------------|
| Geflogene Muster:                | R22, R44                              |
| Gesamt auf allen Mustern:        | 192:25 Stunden                        |
| davon in den letzten 90 Tagen:   | 35:12 Stunden                         |
| davon in den letzten 24 Stunden: | 2:20 Stunden                          |
| Gesamt auf dem Muster R44:       | 40:48 Stunden                         |
| davon in den letzten 90 Tagen:   | 28:25 Stunden                         |
| davon in den letzten 24 Stunden: | 2:20 Stunden                          |
| Flugplatz Wr. Neustadt-Ost:      | 150 An- und Abflüge (seit 28.09.2004) |
| davon in den letzten 90 Tagen:   | 34 An- und Abflüge                    |
- Dienst in den letzten 24 Stunden (lt. Flugbuch)
 

|                               |               |
|-------------------------------|---------------|
| Beanspruchungszeit:           | 8:01 Stunden  |
| davon Flugzeit:               | 2:20 Stunden  |
| Ruhezeit (vor Dienstantritt): | 14:35 Stunden |

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.6.1 Flugzeug A

- Beschreibung
 

|                                |                                    |
|--------------------------------|------------------------------------|
| Luftfahrzeugart:               | Flugzeug (Gewichtsklasse A)        |
| Antriebsart:                   | Kolbentriebwerk                    |
| Anzahl der Triebwerke:         | 1                                  |
| Fahrwerksart:                  | Dreibeinfahrwerk, fest             |
| EFIS:                          | Eingebaut - voll                   |
| GNSS / GPS:                    | Eingebaut (siehe auch Kapitel 1.8) |
| Automatische Landungen:        | Nicht zugelassen                   |
| Präzisionsanflüge:             | Zugelassen für CAT I               |
| HUD:                           | Nicht eingebaut                    |
| Flug in Vereisungsbedingungen: | Nicht zugelassen                   |
| Windscherungswarneinrichtung:  | Nicht eingebaut                    |
- Hersteller:
 

|               |                  |
|---------------|------------------|
| Muster:       | Diamond Aircraft |
| Baujahr:      | DA40D            |
| Betriebszeit: | 2006             |
| Flüge:        | 2:10 Stunden TSN |
- Triebwerk(e)
 

|                 |                           |
|-----------------|---------------------------|
| Einbauposition: | Bug                       |
| Bauart:         | Dieselmotor               |
| Hersteller:     | Thielert Aircraft Engines |

|                 |                                    |
|-----------------|------------------------------------|
| Muster:         | TAE 125-01 (1698 cm <sup>3</sup> ) |
| Werknummer:     | 02-01-1022                         |
| Betriebszeit:   | 2:10 Stunden TSN                   |
| Betriebszyklen: | 2 CSN                              |

Die Triebwerks-Parameter des letzten am 14.11.2006 mit Flugzeug A durchgeführten Fluges waren auf der Motorsteuereinheit (ECU) gespeichert und konnten ausgelesen werden (siehe Kapitel 1.11, Flugschreiber).

- Propeller  
Bauart: 3-Blatt Constant Speed Propeller  
Hersteller: MT-Propeller  
Muster, Bauteilnummer: MTV-6-A/187-129  
Werknummer: 061012  
Betriebszeit: 2:10 Stunden TSN
- Bordpapiere  
Zivilluftfahrzeuge, die noch nicht allen Voraussetzungen nach § 12 Luftfahrtgesetz idgF entsprechen, dürfen nur mit schriftlicher Bewilligung der ACG von einem Flugplatz auf einen anderen im Fluge überstellt und außerhalb von Erprobungsbereichen (§ 7 idgF) im Fluge technisch erprobt werden (Zwischenbewilligung nach § 20 Luftfahrtgesetz idgF). Die ACG hat auf Antrag des Luftfahrzeughalters die Zwischenbewilligung zu erteilen, wenn das Zivilluftfahrzeug verkehrssicher ist und der Luftfahrzeughalter eine dem § 164 oder der Verordnung (EG) Nr. 785/2004 entsprechende Versicherungsdeckung nachgewiesen hat.

Der Flug am Vorfalstag wurde als Prüfflug auf Basis der Genehmigung des Luftfahrzeugherstellers als EASA Herstellungsbetrieb durchgeführt.

- Bescheinigung der Verkehrssicherheit: Die Flugklarheit des Luftfahrzeuges war in den Aufzeichnungen der Prüfflüge mittels Flight Log (Formblatt A44, Rev 1) per 07.11.2006 vom Production Inspector und Pilot A als Inspection Group Member bestätigt („The aircraft has been inspected and is serviceable for flight“).
- Nachweis der Versicherungsdeckung: Das Luftfahrzeug war am Tag des Vorfalles, wie gesetzlich vorgeschrieben, versichert.
- Das Luftfahrzeug war mit einem Eintragungszeichen für Prüfflüge gemäß ZLLV 2005, Anlage B, Gruppe I, gekennzeichnet, das gemäß § 11 ZLLV 2005 festgelegt und für das eine Ausnahmbewilligung gemäß § 21 ZLLV 2005 erteilt war. Das Eintragungszeichen war hinter der Kabine auf der Rumpfröhre fixiert.
- Die auf den Hersteller von Flugzeug A ausgestellte „Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle“ wurde nicht vorgelegt.

#### 1.6.2 Hubschrauber B

- Beschreibung  
Luftfahrzeugart: Hubschrauber

- |                                |                                          |
|--------------------------------|------------------------------------------|
| Antriebsart:                   | Kolbentriebwerk                          |
| Anzahl der Triebwerke:         | 1                                        |
| Fahrwerksart:                  | Kufen                                    |
| EFIS:                          | Nicht eingebaut                          |
| GNSS / GPS:                    | Nicht eingebaut (siehe auch Kapitel 1.8) |
| Automatische Landungen:        | Nicht zugelassen                         |
| Präzisionsanflüge:             | Nicht zugelassen                         |
| HUD:                           | Nicht eingebaut                          |
| Flug in Vereisungsbedingungen: | Nicht zugelassen                         |
| Windscherungswarneinrichtung:  | Nicht eingebaut                          |
- Hersteller: Robinson Helicopter  
Muster: R44  
Baujahr: 2001  
Betriebszeit: 1393:27 Stunden / 83 Monate TSN  
(TBO: 2200 Stunden / 144 Monate)  
  
davon seit letzter Instandhaltung: 0:40 Stunden  
Flüge: 2935
  - Triebwerk(e)  
Einbauposition: Rumpf  
Bauart: Ottomotor  
Hersteller: Textro/Avco Lycoming  
Muster: O-540-F1B5  
Werknummer: L25834-40A  
Betriebszeit: 1393:27 Stunden / 83 Monate TSN  
(TBO: 2000 Stunden / 144 Monate)  
  
davon seit letzter Instandhaltung: 0:40 Stunden  
  
L/H Zündmagnet, Bauteilnummer: S6LSC-200  
L/H Zündmagnet, Werknummer: H250013E  
Betriebszeit seit letzter Inspektion: 372:47 Stunden / 7 Monate TSO  
(TBO: 500 Stunden / 48 Monate )  
  
R/H Zündmagnet, Bauteilnummer: S6LSC-204T  
R/H Zündmagnet, Werknummer: I050001E  
Betriebszeit seit letzter Inspektion: 133:28 Stunden / 26 Monate TSO  
(TBO: 500 Stunden / 48 Monate )
  - Hauptrotor  
Bauart: 2-Blatt (linksdrehend)  
Hersteller: Robinson Helicopter  
Muster, Bauteilnummer: C016-1  
Werknummer (Blätter): 3675A (Red), 3688A (Blue)  
Betriebszeit: 1393:27 Stunden / 83 Monate TSN  
(SLL: 2200 Stunden / 144 Monate)  
  
Drehzahl (Power On): 396-408 RPM (99-102%),  
Blattspitzen-Geschwindigkeit 684-705 FPS



- Heckrotor  
Bauart: 2-Blatt  
Hersteller: Robinson Helicopter  
Muster, Bauteilnummer: C029-1  
Werknummer (Blätter): 2215A, 2225A  
Betriebszeit: 1393:27 Stunden / 83 Monate TSN  
(SLL: 2200 Stunden / 144 Monate)
- Bordpapiere  
Eintragungsschein, ausgestellt am 13.10.2006, von ACG;  
Lufttüchtigkeitszeugnis, ausgestellt am 19.03.2001, von ACG;  
Verwendungsbescheinigung, ausgestellt am 18.03.2003, von ACG;  
Zugelassene Verwendungs-, Einsatz-, Navigationsarten: Gewerbsm. Beförderung, Gewerbsm. Vermietung, Zivilluftfahrerausbildung, Allgemeine Luftfahrt, Personenbeförderung, Grundsicherungsflüge, Arbeitsflüge, Flüge mit Luftfunkstelle sowie – nicht in Verbindung mit „Gewerbsmäßiger Beförderung“ – Nachtsicht-Platzflüge und Nachtsichtflüge;  
Nachprüfungsbescheinigung, ausgestellt am 25.03.2005, von ACG, nächste periodische Nachprüfung am 20.02.2007;  
Lärmzulässigkeitsbescheinigung, ausgestellt am 20.02.2001, von ACG.
- Das Luftfahrzeug war am Tag des Vorfalls, wie gesetzlich vorgeschrieben, versichert.
- Die auf den Luftfahrzeughalter ausgestellte „Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle“ wurde nicht vorgelegt.

### 1.6.3 Kraftstoff

- Flugzeug A  
Verwendete Kraftstoffsorte: JET A1  
Empfohlene Kraftstoffsorte: JET A1  
Kraftstoffvorrat (Vorfallszeitpunkt): 104 l  
Spezifische Kraftstoffmasse (15°C): 0,804 kg/l (Richtwert)

Das DA40D Flughandbuch (FHB), Ausgabe 11.11.2002 idF 26.05.2003, Rev. 3, lautend auf die Werknummer von Flugzeug A, gibt für eine Motorleistung von 90-100 % (Start und Steigflug) einen Kraftstoffverbrauch von ca. 25-29 l/h an und für die empfohlene Motorleistung von 70% im Reiseflug ca. 18 l/h. Das Fassungsvermögen der Kraftstofftanks (Standardtanks) beträgt 106 l ausfliegbar.

Flugzeug A wurde am 07.11.2006 vollgetankt. Danach führte Pilot A einen Prüfflug von 2:06 Stunden Dauer durch. Am 14.11.2006 wurde Flugzeug A mit ca. 59 l JET A1 (12,8°C) betankt und ein Flug von 4 Minuten Dauer durchgeführt (Unfall).

Die Feuerwehr konnte aus dem Haupttank in der gebrochenen linken Tragfläche einige Liter Restkraftstoff abpumpen (siehe auch Kapitel 12, Feststellungen am Vorfallsort und am Luftfahrzeug).

- Hubschrauber B  
Verwendete Kraftstoffsorte: AVGAS 100LL  
Empfohlene Kraftstoffsorte: AVGAS 100LL, AVGAS 100/130

Kraftstoffvorrat (Vorfallszeitpunkt): ca. 112 l  
 Spezifische Kraftstoffmasse (15°C): 0,715 kg/l (Richtwert)

Aus den uneinheitlich geführten Betankungsaufzeichnungen im Bordbuch bzw. im Aircraft Technical Log ist im Zeitraum 17.6.2006 bis 25.10.2006 ein durchschnittlicher Kraftstoffverbrauch von mindestens 41 l/h rekonstruierbar.

Das Fassungsvermögen der Kraftstofftanks (Haupttank, Zusatztank) beträgt 116 l bzw. 69 l ausfliegbar.

Hubschrauber B wurde am 13.11.2006 mit ca. 81 l AVGAS (12,6°C) betankt. Pilot B vermerkte am 14.11.2006 im Bordbuch einen Kraftstoffvorrat von 100 %. Danach wurden zwei Flüge von insgesamt 1:45 Stunden Dauer durchgeführt.

Beide Kraftstofftanks waren aufgeplatzt und leer (siehe auch Kapitel 12, Feststellungen am Vorfallsort und am Luftfahrzeug).

#### 1.6.4 Beladung

- Flugzeug A
 

|                                   |                                                                                      |
|-----------------------------------|--------------------------------------------------------------------------------------|
| Höchstzulässige Abflugmasse:      | 1150 kg (Kategorie „Normal“ nach JAR-23)<br>980 kg (Kategorie „Utility“ nach JAR-23) |
| Höchstzulässige Landemasse:       | 1150 kg (Hauptfahrwerksblätter mit 18 mm Stärke eingebaut, TR-MÄM-40-123/e)          |
| Abflugmasse:                      | 1006 kg                                                                              |
| Masse zum Zeitpunkt des Vorfalls: | 1005 kg                                                                              |
| Zulässiger Schwerpunktbereich:    | 2,40-2,59 m hinter BE (alle Kat.)<br>2,41-2,59 m hinter BE (Kat. „Normal“)           |
| Schwerpunktlage (Abflug):         | 2,45 m hinter BE                                                                     |
| Schwerpunktlage (Vorfall):        | 2,45 m hinter BE                                                                     |

Analog dem mit Flugzeug A am 07.11.2006 durchgeführten Prüfflug wurde die Leermasse mit 829 kg (inkl. Aufbau für Erprobungskennzeichen), die Masse von Pilot A, der sich allein am linken vorderen Sitz befand, mit 85 kg (kein Gepäck) und die Masse des ausfliegbaren Kraftstoffs mit 92 kg (vollgetankt) angenommen.

- Hubschrauber B
 

|                                   |                                   |
|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Zulässige Abflugmasse:            | 1550-2400 lbs (703-1089 kg)       |
| Zulässige Landemasse:             | 1550-2400 lbs (703-1089 kg)       |
| Abflugmasse:                      | 1864 lbs (845 kg)                 |
| Masse zum Zeitpunkt des Vorfalls: | 1820 lbs (826 kg)                 |
| Zulässiger Schwerpunktbereich:    | LONG 92,0-102,5 in; LAT +/-2,8 in |
| Schwerpunktlage (Abflug):         | LONG 100,3 in; LAT +0,9 in        |
| Schwerpunktlage (Vorfall):        | LONG 100,2 in; LAT +1,0 in        |

Die Leermasse von Hubschrauber B betrug 1460,9 lbs (662,7 kg) und schloss laut Ausrüstungsverzeichnis vom 20.02.2001, zuletzt geändert im August 2003, Höhenmesser #2 ein. Die Masse von Pilot B, der sich allein im Hubschrauber B am rechten vorderen Sitz befand, wurde mit 176 lbs (ca. 80 kg) angenommen zuzüglich 7 lbs (ca. 3 kg) für das unter dem linken hinteren Sitz befindliche Gepäck. Die Masse des rekonstruierten ausfliegbaren Kraftstoffvorrats betrug ca. 176 lbs (ca. 80 kg).

### 1.6.5 Relevante Systeme

- Flugzeug A – SSR-Transponder

|                                     |                                                                  |
|-------------------------------------|------------------------------------------------------------------|
| Bauteilname:                        | SSR-Transponder mit Modus A, Modus C, Modus S und Höhencodierung |
| Hersteller:                         | Garmin                                                           |
| Muster, Bauteilnummer:              | GTX33, 010-00267-10                                              |
| Werknummer:                         | 89103062                                                         |
| Letzte Überprüfung gem. LTH Nr. 40: | 06.11.2006 (Ground-Test)                                         |
| Abweichung (Modus C):               | Referenzdruckhöhe +50 ft<br>(Toleranz +/- 125 ft)                |

Laut Flight-Testreport vom 08.11.2006 lag die Anzeigedifferenz zwischen Höhenmesser #1 (4000 ft) bzw. #2 (4020 ft) und der von einer SSR-Bodenanlage angezeigten Druckhöhe (FL40) innerhalb der Toleranz (+/-125 ft).

Ein SSR-Transponder mit Modus A und Modus C mit Höhencodierung ist gemäß Ergänzung A32 zum DA40D FHB, Ausgabe 30.06.2005, Rev. 3, Bestandteil der funktionsfähigen operationellen Mindestausrüstung für IFR-Flüge (JAR-23). Der SSR-Transponder ist in das Garmin G1000™-System integriert.

Das integrierte Avionik-System Garmin G1000™ (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen) bietet in Verbindung mit dem integrierten SSR-Transponder GTX33 im Modus S und geeigneten SSR-Bodenanlagen die Funktionalität eines optischen und akustischen Verkehrsinformationssystems (Traffic Information Service TIS) zur Unterstützung der Luftraumbeobachtung in Sichtflug-Wetterbedingungen. Dieses System wird im österreichischen Luftraum nicht unterstützt.

- Hubschrauber B – SSR-Transponder

|                                     |                                                         |
|-------------------------------------|---------------------------------------------------------|
| Bauteilname:                        | SSR-Transponder mit Modus A, Modus C und Höhencodierung |
| Hersteller:                         | Bendix King                                             |
| Muster, Bauteilnummer:              | KT 76A, 066-1062-00                                     |
| Werknummer:                         | 126091                                                  |
| Letzte Überprüfung gem. LTH Nr. 40: | 20.04.2006 (Zeitablauf: 2 Jahre)                        |
| Abweichung (Modus C):               | Referenzdruckhöhe +40 ft<br>(Toleranz +/- 125 ft)       |

Ein SSR-Transponder mit Modus A und Modus C mit Höhencodierung ist Bestandteil der für Nachtsichtflüge gemäß ZLLV 1999 idgF, Anlage D, vorgeschriebenen Mindestausrüstung. Die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges für die Navigationsart „Nachtsichtflüge“ war zuletzt am 25.03.2005 mit einer Nachprüfung gemäß § 40 Abs. 1 ZLLV 1999 idgF bestätigt worden.

- Zusammenstoßwarngeräte (ACAS/ACAS)

Nicht eingebaut (siehe auch Kapitel 1.18, Andere Angaben).

- Flugzeug A – Höhenmesser #1 (am G1000™ PFD)  
Bauart: Fein-Grob-H. mit hPa-Korrektur  
Hersteller: Garmin  
Muster, Bauteilnummer (ADC): GDC74A, 010-0036600  
Werknummer: 47806481  
Letzte Überprüfung gem. LTH Nr. 40: 06.11.2006 (Ground-Test)

Abweichung (Referenzdruckhöhe 1500 ft): -10 ft (Toleranz +/- 25 ft)

Abweichung (Korrekturskala 1013,2 hPa): keine Angaben

- Flugzeug A – Höhenmesser #2 (Backupinstrument)  
Bauart: Fein-Grob-H. mit in. Hg-/mb-Korrekturskala  
Hersteller: United Instruments  
Muster, Bauteilnummer: Altimeter 14 Volt Lighting, 5934PD-3A-250  
Werknummer: 454525  
Letzte Überprüfung gem. LTH Nr. 40: 06.11.2006 (Ground-Test)

Abweichung (Referenzdruckhöhe 1500 ft): +5 ft (Toleranz +/- 25 ft)

Abweichung (Korrekturskala 1013,2 hPa): keine Angaben

Laut Flight-Testreport vom 08.11.2006 lag die Anzeigedifferenz zwischen Höhenmesser #1 (4000 ft) und #2 (4020 ft) innerhalb der Toleranz (+/-70 ft).

Zwei Höhenmesser (am G1000™ PFD und Backupinstrument) waren gemäß Ergänzung A32 zum DA40D FHB, Ausgabe 30.06.2005, Rev. 3, Bestandteil der funktionsfähigen operationellen Mindestausrüstung für IFR-Flüge (JAR-23/CS-23).

- Hubschrauber B – Höhenmesser #1  
Bauart: Fein-Grob-H. mit hPa-Korrekturskala  
Hersteller: United Instruments  
Muster, Bauteilnummer: 5934PM-3  
Werknummer: 414403  
Letzte Überprüfung gem. LTH Nr. 40: 20.04.2006 (Zeitablauf: 2 Jahre)  
Abweichung (Referenzdruckhöhe 1500 ft): +10 ft (Toleranz +/- 25 ft)  
Abweichung (Korrekturskala 1013,2 hPa): 0 ft (Toleranz +/- 25 ft)
- Hubschrauber B – Höhenmesser #2  
Bauart: Fein-Grob-H. mit hPa-Korrekturskala  
Hersteller: United Instruments  
Muster, Bauteilnummer: 5934PM-3  
Werknummer: 414407  
Letzte Überprüfung (LTA Nr. 37b): 22.03.2005 (Zeitablauf: 4 Jahre)

Die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges für die Navigationsart „Nachtsichtflüge“ war zuletzt am 25.03.2005 mit einer Nachprüfung gemäß § 40 Abs. 1 ZLLV 1999 idgF bestätigt worden. Eine Überprüfung des Höhenmessers #2 gemäß LTH Nr. 40 war ab 01.03.2006 für alle in Österreich registrierten Luftfahrzeuge mit der zugelassenen Navigationsart NVFR verpflichtend, jedoch nicht dokumentiert. Höhenmesser #2 war

laut Ausrüstungsverzeichnis vom 20.02.2001, zuletzt geändert im August 2003, Bestandteil der für Nachtsichtflüge gemäß ZLLV 1999 idgF, Anlage D, vorgeschriebenen Mindestausrüstung, jedoch weder im Luftfahrzeug noch am Vorfallsort auffindbar.

- Hubschrauber B – Encoder

|                                          |                                  |
|------------------------------------------|----------------------------------|
| Bauteilname:                             | Pressure Altitude Digitizer      |
| Hersteller:                              | T.C.I.                           |
| Muster, Bauteilnummer:                   | D120-P2-T                        |
| Werknummer:                              | 77484                            |
| Letzte Überprüfung (LTH Nr. 40):         | 20.04.2006 (Zeitablauf: 2 Jahre) |
| Abweichung (Druckhöhe 0 ft bis 2750 ft): | max. +40 ft (Toleranz +/- 50 ft) |

- Flugzeug A – Beleuchtung

Kombinierte Positions- und Zusammenstoßwarnlichter (ACL) sind an beiden Flügelspitzen montiert und werden über jeweils einen Schalter (POSITION, STROBE) in der Schalterleiste des Instrumentenbretts betätigt. Lande- und Rollscheinwerfer sind in der linken Tragfläche (Außenflügel) eingebaut und werden über jeweils einen Schalter (LANDING, TAXI) in der Schalterleiste des Instrumentenbretts betätigt. Beim Rollen in der Nähe anderer Luftfahrzeuge oder beim Nachtflug durch Wolken, Nebel oder Dunst sollte das Zusammenstoßwarnlicht (weißes Blitzlicht) ausgeschaltet sein.

Das DA40D FHB, Ausgabe 11.11.2002 idF 26.05.2003, Rev. 3, Kapitel 4A „Normale Betriebsverfahren“, sieht im Rahmen der VORFLUGKONTROLLE eine Funktionsprüfung der Positions- und Zusammenstoßwarnlichter vor (ELECTRIC MASTER ON) sowie eine Sichtprüfung der Lande- und Rollscheinwerfer und der zugeordneten Sicherungsautomaten POSITION, STROBE, LANDING und TAXI/MAP.

- Hubschrauber B – Beleuchtung

Ein rotes Zusammenstoßwarnlicht ist auf der Oberseite des Heckauslegers montiert und wird über einen Schalter (STROBE) am Instrumentenbrett bzw. über den Hauptschalter (MASTER BATTERY) betätigt. Positionslichter befinden sich zu beiden Seiten der Kabine und des Rumpfhecks und werden über einen Schalter (NAV LTS) am Instrumentenbrett betätigt. Zwei Landescheinwerfer sind im Rumpfbug eingebaut und zur Vergrößerung des Blickfeldes in der Vertikalebene unterschiedlich geneigt. Sie werden über einen Schalter (LAND LT) in der zentralen Säule des Steuerknüppels betätigt und sind nur bei eingerückter Kupplung (Schalterstellung CLUTCH ENGAGED) funktionsfähig.

Im R44 Pilot's Operating Handbook (POH, Flughandbuch), Ausgabe 10.12.1992 idF 01.09.2004, SECTION 4 – NORMAL PROCEDURES, ist im Rahmen des DAILY OR PREFLIGHT CHECKS (MASTER SWITCH OFF) eine Sichtprüfung der Positions-, Zusammenstoßwarnlichter und der Landescheinwerfer vorgesehen sowie der zugeordneten Sicherungen LTS, STROBE und LAND LT.

Die vom Luftfahrzeughalter für die Durchführung der Vorflugkontrolle bereitgestellten Checklisten geben die Anweisung im POH für die Kontrolle der Beleuchtung wieder.

### 1.6.6 Instandhaltung

- Die seit Herstellung von Flugzeug A durchgeführten Kontrollen beschränkten sich auf technische Überprüfungen vor Auslieferung des Luftfahrzeuges. Die Durchführung einer 5-Stunden-Kontrolle am Triebwerk mit Standlauf und Dichtheitskontrolle stand bevor (aktuell 2:10 Stunden TSN).
- Beim Hubschrauber B wurde am Vorfalltag eine 50-Stunden-Kontrolle am Triebwerk durchgeführt (1392:47 Stunden TSN). Anschließend wurde der Unfallflug durchgeführt. Die letzte 100-Stunden-Kontrolle, welche auch die Zelle einschloss, wurde am 05.10.2006 durchgeführt (1346:58 Stunden TSN)

### 1.6.7 Technische Vorkommnisse

- Offene Beanstandungen am Flugzeug A betrafen u.a. Schäden am Glas der vorderen Kabinenhaube links über dem Hebel.
- Die letzten Beanstandungen am Hubschrauber B betrafen die Bordbatterie und den Landescheinwerfer (getauscht am 05.10.2006 bei 1346:58 Stunden TSN) sowie den Vergaser Precision MA4-5, PN 10-6035-11, SN 7510 6704 (repariert und eingebaut am 14.09.2006 bei 1314:42 Stunden TSN), welche in den Instandhaltungsaufzeichnungen als behoben vermerkt waren.

### 1.6.8 Betriebsgrenzen, Verfahren, Flugleistungen

- Flugzeug A – Flugleistungen  
Das DA40D FHB, Ausgabe 11.11.2002 idF 26.05.2003, Rev. 3, Kapitel 4A „Normale Betriebsverfahren“ und Kapitel 5 „Leistungen“, gibt für eine Flugmasse von 1000 kg die Geschwindigkeit für Startsteigflug bzw. bestes Steigen  $v_y$  mit 60 KIAS (Klappen T/O, Trimmung T/O bzw. nach Bedarf) und die Geschwindigkeit für Reisesteigflug mit 68 KIAS an (Klappen UP, Trimmung nach Bedarf).  
Beruhend auf den graphisch ermittelten Leistungswerten gemäß TR-MÄM-40-207, Ausgabe 14.04.2005, lautend auf die Werknummer von Flugzeug A, resultiert bei maximaler Start- bzw. Dauerleistung (LOAD 100 %) für eine Druckhöhe von 1500 ft und eine Außentemperatur von ca. 15°C, welche einer Dichtehöhe von überschlägig ca. 1860 ft entsprechen, eine Steigrate von ca. 830 ft/min im Startsteigflug bzw. ca. 740 ft/min im Reisesteigflug (TAE Software 2.7.).  
Seitens des Motorherstellers wird eine Reiseleistung von 70 % empfohlen.  
Auf den im Flugzeug A mitgeführten Leistungstabellen, welche auf TR-MÄM-40-253, Ausgabe 10.04.2006, beruhen, waren keine abweichenden Werte feststellbar.
- Hubschrauber B – Betriebsgrenzen, Verfahren  
Im R44 POH, Ausgabe 10.12.1992 idF 01.09.2004, sind folgende Fluggeschwindigkeiten angegeben (Auszug):

#### **SECTION 2 – LIMITATIONS**

##### **NEVER-EXCEED AIRSPEED ( $V_{ne}$ )**

*Up to 3000 feet density altitude: 2200 lb TOGW & below [Anm.: Takeoff Gross Weight] 130 KIAS.*

**ADDITIONAL AIRSPEED LIMITS**

*Do not exceed 100 KIAS when operating at power above MCP [Anm.: Maximum Continuous Power].*

**AIRSPEED INDICATOR**

*Green Arc [Normal operating range]: 0 to 130 KIAS*

**FAA AD 95-26-05 - R44 LIMITATIONS SECTION**

*Adjust forward airspeed to between 60 knots indicated airspeed (KIAS) and 0.7 Vne, but not lower than 60 KIAS, upon inadvertently encountering moderate, severe, or extreme turbulence.*

**SECTION 3 – EMERGENCY PROCEDURES****POWER FAILURE ABOVE 500 FEET AGL**

*2. Establish a steady glide at approximately 70 KIAS (see "Maximum Glide Distance Configuration"...)*

**MAXIMUM GLIDE DISTANCE CONFIGURATION**

*1. Airspeed approximately 90 KIAS.*

**MINIMUM RATE OF DESCENT CONFIGURATION**

*1. Airspeed approximately 55 KIAS.*

**LOSS OF TAIL ROTOR THRUST DURING FORWARD FLIGHT**

*3. Maintain at least 70 KIAS if practical.*

**SECTION 4 – NORMAL PROCEDURES****AIRSPEEDS FOR SAFE OPERATION**

*Maximum Rate of Climb (vy): 55 KIAS*

*Maximum Range: 100 KIAS*

*Landing Approach 60 KIAS*

**APPROACH AND LANDING**

*1. Make final approach into the wind at lowest practical rate of descent with an initial airspeed of 60 knots.*

**NOISE ABATEMENT**

*2. Avoid blade slap. Blade slap generally occurs at airspeeds below 100 KIAS. It can usually be avoided by maintaining 100 KIAS until rate of descent is over 1000 FPM [Anm.: Feet per Minute], then using a fairly steep approach until the airspeed is below 65 KIAS.*

**FAA AD 95-26-05 - R44 NORMAL PROCEDURES SECTION**

*To avoid these conditions [Anm.: Main Rotor Stall, Mast Bumping], pilots are strongly urged to follow these recommendations:*

*1) Maintain cruise airspeeds greater than 60 KIAS and less than 0.9 Vne.*

Für eine Druckhöhe von 2000 ft und eine Außentemperatur von ca. 14°C, welche einer Dichtehöhe von überschlägig ca. 2360 ft entsprechen, beträgt

- der linear interpolierte zulässige Ladedruck bei maximaler Dauerleistung (Maximum Continuous Power) 23,5 in. Hg, und bei maximaler Startleistung (Maximum Takeoff Power, 5') 25,1 in. Hg;
- die Vne 130 KIAS (Masse zum Zeitpunkt des Vorfalls ca. 1820 lbs).

## 1.7 Flugwetter

### 1.7.1 Wettervorhersage

- Gebietsvorhersage (FXOS):

FXOS51 LOWW 141001

FLUGWETTERVORHERSAGE FÜR DEN RAUM WIEN, NIEDEROESTERREICH UND DAS NÖRDLICHE BURGENLAND, GÜLTIG FÜR DEN 14.11.2006.

STUERMISCHE NORDWESTSTROMUNG.

NULLGRADGRENZE: 2200 BIS 2400 M.

WIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHERE:

1500M 300/90 KM/H, AM NACHMITTAG 300/70 KM/H 4 BIS 7 GRAD.

3000M 300/80 KM/H -5 BIS -2 GRAD.

SICHTFLÜGE: MEIST STARKE, IM NORDSTAU GESCHLOSSENE BEWÖLKUNG MIT BASEN ZWISCHEN 1000 UND 1400 M, SICHTEN ZWISCHEN 20 UND 40 KM, IM NORDSTAU HÄUFIG NIEDERSCHLÄGE MIT SICHTEN UNTER 5 KM. IM FLACHLAND VEREINZELT LEICHTER REGEN MIT SICHTEN UM DIE 10 KM. SCHNEEFALLGRENZE UM 1800 M.

SEGELFLUG: KEINE THERMIK. AM ALPENOSTRAND WELLENANSAETZE.

PARA UND HAENGEGLEITER: WIND AN DEN STARTPLÄTZEN AUS NORDWEST 60 BIS 80 KM/H.

GEFAHREN: VEREISUNG OBERHALB FL070, TURBULENZ, IM BERGLAND TEILWEISE TIEFE UNTERGRENZEN.

LOWW ECET 16 UHR 52 LOC.

VORSCHAU FÜR MORGEN, DEN 15.11.2006:

HOCHDRUCKEINFLUSS UND DADURCH ZUFUHR TROCKENER LUFTMASSEN. AM MORGEN IN EINIGEN VORALPENTÄLERN UND IN WINDGESCHÜTZTEN BECKENLAGEN DUNST ODER FLACHER NEBEL. NACH AUFLÖSUNG IM LAUFE DES VORMITTAGS GENERELL GUTE SICHTFLUGBEDINGUNGEN MIT ABNEHMENDEM WESTWIND

- ALPFOR (FL240/SFC), gültig für den 14.11.2006, 12:00 Uhr (Abb.):

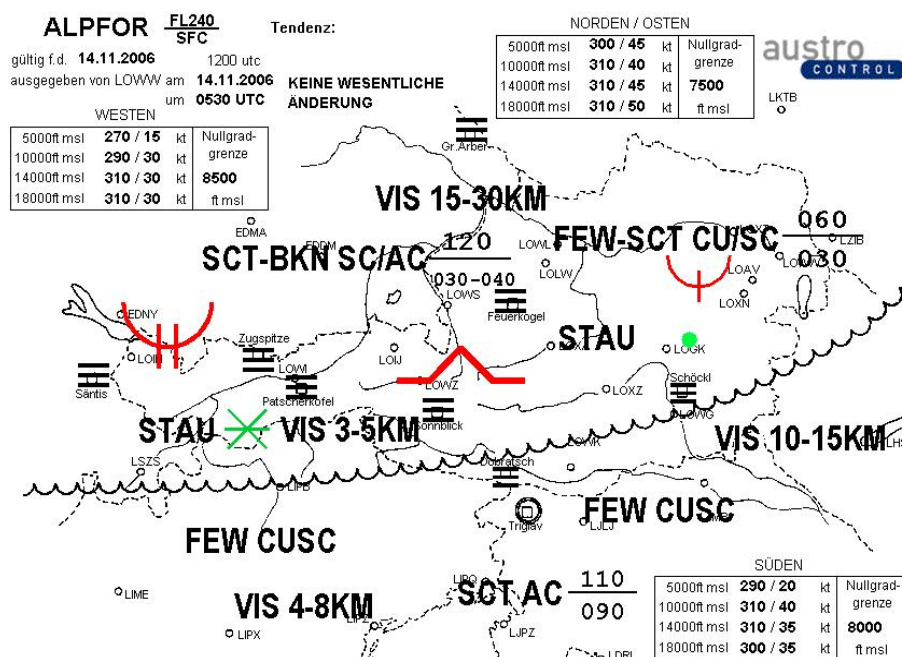


Abb. ALPFOR (FL240/SFC) - Gültig für den 14.11.2006, 12:00 Uhr (Quelle: ACG)



### 1.7.2 Aktuelle Wetterbedingungen

- Ort, Ortshöhe über Meer (AD ELEV): Zivilflugplatz Wr. Neustadt-Ost, 889 ft  
Zeitpunkt: 12:00 Uhr  
Wind: 270° / 09 kt  
Sicht: 30 km (Bodensicht)  
Wettererscheinungen: Kein Niederschlag  
Wolken / Vertikalsicht: FEW 4000 ft AGL CU  
SCT 7000 ft AGL SC  
Luftdruck: QNH 1015 hPa (Angaben lt. Flugplatz-  
betriebsleiter Wr. Neustadt-Ost)  
Gesamtbedeckung: SCT (3 bis 4 Achtel)
- Ort, Ortshöhe über Meer (AD ELEV): Militärflugplatz Wr. Neustadt-West, 934 ft  
Zeitpunkt: 12:20 Uhr

METAR LOXN 141220Z 27008KT 25KM FEW030CU 17/08 Q1014 SCT=

- Ort, Ortshöhe über Meer (AD ELEV): Flughafen Wien, 600 ft  
Zeitpunkt: 12:20 Uhr

METAR LOWW 141220Z 30019KT 9999 FEW035 SCT080 16/09 Q1013 TEMPO 30020G30KT

### 1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse

- Lichtbedingungen: Tageslicht
- ECET: 15:52 Uhr (LOWW, 14.11.)
- Sonnenstand (Quelle: National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), U.S. Department of Commerce)
  - Azimet: 203,5° (Kollisionspunkt, 12:12 Uhr)
  - Elevation: 20,8° (Kollisionspunkt, 12:12 Uhr)

## 1.8 Navigationshilfen

### 1.8.1 Navigationsausrüstung im Luftfahrzeug

- **Flugzeug A – Auto Flight System**  
Im Flugzeug A war das Autopilot-System Bendix/King KAP 140 installiert. Der Autopilot hat ein elektrisches Trimmsystem, das eine automatische Trimmung während des Autopilotbetriebs ermöglicht. Bei aktiviertem Autopilot muss der verantwortliche Pilot diesen laufend überwachen und vorbereitet sein, ihn zu deaktivieren sowie korrektive Sofortmaßnahmen – inklusive manueller Steuerung des Flugzeuges und/oder Durchführung von Notverfahren – zu setzen, falls der Autopilot nicht wie erwartet arbeitet oder die Kontrolle über das Flugzeug nicht aufrechterhalten wird.

Gemäß Ergänzung A13 zum DA40D FHB, Ausgabe 11.11.2002 idF 26.05.2003, Rev. 1, gelten folgende Betriebsgrenzen (Auszug):

- Der Autopilot muss bei Start und Landung deaktiviert sein.
  - Maximale Geschwindigkeit Autopilot: 165 KIAS.
  - Minimale Geschwindigkeit Autopilot: 70 KIAS.
  - Der Autopilot muss beim Landeanflug unterhalb von 200 ft über Grund und bei allen anderen Flugphasen (Reise-, Steig-, Sinkflug und Kurvenflug) unterhalb von 800 ft über Grund deaktiviert sein.
- Flugzeug A – Global Positioning System (GPS)
 

|                        |                                       |
|------------------------|---------------------------------------|
| Bauteilname:           | Integrated Avionics Unit (GPS1, GPS2) |
| Hersteller:            | Garmin                                |
| Muster, Bauteilnummer: | GIA63, 010-00335-10                   |
| Werknummer:            | 48102614; 48104425                    |
| Letzte Überprüfung:    | 06.11.2006 (Ground-Test)              |
|                        | 08.11.2006 (Flight-Test)              |

Zwei GPS-Empfänger sind gemäß Ergänzung A32 zum DA40D FHB, Ausgabe 30.06.2005, Rev. 3, Bestandteil der funktionsfähigen operationellen Mindestausrüstung für IFR-Flüge (JAR-23). Die GPS-Empfänger sind in das Garmin G1000™-System integriert.

Das Garmin G1000™ ist ein integriertes Flug-, Motor-, Kommunikations-, Navigations- und Überwachungsinstrumentensystem. Dieses integrierte Avionik-System besteht aus einem Primären Flugdatendisplay (PFD), einem Multifunktionsdisplay (MFD), einem Audiobedienteil, einem Fluglagen- und Flugrichtungsreferenzsystem (AHRS), einem Flugdatenrechner (ADC), den Sensoren und Rechnern (GEA) und der integrierten Avionik (GIA) mit UKW-(VHF-)Funkgeräten, UKW-(VHF-)Navigation und GPS (Global Positioning System).

Die primäre Aufgabe des PFD ist die Anzeige von Fluglage, Flugrichtung, Navigationsdaten und Alarmierungsdaten für den Piloten. Das PFD kann auch zur Flugplanung verwendet werden. Das MFD zeigt Motor-, Karten- und Geländeinformationen an und dient auch der Flugplanung. Das Audiobedienteil dient der Auswahl der Funkgeräte, der Intercom- und der Marker-Funktionen.

Die GPS-Empfänger verarbeiten von GPS-Satelliten ausgesendete Signale und berechnen daraus die aktuellen Positions-, Geschwindigkeits- und Zeitangaben.

Bei entsprechendem Empfang des Garmin G1000™ GPS-Empfängers wurden für VFR/IFR Reiseflug, Langstrecken- und Nichtpräzisions-Instrumentenanflüge (GPS, Loran-C, VOR, VOR-DME, TACAN, NDB, NDB-DME, RNAV) Genauigkeiten nachgewiesen, die folgende Spezifikationen erfüllen (Auszug):

- *System Performance. The GPS performance specifications contained in this AC [Anm.: AC 20-138A] are based upon unaugmented performance achieved with the Standard Positioning Service (SPS). GPS performance for a representative single-frequency receiver, as defined in the GPS SPS Performance Standard, is summarized in the following table.*

**Summary of GPS Performance**

|                                                    |                    |
|----------------------------------------------------|--------------------|
| <i>Availability</i>                                | <i>Unspecified</i> |
| <i>Horizontal Navigation System Accuracy (95%)</i> | <i>33 m</i>        |
| <i>Vertical Navigation System Accuracy (95%)</i>   | <i>73 m</i>        |

|                       |                    |
|-----------------------|--------------------|
| <i>SIS Integrity</i>  | <i>Unspecified</i> |
| <i>Service Volume</i> | <i>Global</i>      |

Die Navigation verwendet das WGS84 (NAD-83) Koordinatenbezugssystem. Die Navigation mit GPS-Daten basiert ausschließlich auf der Verwendung des GPS-Systems der Vereinigten Staaten von Amerika (GPS Standard Positioning System Signal Specification).

Beschreibungen des Systems sind im Garmin G1000™ Cockpit Reference Guide, Garmin PN 190-00324-03 Rev. A, und Pilot's Guide, PN 190-00363-01 Rev. B, enthalten.

Spezifikation lt. Garmin G1000™ Pilot's Guide (Auszug):

- **Anzeige (GDU1040):** 26,4 cm Diagonale, 1024x768 Pixel, 262/144 Farben LCD.
  - **Genauigkeit:** Position 49 ft (15 m).
  - **Datenbanken:** JEPPESEN® (Airport, Navaid, Airspace), Hindernisse, Topographie, Basiskarte (Straßen, Städte, Gewässer).
  - **Speicher:** 1000 Wegpunkte, 99 Flugpläne (keine Flugwegaufzeichnung).
- Hubschrauber B – Global Positioning System (GPS)
 

|                        |                         |
|------------------------|-------------------------|
| Bauteilname:           | Portabler GPS-Empfänger |
| Hersteller:            | Garmin                  |
| Muster, Bauteilnummer: | GPSmap® 296             |
| Werknummer:            | 67109529                |
| Letzte Überprüfung:    | Nicht vorgeschrieben    |

Auf der oberen Abdeckung des Instrumentenpilzes war mittig ein passender Montagefuß fixiert.

Spezifikation lt. Garmin GPSmap® 296 Pilot's Guide (Auszug):

- **Anzeige:** 9,7 cm Diagonale, 480x320 Pixel, 256 Farben TFT (tageslichttauglich, Hintergrund beleuchtet).
- **Genauigkeit:** Position 49 ft (15 m) RMS 95 %.
- **Datenbanken:** JEPPESEN® (Airport, VORs, NDBs, Intersections, ARTCC, Airspace, FSS), Hindernisse, Topographie, Basiskarte (Straßen, Städte, Gewässer).
- **Speicher:** 3000 Wegpunkte, 50 Flugpläne (Route), 50 Flüge (Flight Log), max. 15 Flugwege (Track Log).

Die Flugwege der beiden letzten am Vorfalstag mit Hubschrauber B durchgeführten Flüge waren am GPS-Empfänger gespeichert und konnten ausgelesen werden (siehe Kapitel 1.11, Flugschreiber).

## 1.8.2 Luftfahrtkarten

- **Flugzeug A – Luftfahrtkarten**  
Links vor dem Rumpf von Flugzeug A lag eine Mappe mit Flugunterlagen und -karten im Format DIN A5 mit ausgeklappter Übersichtskarte des Luftraumes um Wien. Zusätzlich waren mit dem Garmin G1000™-System in der JEPPESEN®-Datenbank gespeicherte Luftfahrtinformationen abrufbar (siehe auch Pkt. 1.8.2).
- **Hubschrauber B – Luftfahrtkarten**  
Am linken Oberschenkel von Pilot B war ein Kniebrett mit Klettverschluss fixiert, welches Flugunterlagen enthielt.  
An Bord von Hubschrauber B befand sich eine zur Ausrüstung des Hubschraubers zählende Ringmappe mit Sichtflugkarten österreichischer Flugplätze aus dem BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®, Herausgeber JEPPESEN, welche in alphabetischer Reihenfolge nummeriert waren. Die in klare Kunststoffhüllen eingeschweißten Karten waren durch massive Krafteinwirkung von außen plastisch verformt. Die Karte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) 19-1/19-2, Ausgabe 22 SEP 00, und die alphabetisch benachbarten Karten WELS (LOLW) und WOLFSBERG (LOKW) wiesen deckungsgleiche Verformungen mit den Mappendeckeln auf.
- **Sichtflugverfahren Wr. Neustadt-Ost**  
Auszug aus AIP Österreich, LOAN 2-9 bis 2-13, Ausgabe 12 MAY 2006, und LOAN AD 2.24-7-2, Ausgabe 25 DEC 2003 (Sichtflugkarte LOAN AD 2.24-7-2: **Anhang 1**):

### **LOAN AD 2.20 BESONDERE LOKALE VERFAHREN (IFR UND VFR)**

#### **2. Sichtflugverfahren für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost**

##### **2.1. Allgemeine Hinweise**

[...]

b) Die TMA Wien-Untergrenze 1000 FT (300 M) über Grund (kontrollierter Luftraum) - erstreckt sich über den gesamten Flugplatzbereich. Die entsprechenden Vorschriften gem. ENR 1.2 (Sichtflugregeln) sind zu beachten.

[...]

##### **2.2 Verfahren für Motorflugzeuge**

a) Aus **Lärmschutzgründen** sind An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost nur entlang der in der beiliegenden Karte AD 2.24-7-2 eingetragenen An- und Abflugstrecken und nur mit der für einen sicheren Flugbetrieb unbedingt erforderlichen Motorleistung durchzuführen.

Das Überfliegen der dichtbesiedelten Gebiete sowie der vorgeschriebenen An- und Abflugstrecken in geringer Höhe ist zu vermeiden.

Folgende vorgeschriebene Flughöhen sind bis zu einer Entfernung von 6 KM vom Flugplatzbezugspunkt einzuhalten:

- **Meldepunkt Pulverturm**  
Position ca. 200 M westlich des Wr. Neustädter Kanals über der Wegkreuzung neben der Höhenkote 266.  
Überflughöhen: beim Anflug 1800 FT MSL, beim Abflug 1500 FT MSL
- **Meldepunkt Umspannwerk**  
Position ca. 500 M östlich des Umspannwerkes, das Umspannwerk selbst liegt bereits außerhalb (westlich) der An- und Abflugstrecke.

*Überflughöhen: beim Anflug 1800 FT MSL, beim Abflug 1500 FT MSL*

- *Meldepunkt Golf*

*Position Abfahrt Schnellstraße Wr. Neustadt Ost.*

*Überflughöhen: beim Anflug 1800 FT MSL, beim Abflug 1500 FT MSL*

*Die An- und Abflüge zu bzw. von diesen Meldepunkten sind nur entlang der in der beiliegenden Karte AD 2.24-7-2 eingezeichneten Routen bzw. innerhalb der eingezeichneten Sektoren zulässig.*

*Abweichungen sind nur zulässig, wenn dazu eine zwingende Notwendigkeit besteht. [...]*

*f) Bei Anflügen mit Sprechfunkverbindung ist mit der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost spätestens zwei Minuten vor dem Überflug der festgelegten Pflichtmeldepunkte Funkkontakt aufzunehmen.*

*Anmerkung: Es werden nur lokale flugbetriebliche Informationen durch den Flugplatzbetriebsleiter gegeben. [...]*

*i) [...] NORDO-Anflüge zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost sind nur über den Meldepunkt Pulverturm in 1800 FT MSL zulässig. [...]*

*k) Abweichungen von den Pkt. a) bis i) sind nur nach Absprache mit dem Flugplatzbetriebsleiter zulässig.*

*[...]*

#### **LOAN AD 2.21 VERFAHREN ZUR LÄRMVERMEIDUNG**

*Siehe AD 2.20 Pkt. 2.2*

Berichtigungen oder Ergänzungen der Sichtflugkarte mit dem zugehörigen Verfahrenstext durch NOTAM oder AIP SUP waren nicht verlautbart.

Auszug aus BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®, Herausgeber JEPPESEN, Wiener Neustadt/Ost 19-1 und 19-2, Ausgabe 22 SEP 00 (Anflugkarte 19-1: Abb.):



Abb. Anflugkarte 19-1 Wiener Neustadt/Ost (Ausschnitt) – Gegenüberstellung mit Sichtflugkarte LOAN AD 2.24-7-2 (Quelle: BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®; AIP Österreich, siehe **Anhang 1**)

*WIENER NEUSTADT FLUGPLATZ spätestens 2 MIN vor Erreichen der Pflichtmeldepunkte rufen und hörbereit bleiben.*

*NORDO LFZ PPR. Anflug über REP PULVERTURM.*

*Aus Lärmschutzgründen sind die An- und Abflüge nur auf den dargestellten Routen durchzuführen. Es ist dabei mit der für den sicheren Flugbetrieb minimal erforderlichen Triebwerksleistung zu fliegen.*

*Folgende vorgeschriebene Flughöhen sind bis zu einer Entfernung von 3.2 NM / 6 KM zum ARP einzuhalten: ARR: **1800'** [Höhen in ft] / DEP: **1500'***

*[...]*

*Das Überfliegen bewohnter Gebiete ist zu vermeiden.*

#### Haftungsausschluss des Herausgebers des BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®:

*Das BOTTLANG AIRFIELD MANUAL enthält Informationen, denen die verschiedensten Quellen zugrunde liegen: Veröffentlichungen und Angaben von nationalen Luftfahrtbehörden, Flugplatzhaltern, Aero-Clubs usw. Aus diesem Grund und trotz sorgfältiger Auswertung aller verfügbaren Unterlagen muss es der Herausgeber ablehnen, die Verantwortung und Haftung für Folgen zu tragen, die sich aus der Benutzung dieses Handbuchs ergeben können.*

### 1.8.3 Radaraufzeichnungen

Der für die Wahrnehmung der Flugsicherung zuständige Geschäftsbereich der ACG stellte Radaraufzeichnungen bereit, welche die nach dem Start von Flugzeug A im Erfassungsbereich der SSR-Bodenanlagen Wien, Buschberg und Graz im Modus A und C (mit Druckhöhenübermittlung) abgefragten SSR-Transponder umfasste.

Die Wiedergabe dieser Radaraufzeichnungen am 15.11.2006 wurde von Untersuchungsorganen der UUB für den Zeitraum 12:02:40 bis 12:12:30 Uhr und von der ACG (Flugsicherung) – mit einer Genauigkeit von ca. +/- 5 Sekunden – für den Zeitraum 12:11:40 bis 12:12:30 Uhr dokumentiert (Zeit, SSR-Code, Flugfläche, Kurs über Grund, Geschwindigkeit über Grund, Entfernung der Radarziele).

Abfragen von SSR-Transpondern im Modus A Code 7600 (Ausfall der Sprechfunkverbindung) und Code 7700 (Notfall) sind auf den untersuchten Radaraufzeichnungen nicht dokumentiert (siehe auch Kapitel 1.17, Organisation und Verfahren).

Von der ACG (Flugsicherung) wurden zusätzlich Radarplottings bereitgestellt, welche die im Zeitraum 12:00:00 bis 12:40:00 Uhr im Erfassungsbereich der SSR-Bodenanlagen Wien, Buschberg und Graz im Modus A Code 7000 (Sichtflüge) und Code 1524 (Flugzeug A) abgefragten SSR-Transponder umfasste (Position, Zeit, SSR-Code, Flugfläche).

Die Flugwege, welche bei der Wiedergabe der Radaraufzeichnungen Flugzeug A und Hubschrauber B zuordenbar waren, wurden mit jenen der Radarplottings synchronisiert, und sind für den Zeitraum der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß, 12:11:42 bis 12:12:10 Uhr, im **Anhang 2** wiedergegeben (im Bereich von Abweichungen wurde interpoliert).

Die Werte hinsichtlich Zeit, SSR-Code (Modus A), Druckhöhe (Modus C), Geschwindigkeit über Grund (GS), Kurs über Grund (TR) und Abstand der Radarziele (DIST) wurden für den Zeitraum 12:11:30 bis 12:12:30 Uhr ausgewertet. Die Zeitdifferenz zwischen den Abfragen der SSR-Bodenanlage Wien von Flugzeug A

und Hubschrauber B während eines Antennenumschlags betrug maximal 0,1 Sekunden (Zeiten gemittelt, Tabelle):

| Zeit<br>gemittelt  | Flugzeug A                                        |              |         |        | Hubschrauber B                                    |              |         |        | DIST [NM] |
|--------------------|---------------------------------------------------|--------------|---------|--------|---------------------------------------------------|--------------|---------|--------|-----------|
|                    | Modus A                                           | Modus C [FL] | GS [kt] | TR [°] | Modus A                                           | Modus C [FL] | GS [kt] | TR [°] |           |
| 12:11:30,8         | 7000                                              | 14           | 110*)   | 200*)  | 7000                                              | ----         | 126*)   | 65*)   | 2,3       |
| 12:11:34,7         | 7000                                              | 15*)         | 110     | 200    | 7000                                              | ----         | 127     | 66     | 2,0*)     |
| 12:11:38,6         | 7000                                              | 15           | 111     | 199    | 7000                                              | ----         | 127     | 66     | 1,8*)     |
| 12:11:42,5         | 1524                                              | 15*)         | 111     | 202    | 7000                                              | ----         | 127     | 66     | 1,6*)     |
| 12:11:46,4         | 1524                                              | 15           | 110     | 203    | 7000                                              | ----         | 126     | 65     | 1,4       |
| 12:11:50,4         | 1524                                              | 16           | 110     | 203    | 7000                                              | ----         | 126     | 64     | 1,2*)     |
| 12:11:54,3         | 1524                                              | 16           | 108     | 205    | 7000                                              | ----         | 126     | 64     | 1,0*)     |
| 12:11:58,1         | 1524                                              | 16           | 106     | 206    | 7000                                              | ----         | 126     | 64     | 0,7       |
| 12:12:02,2         | 1524                                              | 16           | 105     | 211    | 7000                                              | ----         | 126     | 64     | 0,4       |
| 12:12:06,0         | 1524                                              | 17           | 104     | 217    | 7000                                              | ----         | 126     | 64     | 0,1       |
| 12:12:09,9         | 1524                                              | 18           | 103*)   | 219*)  | 7000                                              | ----         | 125*)   | 63*)   | 0,1       |
| 12:12:13,9         | 1524                                              | 17           | 102     | 220    | 7000                                              | ----         | 125     | 62     | 0,3       |
| 12:12:17,8         | 1524                                              | 17           | 98      | 221    | Keine Radarerfassung oder<br>sog. „Ghost Targets“ |              |         |        |           |
| 12:12:21,7         | 1524                                              | 13           | 92      | 221    |                                                   |              |         |        |           |
| Nach<br>12:12:21,7 | Keine Radarerfassung oder<br>sog. „Ghost Targets“ |              |         |        |                                                   |              |         |        |           |

\*) Anmerkung: Fehlende Werte wurden mittels linearer Interpolation angenommen.

## 1.9 Flugfernmeldedienste

### 1.9.1 Luftfunkstellen

- Flugzeug A – UKW-Sende- Empfangsanlage
 

|                        |                                         |
|------------------------|-----------------------------------------|
| Bauteilname:           | Integrated Avionics Unit (COM 1, COM 2) |
| Hersteller:            | Garmin                                  |
| Muster, Bauteilnummer: | GIA63, 010-00335-10                     |
| Werknummer:            | 48102614; 48104425                      |
| Letzte Überprüfung:    | 06.11.2006 (Ground-Test)                |
|                        | 08.11.2006 (Flight-Test)                |

Zwei UKW-Funkgeräte sind gemäß Ergänzung A32 zum DA40D FHB, Ausgabe 30.06.2005, Rev. 3, Bestandteil der funktionsfähigen operationellen Mindestausrüstung für IFR-Flüge (JAR-23). Die Funkgeräte sind in das Garmin G1000™-System integriert (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen). Die Auswahl der Funkgeräte erfolgt mit Sende- und Empfangswahlschaltern am Audiobedienteil Garmin GMA 1347.

Für eine Störung oder einen Ausfall an der UKW-Sende- Empfangsanlage fanden sich auf den untersuchten Sprechfunk- und Radaraufzeichnungen der Anflugkontrollstelle Wien keine Belege (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen).

- Hubschrauber B – UKW-Sende- Empfangsanlage

|                                  |                                  |
|----------------------------------|----------------------------------|
| Bauteilname:                     | NAV/COM-Receiver                 |
| Hersteller:                      | Bendix King                      |
| Muster, Bauteilnummer:           | KX 155, 069-1024-42              |
| Werknummer:                      | 35030                            |
| Letzte Überprüfung (LTH Nr. 40): | 20.04.2006 (Zeitablauf: 2 Jahre) |

Eine UKW-Sende- Empfangsanlage ist Bestandteil der für Nachtsichtflüge gemäß ZLLV 1999 idgF, Anlage D, vorgeschriebenen Mindestausrüstung. Die Lufttüchtigkeit des Luftfahrzeuges für die Navigationsart „Nachtsichtflüge“ war zuletzt am 25.03.2005 mit einer Nachprüfung gemäß § 40 Abs. 1 ZLLV 1999 idgF bestätigt worden.

Für eine Störung oder einen Ausfall der UKW-Sende- Empfangsanlage fanden sich weder in den Angaben des Flugplatzbetriebsleiters von Wr. Neustadt-Ost noch auf den untersuchten Radaraufzeichnungen Belege (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen).

#### 1.9.2 Bodenfunkstellen

- Anflugkontrollstelle Wien

|                       |                                      |
|-----------------------|--------------------------------------|
| Dienste, Bezeichnung: | Flugverkehrskontrolldienst mit Radar |
| Rufzeichen:           | WIEN RADAR                           |
| Frequenz:             | 128,200 MHz                          |

|                       |                              |
|-----------------------|------------------------------|
| Dienste, Bezeichnung: | Fluginformationsdienst (TFI) |
| Rufzeichen:           | WIEN INFORMATION             |
| Frequenz:             | 118,525 MHz                  |

Im Tagesbericht der Anflugkontrollstelle Wien vom 14.11.2006 sind keine Betriebs-einschränkungen oder Ausfälle der Bodenfunkstelle vermerkt.

- Fluginformationszentrale Wien

|                       |                        |
|-----------------------|------------------------|
| Dienste, Bezeichnung: | Fluginformationsdienst |
| Rufzeichen:           | WIEN INFORMATION       |
| Frequenz:             | 124,400 MHz            |

Betriebseinschränkungen oder Ausfälle der Bodenfunkstelle sind nicht bekannt.

- Flugplatzhalter Wr. Neustadt-Ost

|                       |                               |
|-----------------------|-------------------------------|
| Dienste, Bezeichnung: | Information                   |
| Rufzeichen:           | WIENER NEUSTADT OST FLUGPLATZ |
| Frequenz:             | 122,650 MHz                   |

Der Flugplatzbetriebsleiter von Wr. Neustadt-Ost machte keine spezifischen Angaben zu Betriebseinschränkungen oder Ausfällen der Bodenfunkstelle.



### 1.9.3 Sprechfunkaufzeichnungen

Der für die Wahrnehmung der Flugsicherung zuständige Geschäftsbereich der ACG stellte die Tonbandaufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs bereit, welcher auf der für den Flugverkehrskontrolldienst mit Radar bestimmten Frequenz der Anflugkontrollstelle Wien im Zeitraum 12:11:22 Uhr (Erstanruf Pilot A) bis 12:15:53 Uhr (Flugverkehrsleiter ruft zuletzt Flugzeug A) durchgeführt wurde. Diese wurden durch eine von der ACG (Flugsicherung) angefertigte informelle Mitschrift des Sprechfunkverkehrs ergänzt (siehe Kapitel 1.1, Flugverlauf). Die Synchronisierung der Sprechfunk- und Radaraufzeichnungen erfolgte anhand des Zurücklesens und des Aktivierens des von der Anflugkontrollstelle Wien aufgetragenen SSR-Code 1524 durch Pilot A (12:11:40 Uhr) sowie der Radar-Identifizierung von Flugzeug A durch die Anflugkontrollstelle Wien (12:12:25 Uhr).

Auf den untersuchten Tonbandaufzeichnungen sind weder ein durch die Sprechgruppe BLINDÜBERMITTLUNG angezeigte Ausfälle der Bord-Boden Sprechfunkverbindung noch Flugnotmeldungen (MAYDAY) oder Dringlichkeitsmeldungen (PAN PAN) entsprechend den in luftfahrtüblicher Weise kundgemachten Sprechfunkverfahren dokumentiert (siehe auch Kapitel 1.17, Organisation und Verfahren).

Auf den von der ACG (Flugsicherung) abgehörten Tonbandaufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, welcher auf den für den Fluginformationsdienst bestimmten Frequenzen der Fluginformationszentrale Wien und der Anflugkontrollstelle Wien durchgeführt wurde (siehe auch Kapitel 1.17, Organisation und Verfahren), ist kein Sprechfunkverkehr mit Hubschrauber B dokumentiert.

Auf dem nicht kontrollierten Flugplatz Wr. Neustadt-Ost sind keine Tonbandaufzeichnungen des auf der Frequenz der Bodenfunkstelle durchgeführten Sprechfunkverkehrs vorgesehen. Die Rekonstruktion des Sprechfunkverkehrs beruht auf den Angaben des Flugplatzbetriebsleiters von Wr. Neustadt-Ost (siehe Kapitel 1.1, Flugverlauf).

## 1.10 Flugplatz

### 1.10.1 Allgemein

- Wr. Neustadt-Ost  
Flugplatzart: Landflugplatz  
Ortskennung: LOAN (Wr. Neustadt-Ost)  
Flugplatzstatus: Privatflugplatz  
Geogr. Koordinaten (WGS84): N 47°50'36", O 016°15'37" (ARP)  
Flugplatzhöhe über MSL: 889 ft (lt. AIP Österreich, Seite LOAN AD 2.24-7-2, Ausgabe 25 DEC 2003)  
Betriebszeiten: am 14.11.2010 von 08:00 Uhr bis ECET  
Flugbewegungen am 14.11.2006: 36 (Motorflugbetrieb)  
Flugbewegungen im Jahr 2006: 49515 (Motorflugbetrieb)

### 1.10.2 Einrichtungen

- Bezeichnung der Piste: 28  
Pistenkonfiguration: Einzelpiste

|                                            |                  |
|--------------------------------------------|------------------|
| Pistenbreite:                              | 23 m             |
| Pistenlänge:                               | 1067 m           |
| Länge der Stoppfläche:                     | 160 m            |
| Pistenkategorie:                           | Sichtanflugpiste |
| Pistenneigung:                             | eben             |
| Verfügbare Startlaufstrecke (TORA):        | 1067 m           |
| Verfügbare Landestrecke (LDA):             | 1067 m           |
| Verfügb. Startlaufabbruchstrecke (ASDA):   | 1227 m           |
| Art der Präparierung der Pistenoberfläche: | präpariert       |
| Art der Pistenoberfläche:                  | Bitumen          |

### 1.10.3 Dienste

Eine Ermächtigung als Flugplatz-Fluginformationsstelle zur Ausübung des Fluginformationsdienstes (§ 73 LVR 1967 idgF) liegt für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost nicht vor (vgl. § 67a LVR 1967 idgF; außer Kraft getreten am 10.03.2010).

## 1.11 Flugschreiber

### 1.11.1 Allgemein

Flugdatenschreiber (FDR) oder Sprachaufzeichnungsgeräte (CVR) waren nicht eingebaut. Der Einbau von Flugschreibern war nicht vorgeschrieben.

Für die Untersuchung konnten die Aufzeichnungen der Motorsteuereinheit (ECU) von Flugzeug A und des GPS-Empfängers von Hubschrauber B genutzt werden.

- Flugzeug A - Motorsteuereinheit (ECU)

|                              |                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |
|------------------------------|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Art des Aufzeichnungsgeräts: | Digitale Motorsteuerung                                                                                                                                                                                                                                                                                                         |
| Hersteller:                  | Thielert Aircraft Engines                                                                                                                                                                                                                                                                                                       |
| Muster, Bauteilnummer:       | TAE-125 Digital Engine Control Unit,<br>PN 02-7610-55001R1<br>Software: TAE-125 m2.70, PN 02-7610-55101R7<br>Mapping: T14V270DIA, PN 50-7610-55105R7                                                                                                                                                                            |
| Werknummer:                  | TAE125-FADEC #2590                                                                                                                                                                                                                                                                                                              |
| Einbauposition:              | Kabine (mittlerer Rumpfteil)                                                                                                                                                                                                                                                                                                    |
| Aufnahmemedium:              | Halbleiter                                                                                                                                                                                                                                                                                                                      |
| Anzahl der Kanäle:           | 2 (ECU A, ECU B)                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |
| Parameter (ausgewertet):     | Lokalzeit (Time),<br>Status ECU (This_E),<br>Umgebungsluftdruck (PBaro),<br>Ladedruck (MAP),<br>Leistungshebelposition (Load),<br>Kurbelwellendrehzahl (Revs),<br>Kühlflüssigkeitstemperatur (TH2O),<br>Öltemperatur/Motor-Schmiersystem (TOil),<br>Öldruck/Motor-Schmiersystem (POil),<br>Kraftstoffdruck/Common Rail (PRail). |
| Aufzeichnungsdauer:          | 0:12:58 Stunden                                                                                                                                                                                                                                                                                                                 |

Das Triebwerk TAE125 ist ein flüssigkeitsgekühlter Vierzylinder-Dieselmotor mit

- Naßsumpfschmierung
- Common Rail-Direkteinspritzung
- Propeller-Reduktionsgetriebe 1:1,69
- digitaler Motorsteuerung mit integriertem Propellerregler (eigenes Ölsystem)
- Turbolader mit Ladeluftkühlung

Die ECU steuert den Ladedruck, die eingespritzte Kraftstoffmenge und die Propellerdrehzahl entsprechend der gewünschten Motorleistung LOAD in Prozent der maximalen Dauerleistung, welche mit dem Leistungshebel gesetzt wird. Der Propellerregler ist vorne an den Motor angeflanscht. Bei Abfall des Öldrucks laufen die Propellerblätter auf kleinstmögliche Steigung (höchste Drehzahl).

In Abhängigkeit von den empfangenen Signalen und nach einem Vergleich mit einprogrammierten charakteristischen Diagrammen werden die notwendigen Größen berechnet und über folgende Signalleitungen zum Motor übertragen:

- Ansteuerung des Starters (Relais)
- Signal für das Propellerreglerdruckventil (Abb.)
- Signal für das Rail-Druckreglerventil
- Signal für jede der 4 Einspritzdüsen
- Ansteuerung der Glühkerzen
- Signal für das 'Waste Gate'-Ventil

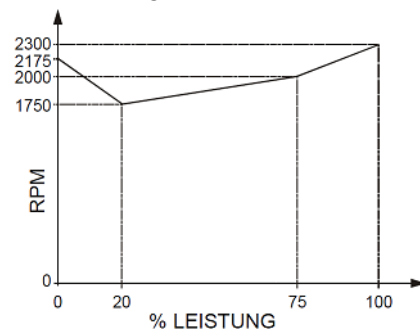


Abb. Abhängigkeit von der gesetzten Motorleistung wird die Steigung der Propellerblätter so gesetzt, daß sich die Drehzahl entsprechend dem Diagramm einstellt (Quelle: DA40D FHB).

Im Normalfall steht der Schalter ECU SWAP auf AUTOMATIC. Der Motor wird von der ECU A gesteuert. Die ECU B ist ein Reservesystem, welches Redundanz gewährleistet. Im Falle eines internen Fehlers der aktiven ECU A während des Betriebs ('Engine Control Unit'-Vorwarnung „ECU A“) oder durch den Ausfall eines Sensorsignals schaltet das System automatisch auf die ECU B um. Wenn die automatische Umschaltung nicht funktioniert, kann mit dem Schalter ECU SWAP manuell auf ECU B umgeschaltet werden. Dieses Verfahren ist nur im Notfall anzuwenden. Wenn der Ausfall des Sensorsignals die Ursache des Fehlers war, schaltet das System automatisch auf ECU A zurück.

Durch Drücken und Halten des Tasters ECU TEST wird in Abhängigkeit von der Stellung des Leistungshebels (IDLE) und der Propellerdrehzahl (unter 900 RPM) der Selbsttest der ECU gestartet, wobei der Taster bis zum Ende des Selbsttests gehalten werden muss. Während des Tests schaltet die ECU von ECU A auf ECU B um und die Propellerverstellung durchläuft einen Testzyklus. Am Ende des Selbsttests schaltet die ECU von ECU B wieder auf ECU A zurück. Zusätzlich wird der Taster in IFR-ausgestatteten Flugzeugen verwendet, um die Ladung der ECU Backup-Batterie zu testen, welche die ECU (nur ECU B) bei Ausfall von Hauptbatterie und Generator mit Strom versorgt.

Die einwandfreie Funktion der ECU (Selbsttest) und des Schalters ECU SWAP ist gemäß DA40D FHB, Ausgabe 11.11.2002 idF 26.05.2003, Rev. 3, mit eigenen Testverfahren vor jedem Start zu überprüfen.

- Hubschrauber B – Global Positioning System (GPS)  
 Art des Aufzeichnungsgeräts: GPS-Empfänger  
 Hersteller: Garmin  
 Muster: GPSmap® 296  
 Parameter (ausgewertet): *Position, Time, Altitude, Leg Length, Leg Time, Leg Speed, Leg Course*  
 Aufzeichnungsdauer: 1:11:31 Stunden (ACTIVE LOG 028)  
 0:45:36 Stunden (ACTIVE LOG 029)

### 1.11.2 Zustand

ECU (Flugzeug A) und GPS-Empfänger (Hubschrauber B) waren zum Auffindungszeitpunkt weitgehend unbeschädigt. Das Auslesen der gespeicherten Daten war über die zur Datenübertragung bestimmten Schnittstellen möglich.

### 1.11.3 Aufzeichnungen

- Flugzeug A - ECU  
 Die ECU wurde am 14.11.2006 aus Flugzeug A ausgebaut und am 23.11.2006 mit Unterstützung des Flugzeug- und des Triebwerkherstellers ausgelesen. Die ausgelesenen Werte wurden für den Zeitraum 11:59 bis 12:12 Uhr ausgewertet (Tabelle):

| ECU A (Auszug) |            |        |              |            |          |            |           |           |             |             | Flugphase                                                                                                             |
|----------------|------------|--------|--------------|------------|----------|------------|-----------|-----------|-------------|-------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Time           | Time (UTC) | This_E | PBaro [mbar] | MAP [mbar] | Load [%] | Revs [RPM] | TH2O [°C] | TOil [°C] | POil [mbar] | PRail [bar] |                                                                                                                       |
| 00:00:00       | 11:59      | 1      | 0            | 0          | 0        | 0          | 34        | 34        | 0           | 0           | Anlassen des Motors<br>(Aufwärmen bis Kühlmittel- und Öltemperatur im normalen Betriebsbereich: TH2O>60°C, TOil>50°C) |
| 00:01:16       | 12:00      | 1      | 995          | 1100       | 37       | 1322       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:02:39       | 12:02      | 1      | 995          | 1100       | 35       | 1361       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:03:01       | 12:02      | 1      | 995          | 1068       | 30       | 1244       | 61        | 47        | 4736        | 411         |                                                                                                                       |
| 00:03:32       | 12:03      | 1      | 995          | 1002       | 0        | 933        | 65        | 51        | 3586        | 356         | Vor dem Start<br>(ECU Selbsttest)                                                                                     |
| 00:04:58       | 12:04      | 1      | 995          | 1002       | 0        | 894        | 68        | 57        | 3236        | 358         |                                                                                                                       |
| 00:05:04       | 12:04      | 0      | 995          | 1033       | 0        | 1138       |           |           |             |             | Vor dem Start (ECU SWAP)                                                                                              |
| 00:05:26       | 12:05      | 1      | 995          | 1000       | 0        | 892        |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:05:33       | 12:05      | 0      | 995          | 1000       | 0        | 931        |           |           |             |             | Vor dem Start (Rollen)                                                                                                |
| 00:05:50       | 12:05      | 1      | 995          | 1000       | 0        | 892        |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:08:20       | 12:07      | 1      | 995          | 1060       | 27       | 1242       |           |           |             |             | LOAN AD ELEV 889 ft<br>MSL: Start; Steigflug von 889 ft*) auf ca. 1570 ft*)                                           |
| 00:08:47       | 12:08      | 1      | 995          | 1115       | 34       | 1345       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:09:10       | 12:08      | 1      | 995          | 2393       | 100      | 2328       | 80        | 72        | 4927        | 1341        | Reiseflug in ca. 1570 ft*)                                                                                            |
| 00:09:36       | 12:09      | 1      | 991          | 2344       | 100      | 2289       | 88        | 76        | 4799        | 1341        |                                                                                                                       |
| 00:10:37       | 12:10      | 1      | 971          | 2349       | 100      | 2294       | 89        | 96        | 4462        | 1355        |                                                                                                                       |
| 00:10:58       | 12:10      | 1      | 971          | 2349       | 100      | 2294       | 89        | 101       | 4462        | 1350        |                                                                                                                       |
| 00:11:01       | 12:10      | 1      | 971          | 2004       | 80       | 2060       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:11:52       | 12:11      | 1      | 971          | 1856       | 76       | 2060       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:12:25       | 12:12      | 1      | 971          | 2020       | 84       | 2177       |           |           |             |             |                                                                                                                       |
| 00:12:32       | 12:12      | 1      | 971          | 2250       | 100      | 2294       | 88        | 104       | 4325        | 1350        |                                                                                                                       |

|          |       |   |     |      |     |      |    |     |      |      |                                                                        |
|----------|-------|---|-----|------|-----|------|----|-----|------|------|------------------------------------------------------------------------|
| 00:12:35 | 12:12 | 1 | 971 | 2250 | 100 | 2294 | 88 | 104 | 4343 | 1341 | Steigflug von ca. 1570 ft*)<br>auf ca. 1740 ft*)                       |
| 00:12:47 | 12:12 | 1 | 965 | 2298 | 100 | 2357 | 89 | 104 | 4270 | 1350 |                                                                        |
| 00:12:48 | 12:12 | 1 | 966 | 2253 | 99  | 2215 | 89 | 104 | 4380 | 1191 | Sinkflug von ca. 1740 ft*)<br>auf ca. 1170 ft*) (letzter<br>Messpunkt) |
| 00:12:51 | 12:12 | 1 | 971 | 2168 | 100 | 2099 | 89 | 104 | 821  | 1232 |                                                                        |
| 00:12:58 | 12:12 | 1 | 985 | 2283 | 100 | 2255 | 89 | 101 | 347  | 1350 |                                                                        |

\*) Anmerkung: Die PBaro-Werte wurden mit der barometrischen Höhenformel für ISA-Bedingungen auf Höhen über Meer umgerechnet. Als Bezugsluftdruck wurde der am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost, AD ELEV 889 ft MSL, von der ECU A aufgezeichnete PBaro-Wert herangezogen (aufgezeichneter Umgebungsluftdruck 995 hPa; aktuelles QFE 983 hPa).

- Hubschrauber B – GPS-Empfänger

Der GPS-Empfänger wurde am 14.11.2006 am Absturzort von Hubschrauber B sichergestellt und von Untersuchungsorganen der UUB ausgelesen und ausgewertet (Tabelle, Abb.):

| ACTIVE LOG 029 (Auszug)  |                        |            |         |                          |                        |           |                         | Ort, Flugphase                                                                     |
|--------------------------|------------------------|------------|---------|--------------------------|------------------------|-----------|-------------------------|------------------------------------------------------------------------------------|
| Position (WGS84)         | Time (UTC)             | Altitude*) |         | Leg Length (akkumuliert) | Leg Time (akkumuliert) | Leg Speed | Leg Course (rechtweis.) |                                                                                    |
| N47 29.550<br>E14 29.652 | 14.11.2006<br>11:31:52 | 702 m      | 2303 ft | 0,1 NM                   | 00:00:16               | 8 kt      | 025°                    | LOGI AD ELEV 2883 ft MSL: Rollen im Schwebeflug zur Piste 11                       |
| N47 29.565<br>E14 29.823 | 14.11.2006<br>11:32:20 | 705 m      | 2313 ft | 0,2 NM                   | 00:00:44               | 39 kt     | 115°                    | LOGI AD ELEV 2883 ft MSL: Start auf Piste 11                                       |
| N47 23.634<br>E14 51.081 | 14.11.2006<br>11:41:09 | 1226 m     | 4022 ft | 16,0 NM                  | 00:09:33               | 129 kt    | 100°                    | Mautern i.d.St.: Kursänderung von TR 100° auf 070° (Mittelwert)                    |
| N47 33.209<br>E15 31.914 | 14.11.2006<br>11:56:46 | 1573 m     | 5161 ft | 45,3 NM                  | 00:25:10               | 117 kt    | 70° +/- 7°              | Krieglach: Sinkflug von 5161 ft auf 4813 ft mit ca. 80 ft/min (Mittelwert)         |
| N47 36.473<br>E15 44.232 | 14.11.2006<br>12:01:10 | 1467 m     | 4813 ft | 54,2 NM                  | 00:29:34               | 124 kt    |                         | Spital/Semmering: Sinkflug von 4813 ft auf 2972 ft mit ca. 330 ft/min (Mittelwert) |
| N47 37.134<br>E15 46.966 | 14.11.2006<br>12:02:05 | 1402 m     | 4600 ft | 56,2 NM                  | 00:30:29               | 128 kt    | 70°                     | Spital/Semmering: Kursänderung von TR 070° auf 062° (Mittelwert)                   |
| N47 37.999<br>E15 49.853 | 14.11.2006<br>12:03:05 | 1328 m     | 4357 ft | 58,3 NM                  | 00:31:29               | 128 kt    | 62° +/- 4°              | Semmering ELEV 3232 ft MSL: Sinkflug von 4813 ft auf 2972 ft, 1125 ft AGL          |
| N47 41.636<br>E16 00.210 | 14.11.2006<br>12:06:48 | 906 m      | 2972 ft | 66,2 NM                  | 00:35:12               | 124 kt    |                         | Ternitz: Sinkflug von 2972 ft auf 2900 ft mit ca. 50 ft/min (Mittelwert)           |

|                          |                        |       |         |         |          |        |      |                                                                                           |
|--------------------------|------------------------|-------|---------|---------|----------|--------|------|-------------------------------------------------------------------------------------------|
| N47 43.057<br>E16 03.833 | 14.11.2006<br>12:08:13 | 884 m | 2900 ft | 69,1 NM | 00:36:37 | 116 kt |      | Neunkirchen:<br>Sinkflug von 2900<br>ft auf 1903 ft mit<br>ca. 300 ft/min<br>(Mittelwert) |
| N47 46.290<br>E16 13.520 | 14.11.2006<br>12:11:48 | 580 m | 1903 ft | 76,4 NM | 00:40:12 | 126 kt | 064° | Über A2 südlich<br>des Knotens Wr.<br>Neustadt Sinkflug<br>beendet,                       |
| N47 46.565<br>E16 14.294 | 14.11.2006<br>12:12:05 | 582 m | 1909 ft | 77,0 NM | 00:40:29 | 125 kt | 062° | Linkskurve von<br>TR 064° auf 054°,<br>letzter Messpunkt<br>ca. 1,2 NM vor                |
| N47 46.721<br>E16 14.617 | 14.11.2006<br>12:12:13 | 583 m | 1913 ft | 77,2 NM | 00:40:37 | 121 kt | 054° | Meldepunkt GOLF<br>(Peilung QUJ zum<br>Meldepunkt ca.<br>030°)                            |

\*) Anmerkung. Mit dem Global Positioning System (GPS) werden ellipsoidische Höhen über dem Referenzellipsoid des World Geodetic Systems (WGS84) bestimmt.

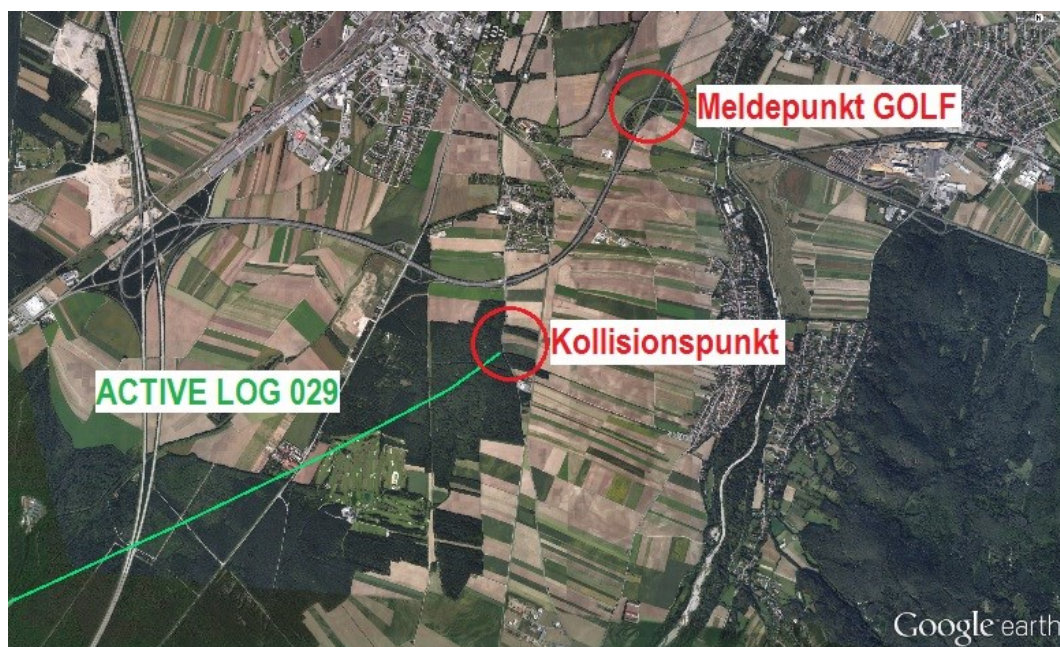


Abb. GPS Active Log 029 - Linkskurve von TR 064° auf 054°, letzter Messpunkt ca. 1,2 NM vor Meldepunkt GOLF (Quelle: Google™ earth)

## 1.12 Feststellungen am Vorfallsort und am Luftfahrzeug

### 1.12.1 Gelände

Das Wrack von Flugzeug A lag im sog. Kleinen Föhrenwald neben einem Forstweg ca. 100 m westlich der Landesstraße 148, Höhe Straßen-km 2,5 (Endlage Flugzeug A).

Das Wrack von Helikopter B lag ca. 450 m nordöstlich des Wracks von Flugzeug A auf einem freien Feld, ca. 50 m westlich des in Nord-Süd-Richtung verlaufenden Gleiskörpers der Aspangbahn, Höhe Bahn-km 55,0 und ca. 220 m östlich der parallel zur Aspangbahn verlaufenden Landesstraße 148 (Endlage Flugzeug B).

Abseits der Wracks lagen abgetrennte Teile der beiden Luftfahrzeuge in einem ca. 100 m mal 100 m messenden Bereich auf freiem Feld in ca. 935 ft MSL (Teilefeld A-B).

#### 1.12.2 Aufschlag

Beide Luftfahrzeuge schlugen mit geringer Horizontalgeschwindigkeit und hoher Sinkrate am Boden auf.

Bodenspuren, welche Rückschlüsse auf Aufschlagwinkel und –richtung der Luftfahrzeuge beim Aufschlag am Boden zulassen, waren nicht vorhanden.

- Endlage Flugzeug A

Der Aufschlag von Flugzeug A erfolgte mit geringer Querneigung nach links und mit nach unten geneigter Längsachse (Bug voran).

Beim Aufschlag von Flugzeug A brach der Rumpf hinter den Tragflächen und wurde der Rumpfvorderteil einschließlich der Kabine zerstört.

Nordwestlich von Flugzeug A waren Bäume frisch entwurzelt bzw. gebrochen und wiesen die Stämme Abschürfungen auf.

- Endlage Hubschrauber B

Der Aufschlag von Hubschrauber B erfolgte ohne Quer- und Längsneigung.

Beim Aufschlag von Hubschrauber B wurden Teile der Hauptrotorblätter abgetrennt und die Zelle in Richtung der Hochachse gestaucht.

Links vom Heckausleger von Hubschrauber B verlief radial zum Hauptgetriebe eine geradlinige Bodenspur in Richtung ca. 165° in der Länge des Heckauslegers. Der Hauptrotor lag vom Hauptgetriebe getrennt links vom Rumpf am Boden. Das Hauptrotorblatt S/N 3688A (Blue) ragte, flankiert von einer geradlinigen Bodenspur in der Länge des Rotorblatts, nach links hinten; das Hauptrotorblatt S/N 3675A (Red) lag unter der vorderen Strebe der linken Kufe.

#### 1.12.3 Lage des Luftfahrzeuges und seiner Teile

Die Sachverhaltsaufnahme und Spurensicherung bzw. -dokumentation wurde am 14. und 15.11.2006 vom Landespolizeikommando Niederösterreich, Landeskriminalamt, Assistenzbereich Tatort, vorgenommen (Abb.).





Abb. Lage des Luftfahrzeuges und seiner Teile – Übersicht in Blickrichtung Westen (Quelle: Landespolizeikommando NÖ).

Die Lage der Wrackteile mit Spurenziffern (SPZ) wurde mittels Fotogrammetrie vom Assistenzbereich Kriminaltechnische Untersuchungsstelle eingemessen und in einer maßstabgetreuen Übersichtsskizze erfasst.

- Endlage Flugzeug A

Die Flugzeuglängsachse zeigte mit dem Cockpit in östliche Richtung. Das Bugfahrwerk war geknickt. Der Rumpfvorderteil ruhte auf dem intakten Hauptfahrwerk und war um die Flugzeugquerachse ca. 45° zum Boden geneigt. Die Flügelvorderkante der rechten Tragfläche lag vollständig am Waldboden auf. Die linke Tragfläche berührte einen links neben dem Rumpf entwurzelten Baum. Der Heckausleger mit dem vollständig vorhandenen Seitenleitwerk war nach vorne über die Kabine geklappt und zeigte mit den Anschlussbeschlägen der Höhenflosse zum Boden. Das Höhenleitwerk (T-Leitwerk) fehlte.

Kabinenteile lagen im Umkreis des Rumpfvorderteils verstreut, u.a. ein Kunststoffteil mit Sicherheitsgurthalterung und scharf abgetrennten Gurten. Links vor dem Rumpf lagen

- Gehäuse und Ziffernblatt des Höhenmessers #2 (Backupinstrument);
- ein Headset (Sprechfunkgarnitur);
- eine blaue Schreibunterlage nebst Prüfbericht „Final Inspection Avionics & Equipment – DA40D with G1000 Postinstallation Flight-Testreport“, datiert 08.11.2006 (siehe auch Kapitel 1.17.3, Organisationen und Verfahren – Luftfahrzeughersteller);
- eine Mappe mit Flugunterlagen (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen).



- Endlage Hubschrauber B

Die Längsachse des Rumpfes zeigte mit dem Cockpit in nordwestliche Richtung. Im Umkreis des Rumpfes lagen u.a.

- die Verkleidung des Hauptrotormastes;
- zwei Bruchstücke der linken Kufe;
- die Kabinentüren mit Ausnahme der rechten vorderen Türe;
- eine Jacke mit dem Namenszug des Luftfahrzeughalters mit einer angebrochenen Zigarettenpackung und einem Feuerzeug;
- ein GPS-Empfänger Garmin GPSmap® 296 (SPZ 3; siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen);
- ein ca. 235 cm langes Bruchstück des Hauptrotorblatts S/N 3675 A (SPZ 4);
- Fragmente eines Headsets (SPZ 6);
- auf der linken Kabinenseite ein Alurohr mit Kabelbäumen und Pitot-Statik-Leitungen von Flugzeug A.

- Teilefeld A-B

Das Teilefeld A-B bezeichnet die Endlage der Teile SPZ 13 bis SPZ 16 mit hoher Massekonzentration (große Masse, geringer Luftwiderstand), welche vor dem Aufschlag, d.h. im Fluge, von Flugzeug A und Hubschrauber B abgetrennt wurden und befand sich

- ca. 2,1 km südwestlich (ca. 210°) von Meldepunkt GOLF in dem für An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF festgelegten Sektor bzw.
- ca. 7,2 km südlich (ca. 190°) des Flugplatzbezugpunktes Wr. Neustadt-Ost.

Die Fundorte dieser Teile waren auf den Bereich westlich des Gleiskörpers der Aspangbahn konzentriert und markieren den wahrscheinlichen Kollisionspunkt (Abb.).



Abb. Teilefeld A-B (SPZ 13 & 14) – Einfüllstutzen des Haupttanks von Flugzeug A, Leitwerk von Hubschrauber B (Quelle: SUB)



Abb. Teilefeld A-B (SPZ 15) – Linke Tragfläche und Bruchstück der Flügelnase von Flugzeug A (Quelle: SUB)



Abb. Teilefeld A-B (SPZ 16) – Höhenflosse mit Randbögen, Höhenruder und Trimmklappe von Flugzeug A (Quelle: SUB)

Die Fundorte der Teile SPZ 5 sowie SPZ 7 bis SPZ 10 mit geringer Massekonzentration (kleine Masse, hoher Luftwiderstand), welche ebenfalls vor dem Aufschlag abgetrennt wurden, befanden sich östlich des Gleiskörpers.

Teile von Flugzeug A im Teilefeld A-B, ca. 300-400 m nordöstlich der Endlage des Flugzeugs:

- Oberschale der Höhenflosse (SPZ 10);
- Einfüllstützen des Haupttanks (SPZ 13);
- ca. 260 cm langes Bruchstück der linken Tragfläche mit Querruder und Randbogen sowie ca. 130 cm langes Bruchstück der Flügelnase der linken Tragfläche (SPZ 15);
- Unterschale der Höhenflosse mit Randbögen, Höhenruder und Trimmklappe (SPZ 16, Abb.);
- Pitot-Leitung der linken Tragfläche (ohne SPZ);
- Bruchstück des hinteren Holms und eine Rippe der Höhenflosse (ohne SPZ);
- Bruchstücke der linken Flügelklappe mit Ausgleichsgewicht und des hinteren Flügelstegs der linken Tragfläche mit Klappenlagern (ohne SPZ);
- Ausgleichsgewicht des linken Querruders (ohne SPZ).

Teile von Hubschrauber B im Teilefeld A-B ca. 150-200 m südöstlich bzw. südwestlich der Endlage des Hubschraubers:



- Teil der oberen Rumpfverkleidung mit Antenne (SPZ 5).
- rechte vordere Kabinentür (SPZ 7);
- ca. 20 cm langes Bruchstück des Hauptrotormastes (SPZ 8);
- ca. 45 cm langes Bruchstück des Heckrotorblatts S/N 2215A (SPZ 9);
- ca. 135 cm langes Bruchstück des Hauptrotorblatts S/N 3688A (SPZ 11);
- Leitwerk (SPZ 14);
- Bruchstück des Hauptrotorblatts S/N 3675A (ohne SPZ).

Im Einvernehmen mit der zuständigen Staatsanwaltschaft Wiener Neustadt wurden die Wracks der beiden Luftfahrzeuge am 15.11.2006 geborgen und für weiterführende Untersuchungen zur Bundesanstalt für Verkehr verbracht.

#### 1.12.4 Zustand des Luftfahrzeuges und seiner Teile

- Flugzeug A

##### **Zelle**

Der Rumpfvorderteil war bis zur Kabine zerstört. Beide Kabinenhauben waren zerstört. Der Verriegelungshebel der vorderen Kabinenhaube befand sich in Stellung „verriegelt“. Die hinter der Kabine nach oben gebrochene Rumpfröhre war über Gestänge und Kabel mit dem Rumpfvorderteil verbunden. Das Seitenleitwerk war vollständig vorhanden, das Höhenleitwerk fehlte (SPZ 10 und 16, siehe Pkt. 1.12.3).

Die linke Seitenflossenschale war nach unten von den Flossenstegen abgelöst. Der vordere Steg mit dem Anschlussbeschlag des vorderen Höhenflossenholms war am oberen Ende aus der Seitenflossenschale gebrochen. Der hintere Steg war unterhalb des Anschlussbeschlages des hinteren Höhenflossenholms sowie am Übergang zum vorderen Steg gebrochen. Das Bruchstück war komplett von der Seitenflossenschale abgelöst und wurde lediglich durch ein Antennenkabel im Leitwerksverband gehalten.

Die Beschläge zur Verankerung der Höhenflosse auf der Seitenflosse waren um die Längsachse gegen den Uhrzeigersinn und um die Hochachse im Uhrzeigersinn verformt (Abb.).



Abb. Höhenleitwerk – Vorderer und hinterer Anschlussbeschlag der Höhenflosse (Quelle: SUB).

Der hintere Anschlussbeschlag war zwischen Seiten- und Höhenflosse gewaltsam gebrochen. Der vordere Anschlussbeschlag war kraftschlüssig mit Bruchstücken des vorderen Höhenflossenholms verbunden, der hintere Höhenflossenholm mit dem oberen Bruchstück des hinteren Anschlussbeschlags.

Die obere Höhenflossenschale (SPZ 10) war mittig entlang der Flossennase auf einer Länge von ca. 100 cm eingeschlagen. Die untere Höhenflossenschale (SPZ 16) war mittig gebrochen. Die in GFK gefertigten Holme, Rippen und Stege waren von den Flossenschalen abgelöst (siehe Pkt. 1.12.3). Die Flossenstege mit den Buchsen zur Aufnahme der Höhenruderlager und der hintere Flossenholm mit den angrenzenden Flossenrippen waren vorhanden. Teile des vorderen Holms und der angrenzenden Flossenrippen fehlten.

Die Oberseite der linken Höhenflosse wies einen Einschlag mit gelbem Abrieb auf, der mittels Vergleichsprobe der orangen lackierten Hauptrotorblattoberseite von Hubschrauber B zuordenbar ist. Die Unterseite der rechten Höhenflosse wies schwarzen Abrieb auf, der aufgrund eines stellenweise wabenartigen Musters der schwarz lackierten Oberseite der Hauptrotorblätter von Hubschrauber B mit vergleichbaren Abmessungen der Honeycomb-Struktur zuordenbar ist (Abb.).



Abb. Höhenleitwerk – Abriebspur auf Flossenoberseite und Gegenüberstellung mit Hauptrotorblatt von Hubschrauber B (Quelle: SUB)

Die linke Tragfläche war ca. 260 cm vom Flügelende von links vorne nach rechts hinten durchtrennt; die Bruchränder verliefen in einem Winkel von ca. 45° zur Flugzeuglängsachse (SPZ 15). Der in Höhe der Trennstelle befindliche Tankeinfüllstutzen (SPZ 13) war in einem nach hinten gekrümmten Bogen auf Materialstärke flach zusammengepresst (Öffnungswinkel ca. 80°). Der Tankdeckel fehlte (nicht gefunden; Abb.).



Abb. Linke Tragfläche – Rekonstruktion mit Tankeinfüllstützen (Quelle: SUB).

Die Verformung entspricht der Krümmung des intakten Hauptrotormastes von Hubschrauber B, wenn der Tankeinfüllstützen den Mast von links unten nach rechts oben schneidet und mit der Hauptrotorachse einen Winkel zwischen  $45^\circ$  und  $90^\circ$  einschließt (Abb.).

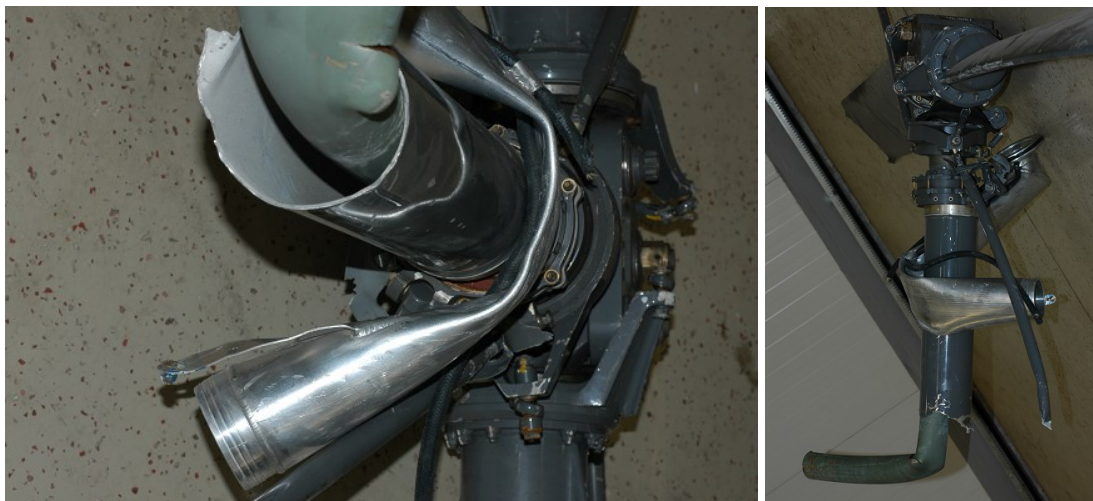


Abb. Tankeinfüllstützen – Zustand und Gegenüberstellung mit Hauptrotormast von Hubschrauber B (Quelle: SUB).

Das von der Trennstelle bis zum Scheinwerfergehäuse reichende ca. 130 cm lange Bruchstück der Flügelnase (SPZ 15) war entlang des vorderen Flügelholms herausgebrochen und wies entlang der Vorderkante Einschläge auf. Auf der Vorderseite des freigelegten Flügelholms waren neben dem schwarz lackierten Scheinwerfergehäuse blauer Abrieb und gelbe Lacksplitter vorhanden, welche der Rumpf-Lackierung von Hubschrauber B zuordenbar sind. Lande- und Rollscheinwerfer waren zerstört.

Das in der Flügel Nase verlegte Alurohr mit Kabelbäumen und Pitot-Statik-Leitungen (siehe Pkt. 1.12.3) war zur Gänze aus der Tragfläche gelöst und wies ebenfalls am scheinwerfernahen Ende blauen Abrieb und in Höhe der Flügeltrennstelle eine bogenförmige Deformation auf.

Die Flügeloberseite wies hinter dem Scheinwerfergehäuse zwei Einschläge mit gelbem Abrieb auf, welche mittels Vergleichsprobe der orangen Hauptrotorblatt-Lackierung von Hubschrauber B zuordenbar sind. Auf der Flügelunterseite wurden keine Spuren durch Berührung mit Bauteilen von Hubschrauber B festgestellt.

Die rechte Tragfläche war entlang der Flügel Nase bis zum vorderen Flügelholm gestaucht bzw. eingeschlagen. Spuren durch Berührung mit Bauteilen von Hubschrauber B wurden nicht festgestellt. Der Deckel des Zusatztanks war versperrt und wurde zum Abpumpen des Restkraftstoffs geöffnet.

Die kombinierten Positions- und Zusammenstoßwarnlichter (Strobe Light) an den Flügelspitzen waren äußerlich unbeschädigt. Die Verglasung der Lichter der linken Tragfläche war abgerissen.

### **Triebwerk**

Zur Beurteilung des Triebwerkslaufes standen die von der ECU aufgezeichneten Parameter zur Verfügung (siehe Kapitel 1.11, Flugschreiber). Auf eine Zerlegebefundung des Triebwerks wurde daher verzichtet.

Die vorne an den Motor angeflanschte Ölpumpe war abgerissen und die Antriebswelle gewaltsam gebrochen. Die Druckleitungen ENGINE OIL OUT und GEAR OIL OUT waren pumpenseitig gewaltsam gebrochen.

Zwei von drei Propellerblättern waren am Blattfuß gebrochen und zerborsten (siehe auch Pkt. 1.12.3); vom dritten Propellerblatt, das mit der Propellernabe kraftschlüssig verbunden war, fehlte die Blattspitze (nicht gefunden).

### **Instrumente**

Das Cockpit einschließlich des Instrumentenbretts mit Glascockpit Garmin G1000™ (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen) war zerstört. Vorfalle relevante Einstellungen am Garmin G1000™, z.B. der Bezugsluftdruck des Höhenmessers #1 oder die Einstellungen der UKW-Sende- Empfangsanlage (Frequenzen, Lautstärke), waren nicht rekonstruierbar, ebenso der Schaltzustand der Warnleuchten.

Beide Buchsen des Headset-Anschlusses für den linken vorderen Sitz waren belegt (Kabel jeweils abgerissen).

Hebel- und Schalterstellungen nach dem Aufschlag:

- Leistungshebel – freigängig; rechte Geber (LOAD) ausgerissen.
- Höhenruder-Trimmmung – mittig zw. T/O (Startstellung) und NOSE DOWN
- Flügelklappe – LDG (Landstellung)
- Alternate Air – geschlossen
- Alternate Static Valve – geschlossen
- ELECTRIC MASTER – OFF (Schlüssel im Schloss abgebrochen)
- AVIONIC MASTER – OFF
- ESS(ential) BUS – OFF

- Strobe Light (ACL) – Schalter zerstört
- Landing Light – Schalter zerstört
- ENGINE MASTER – ON
- ECU SWAP – AUTOMATIC
- Emergency Fuel Valve – NORMAL
- ELT – ARM
- Höhenmesser #2 – Bezugsluftdruck zwischen 1014 und 1015 hPa
- Sicherungsautomaten ESSENTIAL BUS – alle gedrückt (inkl. COM 1, XPDR, LANDING, MASTER CONTROL)
- Sicherungsautomaten MAIN BUS – gedrückt (inkl. PWR) bzw. beschädigt (inkl. STROBE, POSITION, TAXI/MAP, AV. BUS)
- Sicherungsautomaten ECU BUS – beschädigt
- Sicherungsautomaten AVIONICS BUS – gedrückt (inkl. COM 2, AUDIO) bzw. beschädigt

### Steuerung

Die Pedale und das Seitenruder waren über Stahlseile mit Umlenkrollen, Seilführungen und Umlenkhebeln kraftschlüssig verbunden.

Das Seitenruder war gewaltsam aus der oberen Lagerung (Bolzen) im hinteren Steg der Seitenflosse (Buchse) nach hinten gerissen, die untere Lagerung war intakt (Lagerbock am hinteren Steg der Seitenflosse, Beschlag am Seitenruder mit Bolzen für die Steuerseile).

Die beiden Steuerknüppel waren kraftschlüssig miteinander verbunden und um die Längsachse (Querruder) frei beweglich; die Lagerung für Knüppelbewegungen um die Querachse (Höhenruder) war gewaltsam zerstört.

Die Flügelklappen waren kraftschlüssig mit dem elektrischen Antrieb verbunden. Die rechte Flügelklappe befand sich zwischen den Stellungen UP und T/O. Quer- und Höhenrudergestänge waren kraftschlüssig mit Roll- und Pitch-Servo (Autopilot) verbunden, der Trimm-Servo war unfallbedingt aus dem Eingriff des Trimmradritzels gelöst.

Die Verschraubungen der Stoßstangen und Umlenkhebel zur Betätigung der Ruder und Flügelklappen waren intakt. Einzelne in den Stahlschubstangen eingeschraubte und mit Lack plombierte Gelenkstangenköpfe waren durch Überbeanspruchung gelockert. Die Untersuchung erbrachte keine Hinweise auf eine Veränderung der Ruder- oder Klappeneinstellung vor dem Zusammenstoß.

Die Gelenkstangenköpfe waren über Ruderhörner und Bolzen, deren Muttern ebenfalls mit Lack plombiert waren, kraftschlüssig mit den Rudern und Flügelklappen verbunden. Die intakten Querruder- und Klappenlager waren mit dünnen Stiften gegen Verrutschen gesichert. Das Torsionsrohr im Rumpf zwischen der rechten und der linken Flügelklappe war intakt, der linke Anlenkbeschlag war unfallbedingt aus dem Eingriff der Klappe gelöst.

Die schwarz lackierte lange Querruder-Stoßstange der linken Tragfläche war in Höhe der Flügeltrennstelle nach hinten durchtrennt und rechts von der Trennstelle mehrfach nach hinten geknickt (Gesamtverformung ca. 90°). Die Querruder-Stoßstange war an der Trennstelle analog dem Tankeinfüllstutzen verformt. Die Verformung



entspricht der Krümmung des Hauptrotormastes von Hubschrauber B, wenn die Stoßstange den Mast von links unten nach rechts oben schneidet und mit der Hauptrotorachse einen Winkel von ca. 45° einschließt (Abb.).



Abb. Lange Querruder-Stoßstange der linken Tragfläche – Zustand und Gegenüberstellung mit Hauptrotormast von Hubschrauber B (Quelle: SUB)

Das linke Querruder war mit der Tragfläche ordnungsgemäß verbunden, die Befestigung des Ausgleichsgewichts war gebrochen (siehe Pkt. 1.12.3). Die Flügelklappe war links neben dem Ruderhorn gebrochen. Das Klappenende mit dem Ausgleichsgewicht und der angrenzende Flügelsteg mit 2 Klappenlagern fehlte (siehe Pkt. 1.12.3). Der Flügelsteg mit den restlichen 4 Klappenlagern war ausgehend vom Ruderhorn zur Flügelwurzel hin aus der Flügelschale gelöst (Klappenstellung undefiniert).

Querruder und Flügelklappe der rechten Tragfläche waren vollständig.

Das Höhenruder war in 3 Teile zerbrochen. Das mittlere Ruderbruchstück mit dem Ruderhorn war mit dem Rippenpaar des mittleren Lagers und der Trimmklappe kraftschlüssig verbunden. Die beiden äußeren Bruchstücke waren aus den Lagerstellen in der Höhenflosse (jeweils 1 Zapfen, 1 Gelenkkopf) gelöst (SPZ 16). Die Bruchstelle des linken Bruchstücks befand sich in Höhe der ruderseitigen Aufnahme des Gelenkkopfes, welcher nunmehr fehlte (nicht gefunden). Der Gelenkkopf des rechten Bruchstücks war in der ruderseitigen Aufnahme nach oben gedreht und in die obere Ruderschale eingedrungen (entspricht Höhenruderausschlag nach oben).

Die Verbindung des Ruderhorns und der Stoßstange war gewaltsam unter Zugbeanspruchung gebrochen. Das ruderseitige Ende des Bowdenzugs für die Höhenruder-Trimmmung war am Gelenkkopf der Trimmklappe gewaltsam unter Biege-



beanspruchung gebrochen. Ansonsten waren die Übertragungselemente für die manuelle Betätigung der Trimmung kraftschlüssig verbunden.

Die Untersuchung erbrachte keine Anhaltspunkte für Blockaden in der Steuerungsanlage. Einzelne Übertragungselemente der Steuerungsanlage waren gewaltsam aus ihren Verankerungen in der Zellenstruktur gerissen.

### Systeme

Die Untersuchung des Kraftstoffsystems der Zelle einschließlich der Versorgungs- und Rückführleitung des Triebwerks erbrachte keine Hinweise auf eine Störung in der Kraftstoffversorgung des Triebwerks vor dem Zusammenstoß. Der Kraftstofffilter war sauber und enthielt Kraftstoff.

Das Emergency Fuel Valve befand sich in Stellung NORMAL und war gewaltsam vom mechanischen Eingriff des Hebels in der Mittelkonsole getrennt.

- Hubschrauber B

#### Zelle

Der Rumpf und die Kufen waren in der Hochachse auf ca. 2/3 der ursprünglichen Gesamthöhe von ca. 180 cm gestaucht. Die linke Kufe war mehrfach gebrochen.

Die rechte vordere Kabinentür war aus den Scharnieren gerissen (SPZ 7). Der Verriegelungshebel befand sich in Stellung „verriegeln“ (latch). Der obere Rahmen der Kabinentür war gebrochen und die Scheibe geborsten. In der Kabine lagen die Nasenleiste eines Propellerblatts und ein GFK-Bruchstück von Flugzeug A (Abb.).



Abb. Kabine – Rechte vordere Kabinentür (SPZ 7), Nasenleiste eines Propellerblatts und ein GFK-Bruchstück von Flugzeug A (Quelle: SUB).

Die beiden Landescheinwerfer im Rumpfbug (Landing Lights) und das rote Zusammenstoßwarnlicht (Anti-Collision Strobe Light) auf der Oberseite des Heckauslegers waren zerstört.

Der Hauptrotormast war ca. 10 cm oberhalb des Hauptgetriebes gewaltsam nach hinten gebrochen. Oberhalb der Bruchstelle war der Rotormast links und rechts der Hauptrotorwelle in ca. 80 cm lange Bruchstücke zerbrochen. Die Vorderseite des rechten Mastbruchstücks war am oberen Bruchende nach hinten deformiert und wies einen der Hauptrotormastverkleidung zuordenbaren Abdruck eines Gewindeschafes sowie hellen Abrieb auf. Dem deformierten Bereich waren zwei ca. 10 cm bzw. ca. 20 cm lange Bruchstücke des Hauptrotormastes (SPZ 8) zuordenbar. Im Bereich dieser

durch Deformationen gekennzeichneten Anprallstelle ca. 80 cm unterhalb der Hauptrotorkreisebene bzw. ca. 40 cm oberhalb des Kabinendachs war der Hauptrotormast durchtrennt und die Hauptrotorwelle geknickt. Auf der Innenseite der Mastbruchstücke waren Anlaufspuren der Hauptrotorwelle vorhanden. Die Nieten, die das obere Ende des Hauptrotormastes mit dem Lagerring zur Fixierung des feststehenden Teils der Taumelscheibe verbinden, waren nach unten abgesichert. Die aus verschraubten Blechsegmenten bestehende Hauptrotormastverkleidung war aus der oberen und der unteren Verankerung gerissen, ebenso der hinten angrenzende Teil der oberen Rumpfverkleidung (SPZ 5). Einem der Vorderseite der Rotormastverkleidung zuordenbaren Blechsegment war auf der Außenseite eine Anprallstelle mit schwarzem Abrieb vorhanden.

Beide Hauptrotorblätter waren gegen die Rotordrehrichtung verformt, die Blatthinterkanten waren gestaucht (Rotordurchmesser ca. 1006 cm, linksdrehend).

Das Hauptrotorblatt S/N 3675A war ca. 155 cm und ca. 390 cm von der Rotorachse gebrochen (SPZ 4). Das mittlere Blattbruchstück wies auf der orange und weiß lackierten Oberseite blauen Abrieb auf, welcher der Rumpf-Lackierung von Hubschrauber B zuordenbar ist. Das Blattende fehlte (siehe Pkt. 1.12.3).

Aus dem Hauptrotorblatt S/N 3688A war ausgehend ca. 180 cm von der Rotorachse hinter der Blattnase ein ca. 135 cm langes Blattstück herausgebrochen (SPZ 11).

Das Heckrotorblatt S/N 2215A war ca. 30 cm von der Rotorachse gegen die Rotordrehrichtung gebrochen (SPZ 9) und ausgehend vom Blattende entlang der Blattnase auf ca. 20 cm Länge nach links eingeschlagen.

Das Heckrotorblatt S/N 2225A war ca. 10 cm vom Blattende an der Blattnase eingeschlagen (Rotordurchmesser ca. 147 cm, oberes Blatt rücklaufend).

Die Beplankung des Heckauslegers war rechts ca. 310 cm vom Rumpfanschluss in Höhe des Zusammenstoßwarnlichts hinter dem drittletzten Spant eingeschlagen (Bruchränder nach innen bzw. nach links gerichtet).

Der Anschlussbeschlag des Leitwerks (Stabilizer) war rechts neben dem Heckausleger im Bereich der Befestigungsbolzen gewaltsam gebrochen (SPZ 14). Der Anschlussbeschlag wies weiters Anrisse mit plastischen Verformungen ausgehend von der Oberseite nach unten auf sowie am Umfang des Heckauslegers von der Unterseite gegen den Uhrzeigersinn nach oben verlaufend.

Die obere vertikale Stabilisierungsflosse war nach links hinten verformt; das obere Flossenende fehlte (nicht gefunden). Auf der rechten Flossenseite verlief in einem Abstand von ca. 80 cm von der horizontalen Stabilisierungsflosse eine Anprallstelle, welche analog dem Nasenradius des ca. 130 cm langen Bruchstücks der Flügel Nase der linken Tragfläche von Flugzeug A verformt war (SPZ 15; Abb.).



Abb. Obere vertikale Stabilisierungsflosse – Zustand und Gegenüberstellung mit Bruchstück der Flügelnase der linken Tragfläche von Flugzeug A.

Im Bereich der Anprallstelle war die gelbe Grundlackierung abgeplatzt und der in einer zweiten Schicht aufgetragene blaue Lack ausgehend von der Vorderkante über das blankes Metall nach hinten abgerieben. Weiters waren weiße und schwarze Materialauftragungen analog den Harzanhaftungen des in der Flügelnase der linken Tragfläche von Flugzeug A verlegten Alurohrs und der schwarzen Kabelummantelung bzw. dem schwarz lackierten Scheinwerfergehäuse von Flugzeug A vorhanden.

An den übrigen Stabilisierungsflossen wurden keine Spuren durch Berührung mit Bauteilen von Flugzeug A festgestellt.

### **Triebwerk**

Der Vergaser (siehe auch Kapitel 1.6, Angaben zum Luftfahrzeug) war gewaltsam aus dem Ansaugsteg gebrochen. Die Airbox mit der Vergaservorwärmklappe war abgerissen.

Der Anschluss der Kraftstoffleitung am Vergasergehäuse war gewaltsam gebrochen. Die Drosselklappe war geschlossen bzw. befand sich in Leerlaufstellung und war mit dem Drosselklappenhebel kraftschlüssig verbunden. Die Drosselklappenwelle war verbogen. Der hebelseitige Gelenkstangenkopf war gewaltsam gebrochen. Der Bowdenzug des Gemischreglers war vom Gemischhebel am Vergaser gewaltsam getrennt.

Alle Schrauben des Vergasergehäuses waren ordnungsgemäß gesichert und mit dem richtigen Drehmoment angezogen. Im Kraftstofffilter, in der Schwimmerkammer und in der Beschleunigerpumpe wurden keinerlei Ablagerungen vorgefunden, welche auf verunreinigten Kraftstoff schließen lassen.

Die Sichtüberprüfung der Hauptdüse, des Schwimmernadelventils und deren Sitz, der Leerlaufdüse, der Beschleunigerpumpe sowie der Luftbohrungen erbrachte keine Hinweise auf Schäden oder Verunreinigungen. Der Schwimmer erwies sich bei der Dichtheitsprobe als funktionsfähig.

Die Zündkerzen und -kabel wiesen unfallbedingte Schäden auf. Das Zündkerzenbild beider Zündkreise entspricht einer Kraftstoffverbrennung mit korrekter Gemisch-

zusammensetzung. Elektrodenverschleiß und Ablagerungsgrad waren gering (Betriebszeit ca. 79 Stunden).

Bei der Sichtüberprüfung der Zündmagnete (siehe auch Kapitel 1.6, Angaben zum Luftfahrzeug) wurde festgestellt, dass am rechten Zündmagnet einer der beiden Flansche zur Befestigung am Kurbelwellengehäuse gewaltsam gebrochen war.

Bei der Betriebsüberprüfung der Zündmagnete auf einem Prüfstand Type „Gossen“ traten im Motordrehzahlbereich ca. 250-2750 RPM keine Funktionsstörungen auf.

Im Ölfilter wurden keine Rückstände gefunden, welche auf übermäßigen Materialverschleiß seit dem letzten Filtertausch deuten (Betriebszeit 0:40 Stunden). Auf eine weitere Zerlegebefundung des Triebwerks wurde daher verzichtet.

### Instrumente

Das Cockpit einschließlich des Instrumentenpilzes war zerstört (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen). Ein Headset (SPZ 6) befand sich an Bord.

Auf dem Ziffernblatt der zerstörten Ladedruckanzeige war im Bereich des grünen Bogens (16,0-24,7 in. Hg) ein Abdruck des weiß lackierten Zeigers bei ca. 20,5 in. Hg vorhanden (Abb.).



Abb. Ladedruckanzeige mit Zeigerabdruck – Übersicht und Detail (Quelle: SUB).

Hebel- und Schalterstellungen nach dem Aufschlag:

- Fuel Shut-off Valve – ON (Ventilstellung)
- Throttle – Vollgas
- Mixture – Full Rich (Stellung des Bowdenzugs, hebelseitig getrennt)
- CARB(uretor) Heat – ON
- Ignition Switch – Linker Magnet (Schlüssel im Zündschloss)
- Clutch – Schalter zerstört (Sicherungsklappe herausgerissen)
- Governor – Schalter zerstört
- HYD(raulic) – OFF
- Master Switch – OFF
- Alternator Switch – ON
- Strobe Light – Schalter zerstört
- Landing Light – Schalter zerstört
- SSR-Transponder – ON (Stellung der Schalterwelle, Drehknopf gebrochen)
- COMM – Volume ca. 50 %, TEST OFF



- NAV – Volume 0%, IDENT OFF
- ELT – ON
- Höhenmesser #1 – Bezugsluftdruck 1013 hPa
- Sicherungen (push-to-reset) – gedrückt, ausgenommen TACH R(otor) und TACH E(engine)

Die Glühbirnen der Warnleuchten wurden mittels Lichtmikroskopie auf gebrochene Glühfäden bzw. plastisch verformte Wendeln infolge der bei stoßartiger Belastung, z.B. beim Aufschlag, im Glühfaden auftretenden Massenkraften untersucht, welche nach Ing. Heribert Bürger Rückschlüsse auf den Schaltzustand der Leuchte zum Vorfallszeitpunkt erlauben.

Während kalte Glühfäden spröde brechen, können die Wendeln heißer Glühfäden bei Stoßbelastung eine plastische Verformung mit oder ohne Fadenbruch erfahren (Abb.).



Abb. Beispiele für Glühfadenbrüche und -verformungen – Glühfaden kalt gebrochen; Glühfäden mit Warmverformung mit und ohne Fadenbruch (Quelle: UUB).

Bei der Beurteilung des Betriebszustandes ist zu berücksichtigen, dass die Aussagekraft des Zustandes von Glühfäden mit unverformter Wendel Einschränkungen unterliegt, z.B. Bruch eines Glühfadens infolge Alterung oder defekte Leuchte trotz intakten Glühfadens. In die Untersuchung sind daher auch Überlegungen über den technischen Zustand der Leuchte bzw. Anzeigeeinheit zum Zeitpunkt des Stoßes einzubeziehen.

Die einwandfreie Funktion der Warnleuchten ist gemäß R44 POH, Ausgabe 10.12.1992 idF 01.09.2004, mit einem eigenen Testschalter vor jedem Anlassen des Triebwerks zu überprüfen.

Die Glühfäden der Warnleuchten

- OIL (loss of engine power or oil pressure),
- CLUTCH (clutch actuator is on, engaging/disengaging the clutch),
- GOV OFF (engine RPM throttle governor is off) und
- LOW RPM (rotor RPM below safe limits)

wiesen plastische Verformungen der Wendel auf.

Die Glühfäden der Warnleuchten MR TEMP (main gearbox overtemperature), TR CHIP (tail rotor gearbox chip), LOW FUEL, STARTER ON waren intakt mit unverformter Wendel, jene von MR CHIP (main rotor gearbox chip) und BRAKE (rotor brake engaged) waren gebrochen mit unverformter Wendel.

Die Warnleuchten **ALT** (alternator) und **ENG FIRE** (engine fire) waren gewaltsam zerstört.

Die Sicherungen WARN LTS, CLUTCH START, HORN START, GAGES und ALT (press-to-reset) befanden sich in Stellung ON (gedrückt).

### Steuerung

Die linken bzw. die rechten Pedale waren kraftschlüssig miteinander verbunden. Die Verschraubungen der Stoßstangen und Umlenkhebel von den Pedalen zur Heckrotorspinne waren intakt. Die lange Heckrotorsteuerstange im Heckauslager wies in Höhe einer Einschlagstelle im Heckausleger einen Biegegewaltbruch auf. Das hintere Bruchstück der Steuerstange blockierte durch Deformation des Heckauslegers die Heckrotorblätter im Einstellwinkel für maximales Gegendrehmoment. Die Spinne war kraftschlüssig mit den Blatthörnern verbunden.

Der linke und der rechte Hebel für die kollektive Blattverstellung (Pitch) sowie die zugehörigen Gasdrehgriffe waren kraftschlüssig miteinander verbunden und frei beweglich. Die Verschraubungen der Stoßstangen und Umlenkhebel vom Pitch zum Hydraulik-Servo bzw. zum Gasgestänge waren intakt.

Die zentrale Säule des Steuerknüppels für die zyklische Blattverstellung war um die Längs- und Querachse frei beweglich. Die Verschraubungen der Stoßstangen und Umlenkhebel vom Steuerknüppel zu den Hydraulik-Servos waren intakt.

Die zwei vor dem Hauptrotormast von den Hydraulik-Servos zur Taumelscheibe führenden Steuerstangen waren ca. 30 cm oberhalb des unteren Gelenkkopfes (Gesamtlänge ca. 100 cm) bzw. ca. 40 cm oberhalb des Kabinendachs (Hydraulik-Servos am unteren Anschlag) analog den Abmessungen des verformten Tankeinfüllstutzens und der durchtrennten Flügelholme von Flugzeug A nach hinten gebogen (links) bzw. in einem nach hinten gekrümmten Bogen auf Materialstärke flach zusammengepresst (rechts; Abb.).



Abb. Hauptrotor-Steuerstangen – Zustand und Gegenüberstellung mit Tankeinfüllstutzen und Flügelholm der linken Tragfläche von Flugzeug A (Quelle: SUB).

Sie wiesen jeweils hellen Abrieb auf der Stangenvorderseite auf und waren gewaltsam gebrochen. Die dritte hinter dem Hauptrotormast vom Hydraulik-Servo zur Taumelscheibe führende Steuerstange war verformt, jedoch durchgehend intakt. Das Scherengelenk des feststehenden Teils der Taumelscheibe war intakt, jenes des rotierenden Teils war am Rotorkopf gewaltsam gebrochen, ebenso die Blattverstellstangen vom drehenden Teil der Taumelscheibe zu den Blatthörnern. Einzelne in den Stoßstangen eingeschraubte und mit Lack plombierte Gelenkstangenköpfe waren durch Überbeanspruchung gelockert. Einzelne Stoßstangen waren an den Verschraubungen der Gelenkstangenköpfe in Verbindung mit plastischer Verformung der Stoßstangen bzw. Gelenkstangen gewaltsam gebrochen.

Die Untersuchung erbrachte keine Anhaltspunkte für Blockaden in der Steuerungsanlage. Einzelne Übertragungselemente der Steuerungsanlage waren gewaltsam aus ihren Verankerungen in der Zellenstruktur gerissen.

### Systeme

Die untere Riemenscheibe des Antriebssystems war kraftschlüssig mit der Kurbelwelle des Triebwerks verbunden. Der zwischen der Nabe der oberen (angetriebenen) Riemenscheibe und der Antriebswelle befindliche Freilauf kuppelte bei angetriebener Riemenscheibe in Drehrichtung (gegen den Uhrzeigersinn) ein. Die vier Riemenpaare wiesen keinen übermäßigen Verschleiß auf. Die Riemenspannvorrichtung, welche in die Rückseite der oberen Riemenscheibe gedrückt und beschädigt war, war zwischen Antriebswelle und Riemenkranz verkeilt und in Drehrichtung der Riemenscheibe gewaltsam aus der Verankerung gebrochen. Die Antriebswelle (gegen den Uhrzeigersinn rotierend) war über flexible Kupplungen mit dem Hauptgetriebe und der langen Heckrotorantriebswelle im Heckausleger kraftschlüssig verbunden.

Das Hauptgetriebe war nach links aus der Verankerung im Rumpf gerissen. Die geknickte Hauptrotorwelle war über das Hauptgetriebe frei drehbar und kraftschlüssig mit dem Hauptrotor verbunden.

Die lange Heckrotorantriebswelle war hinter dem Stützlager und in Höhe der Einschlagstelle im Heckausleger jeweils gewaltsam gebrochen. Das mittlere Wellenbruchstück wies am vorderen Bruchende einen Torsionsgewaltbruch mit plastischer Verformung in Wellendrehrichtung auf (gegen den Uhrzeigersinn; Abb.), das hintere Bruchende entspricht einem Biegegewaltbruch mit Verwindung der Welle in Wellendrehrichtung (gegen den Uhrzeigersinn; Abb.).



Abb. Mittleres Bruchstück der langen Heckrotorantriebswelle – Vorderes und hinteres Bruchende (Quelle: SUB).



Das hintere Bruchstück der langen Heckrotorantriebswelle war kraftschlüssig mit dem über das Heckgetriebe frei drehbaren Heckrotor verbunden und wegen Deformation des Heckauslegers in Wellendrehrichtung blockiert.

Der Metallspäne-Detektor des Hauptgetriebes wies geringe Anlagerungen von Metallspänen auf, jener des Heckgetriebes war sauber.

Die Temperature-Recorder von Freilauf- sowie Haupt- und Heckgetriebe zeigten keine thermische Überlast an.

Alle drei Hydraulik-Servos waren äußerlich unbeschädigt. Das hinter dem Hauptrotormast befindliche Hydraulik-Reservoir war durch einen Schlag von außen beschädigt. Das Filterelement war sauber. Einzelne mit Sicherungslack versehene Leitungsanschlüsse des Hydrauliksystems waren gewaltsam gebrochen oder durch Überbeanspruchung gelockert. Der Temperature-Recorder der Hydraulik-Pumpe zeigte keine thermische Überlast an.

Alle Leitungen des Kraftstoffsystems zwischen Haupttank (aufgeplatzt) und Vergaser waren angeschlossen (Anschluss am Vergasergehäuse gewaltsam gebrochen). Der Brandhahn (Fuel Shut-off Valve) war kraftschlüssig mit dem Betätigungsgestänge verbunden. Die Primerpumpe war eingeschoben und verriegelt. Die Leitung zwischen Haupt- und Zusatztank (aufgeplatzt) war gewaltsam gebrochen. Das Gehäuse des zwischen Haupttank und Vergaser befindlichen Kraftstofffilters (Gascolator) war aufschlagbedingt deformiert und der Gehäuseboden leck geschlagen. Der Dichtring des Gehäusedeckels war aufschlagbedingt beschädigt. Das Metallsieb, das mit dem Dichtring im Gehäusedeckel fixiert wird, lag lose am Gehäuseboden (Abb.).

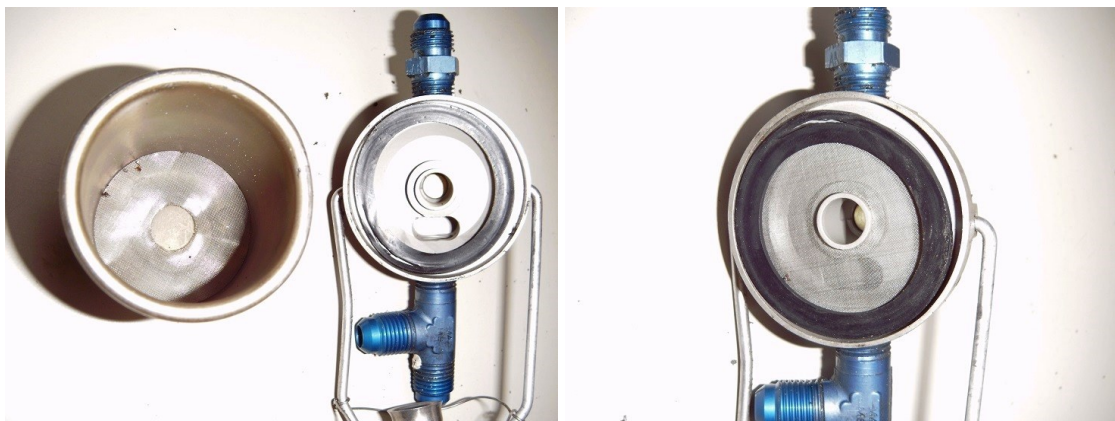


Abb. Kraftstofffilter (Gascolator) – Vorgefundene und korrekt Einbaulage des Metallsiebs (Quelle: SUB).

Ablagerungen, welche auf Verunreinigungen im Kraftstoff schließen lassen, wurden in den untersuchten Komponenten nicht gefunden.

#### 1.12.5 Bauteile und Systeme – Materialversagen, Funktionsstörungen

Die Untersuchung der Bauteile und Systeme von Flugzeug A und von Hubschrauber B erbrachten keine Hinweise auf Materialversagen oder Funktionsstörungen.

## 1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Im Einvernehmen mit der zuständigen Staatsanwaltschaft Wiener Neustadt wurde das Institut Dr. Wolfgang Denk am 16.11.2006 mit der Durchführung der Blutabnahme an den tödlich verletzten Piloten A und B und der chemisch-toxikologischen Untersuchung der Blutproben auf Sucht- und Arzneimittelrückstände sowie zur Alkohol- und Kohlenmonoxid-Bestimmung beauftragt. Die Blutabnahmen erfolgten am 17.11.2006.

Mit dem Inkrafttreten der Änderung des Luftfahrtgesetzes (LFG), BGBl. I Nr. 27/2006, am 24.02.2006 wurde zusätzlich zu bestehenden datenschutzrechtlichen Bestimmungen der Schutz (flug)medizinischer Daten und für diese geltende Verwendungsbeschränkungen in § 33 Abs. 4 LFG geregelt. In Hinblick auf die für die Austro Control GmbH / Luftfahrtagentur, Aeromedical Section (AMS), mit Inkrafttreten der Änderung der Zivilluftfahrt-Personalverordnung 2006 – ZLPV 2006, BGBl. II Nr. 205/2006, am 01.06.2006 geltende ärztliche Verschwiegenheitsverpflichtung gemäß JAR-FCL 3.080 (b) wurde seitens des Untersuchungsleiters auf die Einholung einer individualisierten Stellungnahme der AMS anhand der dort vorrätigen (flug)medizinischen Daten verzichtet.

Informationen aus dem privaten und beruflichen Umfeld der beiden Piloten, welche Zweifel am Vorliegen der Tauglichkeit oder einen beeinträchtigten Zustand vor dem Unfall begründen, liegen nicht vor.

### 1.13.1 Pilot A

In den Blutproben von Pilot A war mittels gaschromatographischer Untersuchung kein Blutalkohol nachzuweisen. Es ergab sich auch keine Anreicherung von Kohlenmonoxidhamoglobin im Blut. Bei den chemisch-toxikologischen Untersuchungen u.a. auf Antidepressiva, Barbiturate, Calziurn-Antagonisten, Benzodiazepine, Opiate, Betablocker, Stimulantien und orale Antidiabetika waren lediglich Spuren von Cotinin als Nikotinstoffwechselprodukt und Coffein nachzuweisen, jedoch keine beeinträchtigenden Substanzen zu finden.

### 1.13.2 Pilot B

In den Blutproben von Pilot B war bei der Untersuchung auf Alkoholgehalt mittels gaschromatographischer Methoden kein Alkohol zu finden. Eine spektralphotometrische Untersuchung ergab auch keine Hinweise für eine Kohlenmonoxidanreicherung im Blut. Bei chemisch-toxikologischen Untersuchungen mittels immunologischer Suchverfahren aber auch durch massenspektroskopische Analysen u.a. auf Antidepressiva, Barbiturate, Calziurn-Antagonisten, Benzodiazepine, Opiate, Beta-Blocker, Stimulantien, orale Antidiabetika waren Coffein, Nikotin und Cotinin als Nikotinstoffwechselprodukt zu finden, jedoch keine Anhaltspunkte für eine Beeinflussung durch beeinträchtigende Substanzen zum Vorfallszeitpunkt zu gewinnen.

## 1.14 Brand

Hinweise auf einen Brandausbruch im Flug oder am Boden liegen nicht vor.

## 1.15 Überlebensaspekte

### 1.15.1 Such- und Rettungsmaßnahmen

#### **ACG als Such- und Rettungszentrale (§ 6 ZSRV 1999 idgF)**

Um 12:14 Uhr meldete ein Verkehr nördlich des Schneebergs in FL 340 im Wege der Fluginformationszentrale Wien den Empfang eines Notsendersignals.

Um 12:18 Uhr meldete die Rettungsleitstelle Wr. Neustadt den Absturz eines Luftfahrzeuges südlich von Wr. Neustadt.

Um 12:19 Uhr bestätigte das Landespolizeikommando NÖ in Wr. Neustadt den Absturz eines Flächenflugzeuges (Tragfläche im Flug gebrochen).

Um 12:23 Uhr meldete ein Verkehr im Bereich ARSIN (ca. 24 NM südöstlich des Vorfallesortes) im Wege der Fluginformationszentrale Wien den Empfang eines Notsendersignals und meldete die Anflugkontrollstelle Wien Flugzeug A zwischen Wr. Neustadt und BALAD (ca. 0,7 NM südlich der Endlage Flugzeug A) abgängig und einen vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost abgängig gemeldeten Hubschrauber.

Um 12:30 Uhr bestätigt der Flugplatz Wr. Neustadt-Ost die Kollision von Flugzeug A und Hubschrauber B.

Um 12:45 Uhr gibt das Landespolizeikommando NÖ die Absturzstellen bekannt.

#### **Flugsicherungsstellen und Flugplatzhalter (§§ 7 und 8 ZSRV 1999 idgF)**

Gegen 12:20 Uhr stellte die Anflugkontrollstelle Wien am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost Nachforschungen über das abgängige Flugzeug A an. Der Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost gab bekannt, dass weder zum Flugzeug A noch zum Hubschrauber B Funkkontakt bestand, und bei der Polizei abwechselnd Meldungen über den Absturz eines Flächenflugzeuges und eines Hubschraubers eingingen.

Die Absturzstellen der beiden Luftfahrzeuge lagen innerhalb eines Umkreises von 8 km um den Flugplatzbezugspunkt des Zivilflugplatzes Wr. Neustadt-Ost, innerhalb dessen der Flugplatzrettungsbereich festzulegen ist (§ 8 Zivilluftfahrt-Such- und Rettungsdienstverordnung 1999 – ZSRV 1999 idgF); der Zusammenstoß ereignete sich während der Betriebszeit des Flugplatzes.

Im Flugzeug A und im Hubschrauber B wurde jeweils ein für Flüge im österreichischen Hoheitsgebiet vorgeschriebener Notsender (Crash-Sender) funktionsbereit mitgeführt (vgl. § 6a Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967 idgF; wurde 11.12.2014 durch § 29 LVR 2014 ersetzt). Diese wurden am Vorfalstag um ca. 14:30 Uhr (B) und um ca. 15:50 Uhr (A) deaktiviert.

### 1.15.2 Verletzungsursachen

Pilot A verstarb während der Einlieferung in das Krankenhaus Wr. Neustadt.

Pilot B verstarb an der Absturzstelle von Hubschrauber B.

Personen am Boden kamen nicht zu Schaden.

Beide Luftfahrzeuge schlugen nach Beschädigung des Trag- und des Steuerwerks durch Mangel an Auftriebskraft und Verlust der Steuerbarkeit senkrecht am Boden auf.

Ein ballistisches Rettungssystem für Luftfahrzeuge, das bei technischen Störungen, z.B. Strukturversagen, das Überleben der im Luftfahrzeug befindlichen Personen ermöglicht, war weder im Flugzeug A noch im Hubschrauber B eingebaut.

Weder Pilot A noch Pilot B hatte einen gebrauchsfertigen Fallschirm angelegt.

Rettungsgeräte oder Rettungsschirme im Sinne der ZLLV 2005, Anlage D, waren nicht Bestandteil der Mindestausrüstung.

Das Anlegen von Fallschirmen in kraftangetriebenen Luftfahrzeugen ist lediglich für Insassen von Zivilluftfahrzeugen, die im Kunstflug geführt werden, vorgeschrieben (vgl. § 10 Abs. 2 LVR 1967 idgF; wurde 11.12.2014 durch § 15 LVR 2014 ersetzt).

## 1.16 Versuche und wissenschaftliche Untersuchungen

Im Rahmen der Untersuchung des Vorfalls wurden keine Versuche und wissenschaftlichen Untersuchungen (z.B. Flugversuche, Simulator Tests, Simulationen) durchgeführt.

## 1.17 Organisation und Verfahren

### 1.17.1 Flugsicherung

#### Sprechfunkverfahren

AIC B 2/03, SPRECHFUNKVERFAHREN, gültig am 14.11.2006 (Auszug):

#### **3.6 AUSFALL DER SPRECHFUNKVERBINDUNG**

##### **3.6.1 Ausfall der Bord-Boden-Sprechfunkverbindung**

[...]

##### **3.6.1.2 Empfängerausfall:**

*3.6.1.2.1 Wird der Ausfall der Sprechfunkverbindung durch Empfängerausfall verursacht, soll die Luftfahrzeugfunkstelle zu den vorgesehenen Zeiten oder über den vorgesehenen Standorten die diesbezüglichen Meldungen unter Voranstellung der Sprechgruppe BLINDÜBERMITTLUNG WEGEN EMPFÄNGERAUSFALL absetzen.*

[...]

*3.6.1.2.3 Ist ein Luftfahrzeug wegen Ausfalls der Bordanlage nicht in der Lage die Sprechfunkverbindung herzustellen, soll es, wenn mit Transponder ausgerüstet, den für Funkverbindungsausfall vorgesehenen SSR-Code (A7600) schalten, um so auf den Funkausfall aufmerksam zu machen.*

#### Radarverfahren

AIP Österreich, ENR 1.6 RADARDIENSTE UND VERFAHREN, gültig am 14.11.2006 (Auszug):

## **2. SEKUNDÄRRUNDSICHTRADAR**

[...]

- Das Kriterium zur Bestimmung, dass eine bestimmte Flugfläche bzw. Flughöhe von einem Luftfahrzeug belegt ist, beträgt 60 M (200 FT).

## **3. RADARVERFAHREN**

[...]

### **b) Betrieb des Transponders**

- Die Schaltung des Transponders und die Einstellung der Modi und Codes haben die Piloten entsprechend den Anweisungen der Flugverkehrskontrollstellen vorzunehmen.

[...]

- Der Pilot eines Sichtfluges soll den Transponder, falls vorhanden, auf Modus A, Kode 7000 und Modus C schalten.

[...]

### **c) Betrieb des Transponders in Notfällen**

#### **i) Notverfahren:**

Im Notfall hat der Pilot:

- einen bereits zugewiesenen Kode beizubehalten (eine Kodeänderung kann zu Identitätsverlust führen);
- wenn von ATC ein anderer Code aufgetragen wird, diesen zu schalten;
- Modus A Code 7700 zu schalten, falls noch kein Code zugewiesen wurde oder wenn es im Einzelfall die bessere Maßnahme ist (z.B. Notsinkflug **und** Funkprobleme).

#### **ii) Ausfall der Funkverbindung**

Bei Ausfall des Funkempfängers hat der Pilot den Transponder auf Modus A, Kode 7600 einzustellen.

[...]

## **3.2 Radarverfahren für Sichtflüge**

### **a) Eingeschränkter Radar-Informationsdienst für Sichtflüge**

FIC Wien übt über Verlangen von Piloten einen „Eingeschränkten Radar Informationsdienst“ für identifizierte Sichtflüge aus. Dieser umfaßt insbesondere:

- Standortinformationen und Navigationsunterstützung;
- Verkehrsinformationen;
- Warnungen bezüglich Flugbeschränkungs- und Gefahrengebiete.

Anmerkung: Innerhalb der TMA Wien wird dieser Dienst auf einer eigenen Frequenz durchgeführt.

## **Verfahren für Sichtflüge in der Umgebung von Flugplätzen**

AIP Österreich, GEN 3.2 LUFTFAHRTKARTEN, gültig am 14.11.2006 (Auszug):

## **1. VERANTWORTLICHKEITEN**

Die amtlichen Luftfahrtkarten für das Gebiet der Republik Österreich werden vom Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie als Oberste Zivilluftfahrtbehörde bzw. von Austro Control GmbH herausgegeben. Mit Ausnahme der Luftfahrtkarte – ICAO 1:500.000 sind alle angeführten Karten im Luftfahrthandbuch enthalten. [Anm.: Sichtflugkarten mit dem zugehörigen Verfahrenstext für jene Flugplätze, für welche eine Sichtflugverfahren gemäß § 19 LVR 1967 idgF festgelegt ist]

**Anzuwendende ICAO Dokumente**

Die Luftfahrtkarten werden in Übereinstimmung mit den Normen und Empfehlungen folgender Dokumente hergestellt:

ICAO Annex 4 – Aeronautical Charts

Doc 8697 – Aeronautical Chart Manual

**2. NACHTRÄGE UND BERICHTIGUNGEN**

a) Im Allgemeinen werden die in der AIP verlautbarten Luftfahrt Karten durch Berichtigung zur AIP auf dem letzten Stand gehalten (Neuaufgabe der Karte).

b) Falls erforderlich werden Karten auch durch NOTAM oder AIP SUP berichtigt oder ergänzt.

AIP Österreich, AD 1.1 FLUGPLATZ/VERFÜGBARKEIT, gültig am 14.11.2006 (Auszug):

**2. Anzuwendende ICAO Dokumente**

Die Errichtung und der Betrieb von Zivilflugplätzen erfolgt in Anlehnung an

ICAO Annex 14 – Aerodromes

Doc 9157 – Aerodrome Design Manual

Doc 9137 – Airport Services Manual

Doc 9184 – Airport Planning Manual

Doc 9150 – STOLPORT Manual

Doc 9261 – Heliport Manual

Doc 4444-ATM/501 – Air Traffic Management (PANS-ATM)

Doc 8168-OPS/611 – Aircraft Operations (PANS-OPS), Volume I and Volume II

ICAO Annex 6 – Operation of Aircraft

ICAO Annex 10, Volume 1 – Aeronautical Telecommunications

ICAO Document 8071 – Manual on Testing of Radio-Navigation Aids

ICAO Document 9365-AN/910 – Manual of All Weather Operations ([...])

ICAO Document 9476-AN/927 – Manual of Surface Movement Guidance and Control System

ECAC Document 17 – Common European Procedures for Cat II and Cat III ILS operations

[...]

**6.6 Verfahren für Sichtflüge****6.6.1 Allgemeine Hinweise**

Bei der Durchführung von Sichtflügen innerhalb von CTRs, bestimmten Teilen von TMAs sowie in der Umgebung bestimmter Flugplätze sind die mit Rücksicht auf die Sicherheit der Luftfahrt und zur Vermeidung von Lärmbelastungen aufgetragenen Verfahren zu beachten.

Anfragen des Untersuchungsleiters zu den Ergebnissen des Ermittlungsverfahrens, welche für die von dem für die Wahrnehmung der Flugsicherung (ATM) zuständigen Geschäftsbereich der ACG in der AIP Österreich für den Zivilflugplatz Wr. Neustadt/Ost aufgetragenen Verfahren maßgeblich waren (siehe auch Kapitel 1.8, Navigationshilfen), und den hierfür angewendeten Vorschriften blieben von der ACG und vom Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie (bmvit) unbeantwortet. Die ACG berief sich bei der Festlegung des für den Zivilflugplatz Wr. Neustadt-Ost aufgetragenen Verfahrens auf Vorgaben des *bmvit* als Aufsichtsbehörde.

## Koordinationsverfahren TERM Wien–LOAN

Koordinationsverfahren zwischen ATM Terminal Wien und der Diamond SFCA Flugplatzbetriebs GmbH, in Kraft getreten am 04.09.2003 (Auszug):

### **1. ALLGEMEINES**

1.1 Das vorliegende Koordinationsverfahren zwischen ATM Terminal Wien (TERM WIEN/APP) und der Diamond SFCA Flugplatzbetriebs GmbH (FBL LOAN) regelt den Ablauf für Anflüge LOAN unter Verwendung des "IFR Approach with VFR-part using L-TF/DME SNU" (NDB/DME Approach LOAN) und für Abflüge LOAN unter Verwendung des "VFR/IFR climb out procedures LOAN" [Anm.: AIP Österreich, Seite LOAN AD 2.24-4-1, Ausgabe 4 SEP 2003].

[...]

### **2. HÖHENMESSEREINSTELLWERTE**

2.1 Da LOAN über keine zugelassene Luftdruckmessanlage verfügt, verwenden Anflüge LOAN welche den "IFR Approach with VFR-part using L-TF/DME SNU" (NDB/DME Approach LOAN), sowie Abflüge LOAN, welche das "VFR/IFR climb out procedures LOAN" befliegen, das QNH Wien.

[...]

### **3. ABFLÜGE**

#### **3.1 Anlassen der Triebwerke:**

Der FBL LOAN stellt sicher, dass eine Streckenflugfreigabe vor dem Start bei TERM WIEN/APP beantragt wurde.

[...]

#### **3.3 Freigabeübermittlung:**

TERM WIEN/APP übermittelt an den FBL und dieser in der Folge an den PIC eine Streckenflugfreigabe basierend auf dem „VFR/IFR climb out procedure“ mit einem Zeitlimit, bis zu welchem der Übergangspunkt von VFR zu IFR erreicht werden muss und somit die Freigabe gültig ist, einen Transpondercode, das QNH Wien, die Frequenz TERM WIEN/APP, auf die der Abflug nach dem Start wechseln soll, im Bedarfsfall ein Funkausfallsverfahren (siehe 3.5), sowie im Bedarfsfall ATFM Slots.

[...]

#### **3.9 Datenaustausch**

[...]

#### **3.10 Keine Freigabeerteilung erfolgt durch TERM WIEN/APP:**

- bei Schießbetrieb innerhalb des Flugbeschränkungsgebietes Felixdorf (LOR2) über 1200ft MSL
- bei Nichtverfügbarkeit VOR/DME SNU (inklusive Ausfall Anlagenüberwachung)
- bei Nichtverfügbarkeit Locator TF

[...]

## 1.17.2 Flugplatzhalter

Auszug aus den Zivilflugplatz-Benützungsbedingungen gemäß § 16 Zivilflugplatz-Betriebsordnung (ZFBÖ) des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost, gültig am 14.11.2006:

### **III. Besondere Verhaltensmaßregeln**

#### **1. Allgemeines**

[...] Für den Flugbetrieb sind Verfahren und Betriebszeiten festgelegt und veröffentlicht, die der sicheren Durchführung des Flugplatzbetriebes und der Lärminderung dienen. Sie sind genauest einzuhalten. [...]



## **2. Motorflugzeuge, Hubschrauber und Motorsegler**

*An- und Abflüge sind aus Lärmschutzgründen nur entlang der in der Karte dargestellten An- und Abflugstrecken durchzuführen. Anfliegende Luftfahrzeuge haben die bei den Meldepunkten vorgeschriebenen Mindestflughöhen zu beachten. Abweichungen sind nur zulässig, wenn dazu eine zwingende Notwendigkeit besteht.*

*Auskünfte über Start-, Lande- und Platzrundenrichtung sowie über Fallschirmsprung- und Segelfluggetrieb werden durch den Flugplatzbetriebsleiter erteilt, wofür beim Anflug spätestens 2 Minuten vor Überflug der festgelegten Pflichtmeldepunkte Funkkontakt aufzunehmen ist. [...]*

### **1.17.3 Luftfahrzeughersteller**

Pilot A gehörte seit 07.09.2006 der Prüfgruppe des Luftfahrzeugherstellers an (Inspection Group Member) und war zur Durchführung der Boden- und Flugprüfung von Luftfahrzeugen des Musters DA40D einschließlich Flüge nach Instrumentenflugregeln berechtigt.

Im Zuge der Ausbildung wurden im Zeitraum 18.08.2006 bis 06.09.2006 15 Prüfflüge auf Luftfahrzeugen des Musters DA40D durchgeführt (Flight Test, Postinstallation Avionic Flight Test IFR, Reflight). Im Zeitraum 07.09.2006 bis 14.11.2006 führte Pilot A 61 Prüfflüge auf Luftfahrzeugen des Musters DA40D durch (7 Flüge im Zwei-Mann-Cockpit), davon 15 Flüge nach Instrumentenflugregeln (4 Flüge im Zwei-Mann-Cockpit). Seit 11.09.2006 befand sich Pilot A in Ausbildung zur Durchführung von Prüfflügen auf Luftfahrzeugen des Musters DA42 (Training im Zwei-Mann-Cockpit). Am 14.11.2006 nahm Pilot A an einem Prüfflug auf einem Luftfahrzeug des Musters DA42 teil (Abflug LOAN 07:58, Landung LOAN 09:31 Uhr).

Zur Feststellung des musterkonformen Betriebsverhaltens von Flugzeug A und der ordnungsgemäßen Funktion der erforderlichen Ausrüstung für die vorgesehenen Einsatz- und Navigationsarten führte Pilot A die Boden- und Flugprüfung durch, wobei er als Flugbesatzungsmitglied bei Prüfflügen alleine an Bord war:

- 07.11.2006 – Inspection Ground Run (Kontrolle der Betriebskenndaten des Luftfahrzeuges am Boden)
- 07.11.2006 – Inspection Test Flight (Kontrolle der Steuerungseigenschaften und des Flugverhaltens, Kontrolle auf Funktionsfähigkeit des Triebwerks usw.)
- 08.11.2006 – Postinstallation Avionic Flight Test IFR (Kontrolle auf Funktionsfähigkeit aller Einrichtungen und Systeme des integrierten Avionik-Systems Garmin G1000™)

In dem für die Boden- und Flugprüfung verwendeten Prüfbericht „Inspection Ground Run DA40D / Garmin 1000“ (Form# IG.001 DA40D / G, Chapter 2, Rev 0) und „Inspection Test Flight DA40D“ (Form# IG.001 DA40D, Chapter 4, Rev 5) war die Flugplatzhöhe Wr. Neustadt-Ost (Airfield Elevation: LOAN) standardgemäß mit 902 ft MSL und die Differenz der Bezugsluftdruckwerte QNH und QFE mit 33 hPa angegeben.

In dem für die Flugprüfung des Garmin G1000™-Systems verwendeten Prüfbericht „Final Inspection Avionics & Equipment – DA40D with G1000 Postinstallation Flight-Testreport“ (Form# IG.005, Chapter 9, Rev 0), datiert 08.11.2006, war am 14.11.2006 die Durchführung des Prüfprogramms Abschnitt 1.15, AUTOPILOT APR (ILS), offen.

## 1.18 Andere Angaben

### 1.18.1 Luftfahrtrechtliche Bestimmungen

- Auszug aus den Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967 idgF (wurde 04.12.2014 durch Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012 inkl. Anhang Luftverkehrsregeln/SERA bzw. 11.12.2014 durch LVR 2014 ersetzt):

#### **§ 2. Begriffserläuterungen**

*Im Sinne dieser Verordnung gelten beziehungsweise gilt - soweit sich aus einzelnen Bestimmungen dieser Verordnung nichts anderes ergibt - als:*

*[...]*

*7. Flugflächen:*

*Flächen konstanten Luftdruckes, die auf den Druckwert 1013,2 hPa(mb) bezogen und durch bestimmte Druckabstände voneinander getrennt sind.*

*11. Flugplatzverkehr:*

*der gesamte Verkehr auf den Manövrierflächen eines Flugplatzes und der Verkehr mit Luftfahrzeugen, die in der Platzrunde fliegen, in diese einfliegen oder sie verlassen.*

*28. Kontrollierte Flüge:*

*Flüge, soweit für sie Flugverkehrskontrolldienst ausgeübt wird.*

*29. kontrollierte Flugplätze:*

*Flugplätze, soweit für sie Flugverkehrskontrolldienst für den Flugplatzverkehr ausgeübt wird.*

*37. Meldepunkte:*

*bestimmte geographische Orte, die als Bezugspunkte für Standortmeldungen von Luftfahrzeugen dienen.*

*45. Platzrunden:*

*die durch die Luftfahrzeugart und die Geschwindigkeit der Luftfahrzeuge bestimmten Flugwege, die mit in Flugplatznähe fliegenden Luftfahrzeugen einzuhalten sind.*

*45a. Ratschlag für Ausweichmanöver:*

*der von einer Flugverkehrsdienststelle an den Piloten übermittelte Ratschlag zur Durchführung bestimmter Flugmanöver, um ihn bei der Verhinderung eines Zusammenstoßes zu unterstützen.*

*51. Sichtflüge:*

*Flüge, soweit sie nach den Sichtflugregeln durchgeführt werden.*

*52. Sichtflug-Wetterbedingungen:*

*Wetterbedingungen, bei denen die Sicht, der Abstand von Wolken und die Hauptwolkenuntergrenze zumindest den für Sichtflüge festgelegten Mindestwerten entsprechen.*

*53. Sonder-Sichtflüge:*

*Sichtflüge, die auf Grund einer von der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle erteilten Freigabe durchgeführt werden und bei denen die Sichtflug-Wetterbedingungen nicht gegeben sind.*

*55. Übergangshöhen:*

*diejenigen Höhen über dem mittleren Meeresspiegel, in oder unterhalb welcher die Flughöhen von Luftfahrzeugen in Flugplatznähe für Flugverkehrskontrollzwecke mit Bezug auf den mittleren Meeresspiegel bestimmt werden.*

*56. Überholen:*

*ein Vorgang, bei dem sich ein Luftfahrzeug einem anderen Luftfahrzeug von hinten auf einer Geraden nähert, die mit der Symmetrieebene des zu überholenden Luftfahrzeuges einen Winkel von weniger als 70 Grad bildet.*

*57. überwachte [Anm.: kontrollierte] Lufträume:*

*allseits umgrenzte Lufträume, in denen Flugverkehrskontrolldienst für Instrumenten- und Sichtflüge in Übereinstimmung mit der Luftraumklassifizierung ausgeübt wird; sie bestehen aus den Kontrollbezirken und den Kontrollzonen.*

*59a. Verkehrsinformation:*

*Die von einer Flugverkehrsdienststelle oder einer Flugplatz-Fluginformationsstelle an den Piloten übermittelte Information über anderen bekannten oder beobachteten, in der Nähe seines Luftfahrzeuges befindlichen Flugverkehr, die der Verhinderung eines Zusammenstoßes dienen soll.*

### **§ 3. Betrieb von Luftfahrzeugen und Luftfahrtgerät**

*(1) Luftfahrzeuge dürfen nur von solchen Personen geführt oder technisch bedient werden, die*

- 1. jene gültigen Ausweise und Berechtigungen beziehungsweise - bei Militärluftfahrern - Befähigungen haben, welche nach den Luftfahrt-Personalvorschriften für ihre Tätigkeiten vorgesehen sind, und die sich*
- 2. gewissenhaft mit den für ihre Tätigkeiten maßgebenden Vorschriften, Verfahren und Bedienungseinrichtungen vertraut gemacht haben.*

*(2) Wer sich durch die Einwirkung von Alkohol, Drogen, Suchtgiften, infolge von Müdigkeit, Erregung, geistigen oder körperlichen Mängeln oder aus anderen Gründen in einem beeinträchtigten Zustand befindet, darf keine Tätigkeit als Flugbesatzungsmitglied an Bord eines Luftfahrzeuges ausüben.*

*(3) Luftfahrzeuge dürfen im Fluge nur verwendet werden, soweit keine Zweifel an ihrer Lufttüchtigkeit für die jeweilige Verwendung bestehen. Luftfahrzeuge und Luftfahrtgerät dürfen nur auf solche Weise betrieben werden, dass weder Luftfahrzeuge oder deren Insassen noch Personen oder Sachen auf der Erde gefährdet werden. Durch den Betrieb eines Luftfahrzeuges [...] darf keine größere Behinderung oder Belästigung, insbesondere kein größerer Lärm, verursacht werden, als es der ordnungsgemäße Betrieb des Luftfahrzeuges [...] unvermeidbar mit sich bringt.*

### **§ 4. Allgemeine Rechte und Pflichten des Piloten**

*(2) Der Pilot hat die luftfahrtrechtlichen Vorschriften einzuhalten. Er hat weiters die in luftfahrtüblicher Weise (insbesondere NOTAM und Aeronautical Information Publication Austria) im Rahmen der Flugsicherung kundgemachten Anordnungen einzuhalten, wobei Abs. 1 letzter Satz unberührt bleibt [Anm.: Der Pilot entscheidet jedoch selbständig über die Führung des Luftfahrzeuges].*

### **§ 5. Flugvorbereitung**

*Der Pilot hat sich vor Beginn eines Fluges auf sorgfältige Weise mit allen zur Verfügung stehenden Unterlagen vertraut zu machen, die für den beabsichtigten Flug von Bedeutung sein können. Die Flugvorbereitung hat bei Flügen, die über die Flugplatznähe hinausführen, sowie bei Instrumentenflügen ein sorgfältiges Studium der zur Verfügung stehenden Luftfahrtinformationen sowie der neuesten Wettermeldungen und Wettervorhersagen zu umfassen, die für die beabsichtigten Flüge von Bedeutung sein können. [...]*

### **§ 6. Sprechfunkverbindung**

*(1) Die Verpflichtung zur Herstellung und Aufrechterhaltung einer Sprechfunkverbindung im Sinne dieser Verordnung umfasst die Verpflichtung zur dauernden Hörbereitschaft auf der Funkfrequenz der in Betracht kommenden Flugverkehrsdienststelle (§ 67) und zur Aufnahme des Sprechfunkverkehrs, soweit sich hiezu nach den Bestimmungen dieser Verordnung die Notwendigkeit ergibt.*

### **§ 8. Reiseflughöhen**

*Als Reiseflughöhen bei kontrollierten Flügen sind zu verwenden:*

- a) *Flugflächen (Anhang C) [Anm.: Tabelle der Reiseflughöhen] bei Flügen in der Höhe der niedrigsten benützbaeren Flugfläche und in größeren Höhen sowie - wo dies in Betracht kommt – oberhalb der Übergangshöhe;*
- b) *Flughöhen über dem mittleren Meeresspiegel bei Flügen in Höhen unterhalb der niedrigsten benützbaeren Flugfläche und - wo dies in Betracht kommt - in der Höhe der Übergangshöhe sowie in geringeren Höhen. [Anm.: Die Tabelle der Reiseflughöhen gemäß Anhang C sieht für zwei Luftfahrzeuge, die sich in entgegengesetzter oder ungefähr entgegengesetzter Richtung einander nähern, um mindestens 500 ft unterschiedliche Flughöhen vor]*

#### **§ 8a. Geschwindigkeitsbeschränkungen**

- (1) *Sichtflüge mit Zivilluftfahrzeugen in Höhen unterhalb von 3 050 m über dem mittleren Meeresspiegel sind nur bis zu einer Fluggeschwindigkeit von 460 km pro Stunde (250 Knoten) zulässig, soweit von der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle nichts anderes aufgetragen ist.*
- (2) *Instrumentenflüge mit Zivilluftfahrzeugen innerhalb überwachter [Anm.: kontrollierter] Lufträume der Klassen D und E sowie außerhalb überwachter [Anm.: kontrollierter] Lufträume (Klassen F und G) in Höhen unterhalb von 3 050 m über dem mittleren Meeresspiegel sind nur bis zu einer Fluggeschwindigkeit von 460 km pro Stunde (250 Knoten) zulässig, soweit von der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle nichts anderes aufgetragen ist.*
- (3) *Unter Fluggeschwindigkeit im Sinne von Abs. 1 und 2 ist die von der Fahrtmesseranlage angezeigte, nur um den Eichfehler korrigierte Geschwindigkeit zu verstehen.*

#### **§ 11. Abstände zwischen Luftfahrzeugen**

- (1) *Ein Luftfahrzeug darf nicht in einer solchen Nähe von anderen Luftfahrzeugen betrieben werden, dass eine Zusammenstoßgefahr herbeigeführt wird.*

#### **§ 12. Vorrang**

- (1) *Steht einem Piloten nach den folgenden Bestimmungen der Vorrang zu, so hat er seine Richtung und seine Geschwindigkeit unverändert beizubehalten; hiedurch wird er jedoch nicht von der Verpflichtung befreit, alle Vorkehrungen zur Verhütung eines Zusammenstoßes zu treffen.*
- (2) *Jener Pilot, der nach den folgenden Bestimmungen einem anderen Luftfahrzeug auszuweichen hat, darf dieses Luftfahrzeug nur dann über- oder unterfliegen oder vor ihm kreuzen, wenn ein so großer Abstand besteht, dass jede Zusammenstoßgefahr vermieden wird. Dabei sind auch die Auswirkungen von Wirbelschleppen in Betracht zu ziehen.*

#### **§ 13. Gegenrichtung**

*Wenn sich zwei Luftfahrzeuge in entgegengesetzter oder ungefähr entgegengesetzter Richtung einander nähern und eine Zusammenstoßgefahr besteht, so haben beide Piloten ihre Richtung nach rechts zu ändern.*

#### **§ 14. Kreuzende Kurse**

*Wenn sich zwei Luftfahrzeuge auf kreuzenden Kursen einander in ungefähr derselben Höhe nähern, so hat der Pilot des von links kommenden Luftfahrzeuges auszuweichen. [Anm.: Ausnahmen gelten für Luftschiffe, Segelflugzeuge, Hänge- und Paragleiter, Freiballone und Schleppluftfahrzeuge]*

#### **§ 15. Überholen**

*Beim Überholen hat der Pilot, dessen Luftfahrzeug überholt wird, den Vorrang; der Pilot, der überholt, hat ohne Rücksicht darauf, ob sein Luftfahrzeug steigt, sinkt oder die Höhe beibehält, den Flugweg des*

*anderen Luftfahrzeuges durch Ändern seiner Flugrichtung nach rechts zu meiden; keine während des Überholvorganges eintretende Änderung der Position der beiden Luftfahrzeuge zueinander enthebt ihn dieser Verpflichtung, bis er das andere Luftfahrzeug vollständig überholt und einen sicheren Abstand gewonnen hat.*

#### **§ 19. Betrieb von Luftfahrzeugen auf Flugplätzen und in Flugplatznähe**

*(1) Beim Anfliegen, Überfliegen oder Abfliegen von Flugplätzen sind die von der Austro Control GmbH mit Rücksicht auf die Sicherheit der Luftfahrt und zur Verminderung von Lärmbelästigungen gegebenenfalls aufgetragenen Verfahren einzuhalten.*

*(3) Der Pilot eines im Betrieb befindlichen Luftfahrzeuges hat auf Flugplätzen und in Flugplatznähe den Flugplatzverkehr zu beobachten, sich in den Verkehrsablauf einzuordnen oder deutlich erkennbar aus diesem herauszuhalten.*

#### **§ 23. Verpflichtung zur Lichterführung**

*(3) An allen Luftfahrzeugen, im Fluge oder auf Bewegungsflächen, müssen, falls sie mit Zusammenstoßwarnlichtern oder anderen Lichtern, die das Laufen der Triebwerke ersichtlich machen, ausgerüstet sind, diese auch am Tage sichtbar sein.*

#### **§ 36. Freigaben**

*(1) Der Pilot hat vor Beginn eines kontrollierten Fluges eine Freigabe einzuholen. Diese Freigabe ist durch Übermittlung eines Flugplanes (§ 25 Abs. 1) an die in Betracht kommende Flugverkehrskontrollstelle (§ 69) zu beantragen.*

#### **§ 37. Sprechfunkverbindung und optische Signale bei kontrollierten Flügen**

*(1) Kontrollierte Flüge sind nur mit Sprechfunkverbindung (§ 6) zulässig, soweit im Abs. 2 und im § 44 Abs. 3 nichts anderes bestimmt wird.*

#### **§ 39. Standortmeldungen**

*Soweit keine anders lautenden Anordnungen durch die Flugverkehrskontrollstelle (§ 69) oder Verlautbarungen erfolgen, hat der Pilot bei kontrollierten Flügen beim Überfliegen eines vorgeschriebenen Meldepunktes so bald wie möglich den Zeitpunkt des Überfluges und die Flughöhe, gemeinsam mit allfällig erforderlichen anderen Angaben, im Sprechfunkwege der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle zu melden.*

#### **§ 41. Sichtflug-Wetterbedingungen**

*(1) Unbeschadet der Bestimmungen des § 44 über Sonder-Sichtflüge müssen Sichtflüge so durchgeführt werden, dass das Luftfahrzeug im Fluge unter Sichtverhältnissen und in Abständen von Wolken geführt wird, die zumindest den nachstehenden Werten entsprechen:*

*[...]*

*g) innerhalb von Lufträumen der Klassen F und G [Anm.: unkontrollierte Lufträume gemäß Luftraumklassifizierung im Anhang B] in oder unterhalb einer Höhe von 900 m über dem mittleren Meeresspiegel oder - wenn dies die größere Flughöhe ergibt - 300 m über Grund:*

- 1. Flugsicht im Luftraum der Klasse F: 5 km, im Luftraum der Klasse G: 1,5 km*
- 2. das Luftfahrzeug muss außerhalb von Wolken bleiben und*
- 3. der Pilot muss Erdsicht haben.*

*(2) Sichtflüge mit Hubschraubern gemäß Abs. 1 lit. g sind auch bei einer Flugsicht von weniger als 1,5 km zulässig, wenn sie mit einer Geschwindigkeit durchgeführt werden, die es dem Piloten ermöglicht,*

*andere Luftfahrzeuge oder Hindernisse so rechtzeitig wahrzunehmen, daß er die zur Vermeidung von Zusammenstößen erforderlichen Maßnahmen rechtzeitig treffen kann.*

#### **§ 42. Zulässigkeit von Sichtflügen**

*Soweit in den §§ 44 und 45 [Anm.: Sonder-Sichtflüge, Nacht-Sichtflüge] nichts anderes bestimmt wird, dürfen Sichtflüge nur bei Tag und unter Sichtflug-Wetterbedingungen durchgeführt werden. [...]*

#### **§ 43. Reiseflughöhen für Sichtflüge**

*Soweit Sichtflüge im Reiseflug in einer Flughöhe von mehr als 900 m über dem mittleren Meeresspiegel oder - wenn diese Höhe die größere Flughöhe ergibt - von mehr als 300 m über Grund durchgeführt werden, müssen die gemäß der Tabelle des Anhanges C dieser Verordnung dem jeweiligen missweisenden Kurs entsprechenden Flugflächen als Reiseflughöhen verwendet werden, sofern mit Rücksicht auf die Sicherheit der Luftfahrt nichts anderes aufgetragen wird. [Anm.: Sichtflüge innerhalb von CTR oder bestimmten Bereichen von TMA, für die Sichtflugverfahren verlautbart sind, haben die Flughöhe in oder unterhalb der Übergangshöhe in Höhe über MSL anzugeben, in und oberhalb der Übergangsfläche in Flugflächen anzugeben]*

#### **§ 46. Übergang vom Sichtflug zum Instrumentenflug**

*(1) Beabsichtigt der Pilot vom Sichtflug zum Instrumentenflug überzugehen, so hat er spätestens 10 Minuten vor dem beabsichtigten Beginn des Instrumentenfluges*

- a) die erforderlichen Änderungen des geltenden Flugplanes der in Betracht kommenden Flugverkehrskontrollstelle (§ 69) zu übermitteln, wenn bereits ein Flugplan abgegeben worden ist, oder*
- b) einen (neuen) Flugplan zu übermitteln und*
- c) eine Freigabe zur Durchführung des Instrumentenfluges einzuholen.*

*(2) Der Flug darf erst nach Erhalt der Freigabe als Instrumentenflug fortgesetzt werden.*

#### **§ 47. Zulässigkeit von Instrumentenflügen**

*(1) Instrumentenflüge sind innerhalb des österreichischen Hoheitsgebietes nur als kontrollierte Flüge zulässig.*

#### **§ 48. Mindestflughöhen für Instrumentenflüge**

*(1) Bei Instrumentenflügen muss die Flughöhe im Bergland mindestens 600 m, ansonsten mindestens 300 m über dem höchsten Hindernis betragen, von dem das Luftfahrzeug nicht mehr als 8 km entfernt ist, sofern keine andere Mindestflughöhe aufgetragen wurde.*

#### **§ 67. Flugverkehrsdienststellen**

*(1) Flugverkehrsdienststellen sind die Flugsicherungsstellen (§ 120 des Luftfahrtgesetzes) der Austro Control GmbH, soweit sie Flugverkehrsdienste (§ 66) ausüben; und zwar*

- 1. die Flugverkehrskontrollstellen (§ 69) und*
- 2. die Fluginformationszentrale.*

*(2) Den Flugverkehrskontrollstellen obliegt die Ausübung des Flugverkehrskontrolldienstes, des Fluginformationsdienstes und des Alarmdienstes (§ 66 Z 1 bis 3); der Fluginformationszentrale obliegt die Ausübung des Fluginformationsdienstes (§ 66 Z 2) sowie des Alarmdienstes (§ 66 Z 3).*

**§ 67a. Flugplatz-Fluginformationsstellen**

*Soweit Flugplatz-Fluginformationsstellen zur Ausübung des Fluginformationsdienstes und/oder des Alarmdienstes ermächtigt sind, finden die Bestimmungen der §§ 73 (Fluginformationsdienst) und 74 (Alarmdienst) sinngemäß für die in der Ermächtigung bezeichneten Flüge Anwendung.*

**§ 68. Aufgaben und Gegenstand des Flugverkehrskontrolldienstes**

*(1) Der Flugverkehrskontrolldienst ist jener Flugverkehrsdienst (§ 66), der von den Flugverkehrskontrollstellen (§ 69) ausgeübt wird, um*

- 1. Zusammenstöße zwischen Luftfahrzeugen zu vermeiden,*
- 2. Zusammenstöße zwischen Luftfahrzeugen und Hindernissen auf den Manövrierflächen zu vermeiden und*
- 3. für einen raschen, flüssigen und geordneten Ablauf des Luftverkehrs zu sorgen.*

*(2) Der Flugverkehrskontrolldienst ist auszuüben*

- 1. innerhalb kontrollierter Lufträume für Instrumentenflüge und kontrollierte Sichtflüge (Sonder-Sichtflüge, Nacht-Sichtflüge und sonstige kontrollierte Sichtflüge);*
- 2. außerhalb kontrollierten Luftraumes, soweit für einzelne Flugplätze besondere Verfahren für An beziehungsweise Abflüge zum Zweck des Antritts beziehungsweise der Beendigung von Instrumentenflügen oder Nacht-Sichtflügen festgelegt sind, auch für solche An- und Abflüge, oder soweit die in Betracht kommende Flugverkehrskontrollstelle (§ 69) mit Rücksicht auf die Sicherheit der Flugdurchführung im Einzelfall Instrumentenflüge und Nacht-Sichtflüge außerhalb kontrollierter Lufträume zugelassen hat, auch für diese Flüge;*

**§ 71. Staffellung**

*(1) Staffellung ist gegeben, wenn die - nach dem jeweiligen Stand der Verfahren, die einen sicheren Betrieb von Luftfahrzeugen gewährleisten - zur Vermeidung von Zusammenstoßgefahren erforderlichen Mindestabstände zwischen Luftfahrzeugen nicht unterschritten werden. Diese Mindestabstände werden durch Höhen- oder Horizontalstaffellung gemäß den folgenden Absätzen gewährleistet.*

*(2) Bei der Höhenstaffellung hat die Flugverkehrskontrollstelle den Piloten der einzelnen Luftfahrzeuge verschiedene Flughöhen zuzuweisen.*

*(3) Bei der Horizontalstaffellung hat die Flugverkehrskontrollstelle den Kontrolldienst für Luftfahrzeuge so durchzuführen, dass*

- a) zwischen Luftfahrzeugen, die auf gleichem Kurs, auf Gegenkurs oder auf einander kreuzenden Kursen fliegen, ein zeitlicher oder entfernungsmäßiger Abstand voneinander eingehalten wird (Längstaffellung), oder*
- b) von den Luftfahrzeugen verschiedene Flugwege eingehalten werden oder über geographisch bestimmten, verschiedenen Gebieten geflogen wird (Seitenstaffellung).*

**§ 72. Gewährleistung der Staffellung**

*(1) Alle Freigaben sind so zu erteilen, dass Staffellung gewährleistet ist*

- 1. zwischen Instrumentenflügen untereinander,*
- 2. zwischen Instrumentenflügen und Sonder-Sichtflügen,*
- 3. zwischen Sonder-Sichtflügen untereinander,*
- 4. zwischen Instrumentenflügen und Sichtflügen in der Luftraumklasse C.*

**§ 73. Fluginformationsdienst**

*(1) Der Fluginformationsdienst ist jener Flugverkehrsdienst (§ 66), der von den Flugverkehrsdienststellen (§ 67) ausgeübt wird, um Ratschläge und Informationen zu erteilen, die für eine sichere und*



*zweckmäßige Durchführung von Flügen nützlich sind. Insbesondere umfasst der Fluginformationsdienst die Übermittlung von*

- a) Wettermeldungen sowie Informationen über allfällige Gefahren für die Luftfahrt im Zusammenhang mit bestimmten Wettererscheinungen und vulkanischen Tätigkeiten,*
- b) Informationen über Änderungen der Verwendbarkeit von Navigationshilfen sowie des Zustandes von Flugplätzen und damit zusammenhängender Einrichtungen,*
- c) Informationen über Radioaktivität und giftige Chemikalien in der Atmosphäre,*
- d) Verkehrsinformationen (§ 2 Z 59a) und*
- e) Informationen über - dem Flugverkehrsdienst bekannte - Bewegungen von unbemannten Freiballonen im Luftraum.*

*(2) Der Fluginformationsdienst ist von den Flugverkehrsdienststellen für alle Flüge auszuüben, für welche diese Informationen voraussichtlich von Bedeutung sind, und*

- a) für die Flugverkehrskontrolldienst (§ 68) ausgeübt wird, oder*
- b) von denen die betreffenden Flugverkehrsdienststellen auf andere Weise Kenntnis haben.*

### **Anhang B - Luftraumklassifizierung**

*Als Luftraumklassifizierung werden nachstehende Luftraumklassen A bis G festgelegt, wobei alle nachstehenden Höhenangaben auf den mittleren Meeresspiegel bezogen sind, soweit nicht ausdrücklich etwas anderes bestimmt wird:*

#### **G. Luftraumklasse G (unkontrollierte Lufträume)**

*(1) Benützungsregeln und ausgeübte Flugverkehrsdienste:*

*[...]*

*Sichtflüge*

*Staffelung*

*wird nicht gewährleistet*

*ausgeübte Flugverkehrsdienste*

*a) Fluginformationsdienst (§ 73)*

*b) Alarmdienst (§ 74)*

*Sichtflugwetterbedingungen*

*[Anm.: § 41 Abs. 1 & 2 LVR 1967 idgF]*

*Geschwindigkeitsbegrenzung*

*[Anm.: § 8a Abs. 1 LVR 1967 idgF]*

*Sprechfunkverbindung*

*nicht erforderlich*

*Freigabe*

*nicht erforderlich*

*(2) Folgende Lufträume sind als unkontrollierte Lufträume der Klasse G klassifiziert: jener Teil des Luftraumes in Österreich, der mit keiner anderen Luftraumklasse klassifiziert ist.*

### **Anhang G - Übungs- und Erprobungsbereiche**

#### **II. Erprobungsbereiche und Erprobungsflüge**

##### **1. Erprobungsbereiche**

*[...]*

##### **2. Erprobungsflüge**

*(1) Erprobungsflüge im Sinne dieses Anhanges sind gemäß § 42 ZLLV 1999 genehmigte Flüge, bei denen Zivilluftfahrzeuge zur Feststellung ihres Betriebsverhaltens oder des Betriebsverhaltens von eingebauten Geräten und Anlagen bei verschiedenen Flugzuständen im Fluge verwendet werden, ohne bereits alle Voraussetzungen des § 12 des Luftfahrtgesetzes zu besitzen.*

*(2) Erprobungsflüge sind nur innerhalb von Erprobungsbereichen (Punkt 1) zulässig. Die Flugbesatzung muss zur Durchführung der Flüge befugt sein.*

##### **3. Durchführung von Erprobungsflügen**

*(1) Erprobungsflüge innerhalb kontrollierter Lufträume sind unbeschadet anderer Bestimmungen nur zulässig, wenn die in Betracht kommende Flugverkehrskontrollstelle (§ 69) zugestimmt hat. Diese*

*Zustimmung ist zu erteilen, wenn die Sicherheit von kontrollierten Flügen und von Luftfahrzeugen im Flugplatzverkehr nicht gefährdet wird. Sie ist insoweit befristet, bedingt mit Auflagen oder gegen Widerruf zu erteilen, als dies mit Rücksicht auf die Sicherheit der Luftfahrt erforderlich ist. Im Flugplatzbereich von nichtkontrollierten Flugplätzen sind Erprobungsflüge nur mit Zustimmung des Flugplatzbetriebsleiters zulässig.*

[...]

#### *4. Meldungen über Erprobungsflüge*

*(1) Soweit für einen Erprobungsflug kein Flugplan abgegeben wurde, hat der Pilot den im Abs. 3 bezeichneten Stellen unverzüglich auf dem kürzesten Wege zu melden:*

[...]

- Auszug aus der Zivilluftfahrzeug- und Luftfahrtgerät-Verordnung 2005 – ZLLV 2005:

#### **Anlage C – LICHTER AN LUFTFAHRZEUGEN**

*A. Lichter an Luftfahrzeugen schwerer als Luft mit eigenem Antrieb (§ 4 Z 1) [...]:*

*Wenn Flüge bei Nacht bzw. Instrumentenflüge bescheinigt werden sollen, müssen diese Luftfahrzeuge mit Positionslichtern und Zusammenstoßwarnlichtern entsprechend den Bestimmungen der FAR/JAR/CS 23, 25, 27 oder 29 ausgerüstet sein.*

##### *1. Positionslichter:*

[...]

##### *2. Zusammenstoßwarnlichter:*

*Werden die in Z 1 bezeichneten Positionslichter als Dauerlichter geführt, so müssen zusätzlich ein oder mehrere rote Blinklichter vorhanden sein, die nach Tunlichkeit aus allen Richtungen von 30 Grad über bis 30 Grad unter der Horizontalebene des Motorflugzeuges sichtbar sein müssen. [...] Anstelle der roten Blinklichter können weiße Blitzlichter an den beiden Flügelspitzen geführt werden.*

### 1.18.2 Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren in der Luftfahrt

Erläuterungen zum Prinzip „Sehen und Ausweichen“ (See and Avoid) nach Publikationen der Flugunfalluntersuchungsstelle (AAIB) und der Zivilluftfahrtbehörde (CAA) von Großbritannien:

Das Prinzip „Sehen und Ausweichen“ dient zur Abstandhaltung zwischen Luftfahrzeugen für die keine Staffelung gewährleistet wird und nach Versagen anderer Maßnahmen zur Vermeidung von Zusammenstoßgefahren.

Hiezu muss der Pilot

- seine Aufmerksamkeit auf die Vorgänge ausserhalb des Cockpits richten;
- den von ihm einsehbaren Luftraum absuchen und für ihn interessante Objekte wahrnehmen, welche sich meist am Rand seines Gesichtsfeldes befinden;
- direkten Blickkontakt zum Luftfahrzeug herstellen, um dieses identifizieren und entscheiden zu können, ob eine Zusammenstoßgefahr besteht und welches Ausweichmanöver erforderlich ist;
- das erforderliche Ausweichmanöver einleiten unter Berücksichtigung des Ansprechverhaltens des Luftfahrzeuges;

### Luftraumbeobachtung

Der Zeitbedarf vom Wahrnehmen eines sich nähernden Luftfahrzeuges bis zum erfolgreichen Ausweichen beträgt mindestens 10 Sekunden.

Nach Obst Arzt Dr. Bernhard Schober („Raucher sehen schlechter - optische Aspekte bei Kollisionsgefahr“, skyrevue 6\_2006) benötigt der Vorgang von Informationsaufnahme, Informationsverarbeitung und Informationsumsetzung unterschiedlich viel Zeit und ist der Zeitbedarf für die Verarbeitung optischer Informationen je nach Erfahrung des Piloten vom Übungsgrad und der Anzahl der zur Verfügung stehenden, im Gedächtnis abgespeicherten Modelle für diese Situation abhängig.

Während eines Fluges nach Sichtflugregeln entfallen im Durchschnitt lediglich ca. 50 % der Flugzeit auf die Luftraumbeobachtung.

Der auf die Luftraumbeobachtung entfallende Anteil der Flugzeit richtet sich nach der Verkehrsdichte und nach der Beurteilung des Kollisionsrisikos durch den Piloten. Weitere Faktoren sind die den Vorgängen im Cockpit gewidmete Aufmerksamkeit und die Aufgabenverteilung im Zwei-Mann-Cockpit.

Das Kollisionsrisiko nimmt mit steigender Verkehrsdichte überproportional zu.

Speziell in der Nähe von Flugplätzen fallen hohe Verkehrsdichte und hohe Arbeitsbelastung im Cockpit zusammen, welche im Interesse einer intensiven Luftraumbeobachtung eine Anpassung der Arbeitsabläufe im Cockpit erfordert.

Die Wahrscheinlichkeit, ein sich näherndes Luftfahrzeug wahrzunehmen, steigt durch gezieltes Absuchen des Luftraumes aufgrund einer Verkehrsinformation (etwa um den Faktor 8) und im Zwei-Mann-Cockpit durch gemeinsames Absuchen des Luftraumes; sie sinkt, wenn während der Luftraumbeobachtung zusätzliche Informationen verarbeitet werden müssen (z.B. Sprechen, Rechnen, Gerätebedienung).

### Gesichtsfeld und Sehschärfe

Das Gesichtsfeld ist jener Bereich, der bei fixiertem Auge und Kopf übersehen werden kann. Dieser misst beim Menschen ca. 190-200° und ist von Geschlecht und Alter abhängig. Etwa ab dem 35. Lebensjahr beginnt sich das Gesichtsfeld mit fortschreitendem Alter einzuengen (bei Männern ab dem 55. Lebensjahr beschleunigt).

Die Sehschärfe ist die Fähigkeit, zwei räumlich getrennte Objekte als getrennt zu erkennen (Auflösungsvermögen). Die Fähigkeit, eine Lücke im Landoltring bezogen auf eine Bogenminute zu sehen, wird als Sehschärfe von 1,0 oder 100 % ausgedrückt.

Bei Tageslicht und direktem Blickkontakt in der Gesichtsfeldmitte erscheinen Objekte am schärfsten und sind farblich unterscheidbar. Sehschärfe und Erkennbarkeit von Farben nehmen mit schwächer werdendem Licht und zum Rand des Gesichtsfeldes hin ab. Eine 5°-Abweichung von der Gesichtsfeldmitte bewirkt bereits einen Sehschärfeverlust von ca. 75 %. Vibrationen, Müdigkeit und Sauerstoffmangel reduzieren ebenfalls die Sehschärfe. Bei schwachen Lichtverhältnissen ist am Rand des Gesichtsfeldes der Sehschärfeverlust geringer und die Wahrnehmbarkeit von Hell-Dunkel-Unterschieden besser.

Die Wahrnehmbarkeit von sich langsam bewegenden Objekten ist bei direktem Blickkontakt am besten, jene von sich rasch bewegenden Objekten am Rand des Gesichtsfeldes. Die Wahrscheinlichkeit, ein Luftfahrzeug wahrzunehmen, ist bei

direktem Blickkontakt am höchsten und nimmt zum Rand des Gesichtsfeldes hin ab ( $10^\circ$  von der Gesichtsfeldmitte unter 20 %). Ein am Rand des Gesichtsfeldes wahrgenommenes Objekt muss zur Identifizierung durch direkten Blickkontakt in der Gesichtsfeldmitte fixiert werden. Die Wahrscheinlichkeit, Objekte am Rande des Gesichtsfeldes wahrzunehmen, sinkt mit zunehmender Arbeitsbelastung sowie durch Müdigkeit, Stress, Sauerstoffmangel, thermische Einflüsse und „Tagträumen“ (Tunnel Vision). Regelmäßiger Nikotinkonsum wirkt sich ebenfalls auf das Gesichtsfeld einengend aus (vgl. „Raucher sehen schlechter - optische Aspekte bei Kollisionsgefahr“, skyrevue 6\_2006).

Der Luftraum muss daher kontinuierlich abgesucht werden, um ein Objekt im Bereich des schärfsten Sehens in der Gesichtsfeldmitte fixieren zu können. Während der naturgemäß schnellen Augenbewegungen zwischen den Fixierphasen sind keine Objekte wahrnehmbar. Langsame gleichförmige Augenbewegungen sind ausschließlich beim Verfolgen bereits fixierter Objekte möglich. Sind neben der Luftraumbeobachtung zusätzliche Aufgaben zu bewältigen, z.B. Sprechfunkverkehr, sinkt die Anzahl der Augenbewegungen um bis zu 60 %.

Für das Scharfstellen auf ein Objekt benötigt die Augenlinse etwa eine Sekunde. Mit zunehmendem Alter und bei Müdigkeit nimmt der Zeitbedarf auf mehrere Sekunden zu, gleichzeitig nimmt die Sehschärfe ab (unvollständiges Scharfstellen). Sofern das Auge kein Objekt zum Scharfstellen der Linse erfasst, z.B. wolkenloser Himmel oder Dunkelheit, erfolgt das Scharfstellen automatisch auf eine Distanz von ca. 50 cm und erschwert das Identifizieren entfernter Objekte (Empty Field Myopia). Ein Sichthindernis im selben Abstand, z.B. Instrumentenbrett oder Verunreinigung auf der Windschutzscheibe, kann diesen Effekt verstärken (Mandelbaum Effect).

Eine effektive Luftraumbeobachtung erfordert daher schrittweise Augen- bzw. Kopfbewegungen, wobei in  $10^\circ$ -Abständen kurze Pausen (mindestens eine Sekunde) zum Wahrnehmen und Fixieren von Objekten erforderlich sind. Eine Luftraumbeobachtung, die sich  $180^\circ$  horizontal und  $20^\circ$  vertikal erstreckt (am Horizont sowie  $10^\circ$  darüber und darunter) dauert demnach etwa eine Minute; währenddessen kann sich die Verkehrssituation grundlegend ändern.

#### Wahrnehmbarkeit von Luftfahrzeugen

Die Wahrscheinlichkeit, ein Luftfahrzeug wahrzunehmen, richtet sich nach dem Verhältnis seiner Größe, z.B. Rumpflänge, zu seiner Entfernung, d.h. nach dem Öffnungswinkel der vom Luftfahrzeug in das Auge fallenden Lichtstrahlen. Um ein Luftfahrzeug auch unter Bedingungen, welche die Sehschärfe nachteilig beeinflussen (siehe oben), wahrzunehmen, kann als Schwellenwert ein Öffnungswinkel von 24-36 Bogenminuten angenommen werden (Tabelle):

Dem Objekt-Öffnungswinkel von 6-60 Bogenminuten ( $\alpha = 0,1^\circ$ - $1^\circ$ ) entspricht ein Verhältnis von Objektgröße zu Objektentfernung, das sich wie **1 : TAN( $\alpha$ )** verhält (Tabelle):

| Winkel $\alpha$ [°] | 1/TAN( $\alpha$ ) [-] |
|---------------------|-----------------------|
| 0,1                 | 1: 573                |
| 0,2                 | 1: 286                |
| 0,3                 | 1: 191                |
| 0,4                 | 1: 143                |
| 0,5                 | 1: 115                |
| 0,6                 | 1: 95                 |
| 0,7                 | 1: 82                 |
| 0,8                 | 1: 72                 |
| 0,9                 | 1: 64                 |
| 1                   | 1: 57                 |

Während der Annäherung nimmt der Öffnungswinkel, d.h. die scheinbare Größe des Luftfahrzeuges, umgekehrt proportional zur Entfernung zu; eine Halbierung der ursprünglichen Distanz bewirkt annähernd eine Verdoppelung des Öffnungswinkels bzw. der scheinbaren Größe. Einem langsamen Größenzuwachs während der Annäherung folgt unmittelbar vor dem Zusammenstoß ein rasches, explosionsartiges Anwachsen der Größe.

Je komplexer der Hintergrund strukturiert ist, z.B. Wolken oder Gelände, um so eher kann von diesem durch Überlagerung mit den Flugzeugkonturen ein Tarneffekt ausgehen, der die Wahrnehmbarkeit von Luftfahrzeugen herabsetzt, insbesondere in geringen Flughöhen.

Große Helligkeitsunterschiede zwischen Luftfahrzeug und Hintergrund (Kontrast) verbessern die Wahrnehmbarkeit.

Die Flugzeuglackierung kann abhängig vom Hintergrund zur Kontraststeigerung beitragen. Fluoreszierende Farben bewirken keine generelle Verbesserung der Wahrnehmbarkeit (bei hellem Hintergrund kontrastverringend). Die Wahrscheinlichkeit, ein dunkles Luftfahrzeug bei Tag vor hellem Hintergrund, z.B. Himmel oder schneebedeckter Hang, wahrzunehmen, ist etwa viermal höher als bei einem hellen Luftfahrzeug vor dunklem Hintergrund, z.B. bewaldeter Hang. Dunst oder Nebel können durch Lichtstreuung den Kontrast zwischen Luftfahrzeug und Hintergrund herabsetzen.

Der Einfluss der Zusammenstoßwarnlichter auf die Wahrnehmbarkeit von Luftfahrzeugen bei Tageslicht ist vom Hintergrund abhängig. Die übliche Lichtstärke von Zusammenstoßwarnlichtern bietet lediglich bei dunklem Hintergrund, z.B. Boden ohne Schneedecke, eine verbesserte Wahrnehmbarkeit, sofern es sich um ungefiltertes weißes Licht handelt. Die Verwendung roter Zusammenstoßwarnlichter bietet bei Tageslicht aufgrund der geringeren Lichtstärke (Rotfilter) und die zum Gesichtsfeldrand nachlassende Wahrnehmbarkeit von Rot keine verbesserte Wahrnehmbarkeit von Luftfahrzeugen.

Je näher ein Objekt bei direktem Blickkontakt einer Lichtquelle ist, umso größer ist die von ihr durch direkten Lichteinfall, z.B. Sonne, oder Reflexion, z.B. Haarrisse oder Kratzer in der Verglasung, ausgehende Blendwirkung. Eine Lichtquelle, von der die Hälfte der in das Auge fallenden Lichtmenge ausgeht und die sich 40° von der

Gesichtsfeldmitte befindet, reduziert die Sehleistung um ca. 40 % (5° von Gesichtsfeldmitte um ca. 80 %). Die Blendempfindlichkeit nimmt mit dem Alter zu.

#### Wahrnehmbarkeit von Luftfahrzeugen auf Kollisionskursen

Die Fähigkeit des Auges, bewegliche Objekte mit höherer Wahrscheinlichkeit wahrzunehmen als unbewegliche, wirkt sich bei Luftfahrzeugen, die sich auf Kollisionskursen befinden, nachteilig aus. Luftfahrzeuge, die sich mit konstanten Eigengeschwindigkeiten auf geradlinigen Flugbahnen aufeinanderzubewegen, verharren scheinbar unbeweglich auf der Windschutzscheibe oder hinter einem Sichthindernis im Cockpit, z.B. Verunreinigung auf der Windschutzscheibe, Strebe, Instrumentenbrett.

Die Kurse und Geschwindigkeiten über Grund der Luftfahrzeuge bestimmen die Richtung der Relativbewegung, aus der sich ein Luftfahrzeug dem anderen nähert, und die Relativgeschwindigkeit bzw. Annäherungsgeschwindigkeit der Luftfahrzeuge. Die Annäherung eines schnelleren Luftfahrzeuges kann aus jeder Richtung erfolgen, die Annäherung eines langsameren Luftfahrzeuges hingegen erfolgt stets von vorne. Die Position des sich nähernden Luftfahrzeuges relativ zur Längsachse des anderen Luftfahrzeuges ist vom Steuerkurs des Beobachters (Schiebewinkel, Vorhaltewinkel) abhängig.

Ist ein Luftfahrzeug durch ein Sichthindernis im Cockpit bloß für ein Auge sichtbar, sinkt die Wahrscheinlichkeit, dieses wahrzunehmen. Unwillkürliches Scharfstellen auf das Sichthindernis kann die Wahrnehmbarkeit eines weit entfernten Luftfahrzeuges herabsetzen. Befindet sich das Luftfahrzeug stationär im sog. „Blinden Fleck“ (Netzhautunterbrechung am Sehnerv), bleibt es unsichtbar, wenn die Kompensation durch das andere Auge wegfällt (Objekte von ca. 18 m Durchmesser in mehr als 200 m Entfernung). Diesen Umständen ist bei der Luftraumbeobachtung durch Kopfbewegungen Rechnung zu tragen.

#### 1.18.3 Zusammenstoßwarngeräte (ACAS/TCAS)

Zur Unterstützung der Luftraumbeobachtung bietet die Industrie speziell für Luftfahrzeuge der Allgemeinen Luftfahrt entwickelte bordseitige Kollisionsschutzanlagen bzw. Verkehrsinformationssysteme an, welche durch die Erfassung von im Modus A und C abgefragter SSR-Transponder (Entfernung, Höhe, Richtung) oder durch den Vergleich mittels GPS-Empfänger erfasster Positions- und Bewegungsinformationen optisch und akustisch auf andere Luftfahrzeuge bzw. Zusammenstoßgefahren hinweisen.

Anlässlich der Untersuchung

- des Zusammenstoßes der Segelflugzeuge Type ASK 21 und Discus b am 07.05.2003 am Wildkogel, Salzburg (GZ. BMVIT-85.053/0008-FUS/2004), sowie
- des Zusammenstoßes eines Motorflugzeuges Type DV20 und eines Hubschraubers Type AS 332 am 05.03.2007, um 09:53 Uhr UTC im Platzbereich des Flugplatzes Zell am See, Salzburg (GZ. BMVIT-85.121/0002-II/BAV/UUB/LF/2008)

wurden von der Flugunfalluntersuchungsstelle bzw. der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes Sicherheitsempfehlungen zur Verwendung von Zusammenstoßwarngeräten in Luftfahrzeugen, für welche die Ausrüstung mit einer bordseitigen Kollisionsschutzanlage, z.B. ACAS II, nicht vorgeschrieben ist, und zur Schaffung der rechtlichen Rahmenbedingungen hinsichtlich Technik, Einbau und Zertifizierung von kostengünstigen Zusammenstoßwarngeräten für die Allgemeine Luftfahrt, herausgegeben.

Die ACG als nationale Luftfahrtbehörde erarbeitet auf Basis eines Lufttüchtigkeitshinweises Regelungen, die, eingeschränkt auf bestimmte Luftfahrzeug- und Verwendungsarten, beim Einbau von Zusammenstoßwarngeräten in Luftfahrzeugen eine Freistellung von den Anforderungen und Verfahren gemäß Anhang „Teil 21“ der Verordnung (EG) Nr. 1702/2003 zur Festlegung der Durchführungsbestimmungen für die Erteilung von Lufttüchtigkeits- und Umweltzeugnissen für Luftfahrzeuge und zugehörige Erzeugnisse, Teile und Ausrüstungen sowie für die Zulassung von Entwicklungs- und Herstellungsbetrieben auf Grundlage der Flexibilitätsbestimmungen gemäß Artikel 14 (4) der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 zur Festlegung gemeinsamer Vorschriften für die Zivilluftfahrt und zur Errichtung einer Europäischen Agentur für Flugsicherheit vorsehen.

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit EASA hat einen Vorschlag zur Änderung der Verordnung (EG) Nr. 1702/2003 ausgearbeitet, welcher unter bestimmten Voraussetzungen eine Vereinfachung des Verfahrens zur Genehmigung von Änderungen bei Flugzeugen unter 5700 kg und Drehflüglern unter 3175 kg höchstzulässiger Abflugmasse, Segelflugzeugen, Motorseglern, Ballons und Luftschiffen vorsieht (Notice of Proposed Amendment NPA No. 2008-07). Demnach könnten standardisierte Änderungen von der EASA als genehmigt betrachtet werden, wenn sie in Übereinstimmung mit den hierfür in Betracht kommenden Zulassungsspezifikationen (Certification Specifications/CS) zur Sicherstellung gefahrloser Flüge des betreffenden Luftfahrzeuges vorgenommen werden.

## 1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

Es wurden keine neuen Untersuchungstechniken angewendet.

## 2 Analyse

### 2.1 Luftfahrzeuge

Flugzeug A befand sich in Erprobung. Der Erprobungsflug wurde als Prüfflug eines genehmigten Herstellungsbetriebes außerhalb von Erprobungsbereichen durchgeführt.

Hubschrauber B befand sich auf einem Überstellungsflug nach einer 50-Stunden-Kontrolle am Triebwerk.

Die durchgeführten Untersuchungen an Flugzeug A und Hubschrauber B sowie die Auswertung der Aufzeichnungen über deren Instandhaltung und Betrieb erbrachten keine Hinweise auf technische Gebrechen, z.B. Ermüdungsbrüche, Überschreitung von



Betriebsgrenzen, Leistungsverlust infolge Kraftstoffmangel oder Vergaservereisung vor dem Zusammenstoß, die

- entweder zu einer erzwungenen Abweichung von Flugrichtung bzw. Fluggeschwindigkeit
- oder zu einer Behinderung bei der Steuerung der Luftfahrzeuge hätten beitragen können.

Die Aufzeichnung der Motorsteuereinheit (ECU) von Flugzeug A weist keinen Umschaltvorgang zwischen den Kanälen ECU A und ECU B auf, welche auf eine Störung der ECU hinweisen würde.

Die Glühfäden der Warnleuchten OIL, CLUTCH, GOV OFF und LOW RPM von Hubschrauber B wiesen Merkmale plastischer Warmverformung auf analog einer stoßartigen Belastung im aktivierten Zustand. In Verbindung mit dem Schaltzustand der systemrelevanten Sicherungen (gedrückt) korrelieren diese mit Schäden am Hauptrotor, Hauptrotorgetriebeaufhängung und Triebwerk durch mechanische Fremdeinwirkung beim Zusammenstoß und beim Aufschlag am Boden.

Der Schaltzustand der Sicherungen TACH R und TACH E (push-to-reset) zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes war nicht rekonstruierbar, wird allerdings für den Unfallhergang als nicht relevant eingestuft.

Der zwischen Haupttank und Vergaser befindliche Kraftstofffilter von Hubschrauber B (Gascolator) war durch das falsch eingebaute Metallsieb weitgehend wirkungslos. Der Montagefehler wird aufgrund der Befunde am Vergaser (keine Ablagerungen) in Verbindung mit der seit letzter Betankung absolvierten Flugzeit (1:45 Stunden) als für den Zusammenstoß nicht kausal betrachtet.

Der Zusammenstoß ereignete sich außerhalb von Bereichen mit Vereisungsbedingungen. Bei Reiseflugeistung war bei Hubschrauber B mit mäßiger Vergaservereisung, bei reduzierter Motorleistung (Sinkflug) mit schwerer Vergaservereisung zu rechnen.

Die Auswertung der Sprechfunk- und Radaraufzeichnungen erbrachte keine Hinweise auf einen Notfall oder sonstigen Umstand, der die Sicherheit der Luftfahrzeuge betraf, und dem Zusammenstoß vorausgegangen wäre.

Die in den beiden Luftfahrzeugen eingebauten SSR-Transponder, Encoder und Höhenmesser waren entsprechend den anwendbaren Bestimmungen für die Lufttüchtigkeit überprüft, sodass von einem Anzeigefehler innerhalb der zulässigen Toleranzen auszugehen ist. Der Verbleib des zweiten Höhenmessers von Hubschrauber B konnte nicht geklärt werden.

Die von den Radaraufzeichnungen erfassten und den beiden Luftfahrzeugen zuordenbaren Aussendungen der SSR-Transponder von der Ersterfassung von Flugzeug A nach dem Start bis zum Zusammenstoß wiesen keine störungsbedingte Unterbrechung auf. Die fehlende Druckhöhenübermittlung des SSR-Transponders von Hubschrauber B entspricht der selektierten Betriebsart Modus A (Betriebsarten-Schalter in Stellung ON).

Aus der Aufzeichnung der ECU von Flugzeug A bzw. aus dem gewaltsam herbeigeführten Zeigerabdruck am Ziffernblatt der Ladedruckanzeige von Hubschrauber B ist eine mit der jeweiligen Flugphase korrelierende Triebwerksleistung ableitbar. Diese entspricht bei

Flugzeug A der maximalen Start- bzw. Dauerleistung (LOAD 100 %) und bei Hubschrauber B ca. 87 % des Ladedrucks der maximalen Dauerleistung (ca. 20,5 in. Hg).

In beiden Luftfahrzeugen stand zumindest eine UKW-Sende-Empfangsanlage mit Sprechfunkgarnitur zur Verfügung (COM 1). Flugzeug A war mit einer zweiten UKW-Sende-Empfangsanlage ausgerüstet (COM 2), welche das Mithören auf einer zweiten Sprechfunkfrequenz ermöglicht hätte (Monitoring).

Zum Zeitpunkt der letzten Bord-Boden-Sprechfunkverbindung wurde mit den Besatzungen von Flugzeug A und Hubschrauber B Sprechfunkverkehr ohne Verständigungs- oder Empfangsschwierigkeiten abgewickelt. Die Auswertung der Sprechfunk- und Radaraufzeichnungen sowie der systemrelevanten Sicherungen von Flugzeug A und Flugzeug B erbrachte keine Hinweise auf einen Ausfall der Bord-Boden Sprechfunkverbindung, der dem Zusammenstoß vorausgegangen wäre.

Beide Luftfahrzeuge waren mit Zusammenstoßwarnlichtern und Landescheinwerfern ausgerüstet.

Am Tage müssen lediglich die Zusammenstoßwarnlichter, die das Laufen der Triebwerke ersichtlich machen, sichtbar sein (vgl. § 23 Abs. 3 LVR 1967 idgF; wurde 04.12.2014 durch SERA.3215, Von Luftfahrzeugen zu führende Lichter, ersetzt). Die Vorflugkontrolle bei Flugzeug A sieht eine Prüfung der Funktionsfähigkeit der Zusammenstoßwarnlichter vor, jene bei Hubschrauber B lediglich eine Überprüfung des äußeren Zustandes. Der Betriebs- bzw. Schaltzustand der Zusammenstoßwarnlichter zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes war aufschlagbedingt nicht rekonstruierbar, ebenso der Schaltzustand der Sicherungsautomaten für die Zusammenstoßwarnlichter von Flugzeug A. Der Schaltzustand der Sicherungen (press-to-reset) von Hubschrauber B erbrachte keinen Hinweis auf einen Ausfall des Zusammenstoßwarnlichts.

Der Betriebs- bzw. Schaltzustand der Landescheinwerfer zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes war aufschlagbedingt nicht rekonstruierbar.

Rettungsgeräte und Rettungsschirme waren nicht Bestandteil der Ausrüstung von Flugzeug A und Hubschrauber B. Die Wirksamkeit von Rettungsgeräten bzw. Rettungsschirms war nicht Gegenstand der Untersuchung des Vorfalls.

## 2.2 Beschädigungen der Luftfahrzeuge beim Zusammenstoß

Die Endlage von Bruchstücken der linken Tragfläche (SPZ 13 & 15) und des Höhenleitwerks (SPZ 10 & 16) von Flugzeug A sowie jene der oberen Rumpfverkleidung mit Antenne (SPZ 5), der rechten vordere Kabinentür (SPZ 7), von Bruchstücken des Hauptrotormastes (SPZ 8), der Haupt- und Heckrotorblätter (SPZ 9 & 11) sowie des Leitwerks (SPZ 14) von Hubschrauber B abseits der Wracks entspricht einer Abtrennung dieser Bauteile im Fluge. In Verbindung mit den einander zuordenbaren Schäden und Spuren an diesen Bauteilen ist deren Abtrennung als unmittelbare Folge des Zusammenstoßes der beiden Luftfahrzeuge zu betrachten.

Die Endlage der Teile, welche im Fluge abgetrennt wurden, entspricht der Verteilung unter Einwirkung des Höhenwindes aus westlicher Richtung.

Der Zusammenstoß der beiden Luftfahrzeuge erfolgte durch Einschlag des Propellers von Flugzeug A auf der rechten Vorderseite der Kabine von Hubschrauber B. Dieser führte zur

Beschädigung von zumindest einem Propellerblatt, dessen Nasenleiste nebst einem GFK-Bruchstück der Zelle von Flugzeug A in der Kabine von Hubschrauber B zu liegen kam, und zur Abtrennung der rechten vorderen Kabinentür von Hubschrauber B. Die ECU-Aufzeichnung von Flugzeug A weist vor Übergang in den unfallbedingten Sinkflug eine Kurbelwellen-Überdrehzahl von mehr als 2300 RPM aus, die mit der Beschädigung des Propellers korreliert.

In weiterer Folge stieß die linke Tragfläche von Flugzeug A in Höhe des Tankeinfüllstutzens gegen den Hauptrotormast von Hubschrauber B.

Die linke Tragfläche von Flugzeug A wurde von links vorne nach rechts hinten in einem Winkel von ca. 45° zur Flugzeuglängsachse durchtrennt. Die Verformung des Tankeinfüllstutzens und der langen Stoßstange des linken Querruders entspricht einem Anprall des Hauptrotormastes von Hubschrauber B von vorne, wenn die linke Tragfläche und die Hauptrotorachse einen Winkel zwischen 45° und 90° einschließen.

Die Durchtrennung der linken Tragfläche erfolgte letztendlich durch die Hauptrotorwelle, welche lediglich geknickt aber ansonsten intakt war und eine kraftschlüssige Verbindung von Hauptgetriebe und Hauptrotorkopf bildete.

Die Verkleidung des Hauptrotormastes von Hubschrauber B wies schwarzen Abrieb analog der Lackierung der langen Querruder-Stoßstange von Flugzeug A auf. Im Bereich der Anprallstelle löste sich ein Teil der oberen Rumpfverkleidung mit Antenne (SPZ 5). Sowohl die Verformung der vor dem Hauptrotormast verlaufenden Steuerstangen für die zyklische und kollektive Blattverstellung als auch die Verformung und Bruchrichtung des Hauptrotormastes entsprechen einem Anprall des Tankeinfüllstutzens, der Flügelholme und der langen Querruder-Stoßstange der linken Tragfläche von vorne.

In Verlängerung der Bruchränder der durchtrennten linken Tragfläche befand sich ursprünglich das Höhenleitwerk von Flugzeug A, das durch Kollision mit dem Hauptrotor von Hubschrauber B um die Längsachse gegen den Uhrzeigersinn und um die Hochachse im Uhrzeigersinn aus der Seitenflosse gebrochen war. Die Oberseite der linken sowie die Unterseite der rechten Höhenflosse wiesen Abrieb auf, der sowohl der orange und schwarz gehaltenen Lackierung als auch der Honeycomb-Struktur der Hauptrotorblätter von Hubschrauber B zuordenbar war. Das Höhenleitwerk von Flugzeug A wies ansonsten keine Anprallstellen auf, die anderen Bauteilen von Hubschrauber B zuordenbar waren.

Der abgetrennte Teil der linken Tragfläche von Flugzeug A berührte ebenfalls den Hauptrotor sowie das Leitwerk mit dem Heckrotor von Hubschrauber B und wies Abrieb sowie Lacksplinter auf, die der orange lackierten Oberseite der Hauptrotorblätter und dem gelb und blau lackierten Leitwerk von Hubschrauber B zuordenbar waren.

Das Leitwerk von Hubschrauber B war durch Kollision mit dem abgetrennten Teil der linken Tragfläche von Flugzeug A am Anschlussbeschlag nach hinten gebrochen. Die Verformung der oberen vertikalen Stabilisierungsflosse und die Materialauftragungen auf der rechten Flossenseite entsprechen einem Anprall der Flügel Nase zwischen Tankeinfüllstutzen und Scheinwerfergehäuse von rechts vorne.

Alle Haupt- und Heckrotorblätter von Hubschrauber B wiesen Verformungen und Brüche jeweils gegen die Rotordrehrichtung auf.

Die Verwindung des mittleren Wellenbruchstücks der langen Heckrotorantriebswelle von Hubschrauber B in Wellendrehrichtung entspricht einer negativen Winkelbeschleunigung am hauptrotorseitigen Wellenende, z.B. Abbremsen des Hauptrotors in Verbindung mit dem Trägheitsmoment der drehenden Teile von Heckrotor und -getriebe, gefolgt von einem Torsionsgewaltbruch in Wellendrehrichtung infolge einer negativen Winkelbeschleunigung am heckrotorseitigen Wellenende, z.B. Abbremsen des Heckrotors in Verbindung mit dem Trägheitsmoment der drehenden Teile von Hauptrotor und -getriebe.

Ersteres korreliert mit der durch mechanische Fremdeinwirkung beim Zusammenstoß hervorgerufenen Beschädigung des Hauptrotors (ca. 135 cm langes Blattstück herausgebrochen), letzteres mit der durch mechanische Fremdeinwirkung beim Zusammenstoß hervorgerufenen Beschädigung des Heckrotors (ein Rotorblatt gebrochen).

Infolge der beim Zusammenstoß eingetretenen Schäden an linker Tragfläche und Höhenleitwerk von Flugzeug A und am Hauptrotormast, Haupt- und Heckrotor sowie Leitwerk von Hubschrauber B ging bei beiden Luftfahrzeugen die Tragfähigkeit und Steuerbarkeit verloren. Der Absturz der beiden Luftfahrzeuge war somit eine direkte Folge des Zusammenstoßes.

### 2.3 Lagen der Luftfahrzeuge beim Zusammenstoß

Rückschlüsse auf die Relativbewegung der beiden Luftfahrzeuge beim Zusammenstoß können gezogen werden aus

- der Differenz der Steuerkurse sowie der wahren Fluggeschwindigkeiten (TAS) der beiden Luftfahrzeuge sowie
- den einander zuordenbaren Schäden und Spuren der beiden Luftfahrzeuge.

Im schiefbefreiten Flug resultiert bei Einrechnung eines Höhenwindes von 285 ° / 15 kt für

- Flugzeug A aus einem Kurs über Grund von ca. 220° und einer Geschwindigkeit über Grund von ca. 105 kt überschlägig ein Steuerkurs von ca. 230° und eine wahre Fluggeschwindigkeit von ca. 110 KTAS und
- Hubschrauber B aus einem Kurs über Grund von ca. 055° und einer Geschwindigkeit über Grund von ca. 125 kt überschlägig ein Steuerkurs von ca. 050° und eine wahre Fluggeschwindigkeit von ca. 115 KTAS.

Den daraus ableitbaren Steuerkursen und wahren Fluggeschwindigkeiten zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes entspricht ein Zusammenstoß der beiden Luftfahrzeuge in entgegengesetzten bzw. ungefähr entgegengesetzten Bewegungsrichtungen (Kursdifferenz ca. 180°) und mit einer Relativgeschwindigkeit von ca. 225 kt bezogen auf die relative Horizontalbewegung.

Der Zusammenstoß erfolgte zuerst mit Propeller und der linken Tragfläche von Flugzeug A und dem der Kabine und dem Hauptrotormast von Hubschrauber B.

Aus den einander zuordenbaren Schäden und Spuren der beiden Luftfahrzeuge lässt sich ableiten, dass zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes eine relative Horizontalbewegung

- von Hubschrauber B zu Flugzeug A in einem Winkel zwischen  $0^\circ$  und  $45^\circ$  zur Flugzeuglängsachse von links vorne nach rechts hinten erfolgte und
- von Flugzeug A zu Hubschrauber B in einem Winkel zwischen  $0^\circ$  und  $45^\circ$  zur Hubschrauberlängsachse von rechts vorne nach links hinten,

wobei die Hochachsen der beiden Luftfahrzeuge einen Winkel zwischen  $0^\circ$  und  $45^\circ$  einschlossen (Abb.).

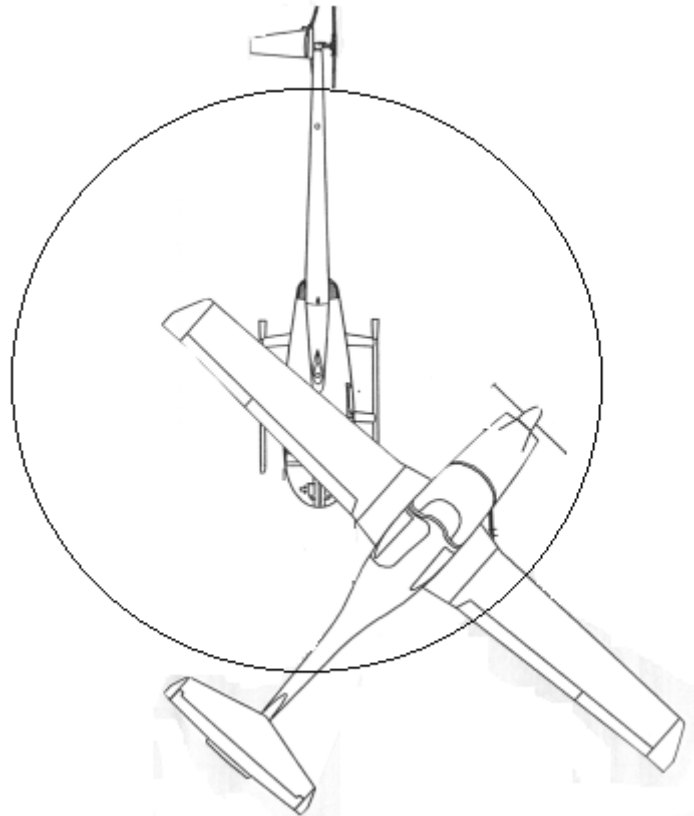


Abb. Lage der Luftfahrzeuge beim Zusammenstoß – Grundrisse (Quelle: DA40D AFM, R44 POH)



Abb. Lage der Luftfahrzeuge beim Zusammenstoß – Aufrisse (Quelle: DA40D AFM, R44 POH)

Durch die exzentrisch wirkende Impulsübertragung konnten Drehimpulse um den jeweiligen Schwerpunkt des Luftfahrzeuges induziert werden:

- bei Flugzeug A ein linksdrehender Gierimpuls um die Hochachse;
- bei Hubschrauber B ein schwanzlastiger Nickimpuls um die Querachse, welcher durch Kippen der Hauptrotorachse eine Taumeln des Hauptrotors bewirkt (Präzession).

Abhängig vom tatsächlichen Winkel, den die Hochachsen der beiden Luftfahrzeuge zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes einschlossen, schneidet bei intaktem Hauptrotor von Hubschrauber B (linksdrehend)

- die linke Tragfläche von Flugzeug A die Hauptrotorebene in der Rotorkreishälfte des vorlaufenden Blatts und
- das Höhenleitwerk von Flugzeug A jene des rücklaufenden Blatts.

Während eines vollständigen Blattumlaufs beschreiben die Hauptrotorblätter einen Weg der sich zum Abstand von der Hauptrotorachse wie  $2\pi:1$  verhält.

Unter Zugrundlegung einer Annäherungsgeschwindigkeit der beiden Luftfahrzeuge zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes von ca. 225 kt (ca. 116 m/s) bezogen auf die relative Horizontalbewegung und der Nenndrehzahl des Hauptrotors von Hubschrauber B von 400 RPM (100%) würde während der Bewegung von Flugzeug A durch die Hauptrotorkreisfläche von Hubschrauber B (Durchmesser ca. 10,06 m) der Hauptrotor einen Drehwinkel von ca. 210° beschreiben.

Teile von Flugzeug A, die in die Rotorkreisfläche ragen, würden bei intaktem Hauptrotor zumindest einmal von einem der beiden Rotorblätter getroffen werden.

Anprallspuren der Hauptrotorblätter von Hubschrauber B waren aufgrund der Spurenlage auf den abgetrennten Teilen der linken Tragfläche und der Höhenflosse von Flugzeug A nachweisbar.

Unter Zugrundlegung der Nenndrehzahl des Hauptrotors von Hubschrauber B von 400 RPM (100%), der eine Blattspitzen-Geschwindigkeit von 691 FPS (409 kt) entspricht, resultiert aus der Annäherungsgeschwindigkeit der beiden Luftfahrzeuge zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes von ca. 225 kt bezogen auf die relative Horizontalbewegung eine Annäherungsgeschwindigkeit

- der vorlaufenden Blattspitze und der linken Tragfläche von höchstens ca. 630 kt und
- der rücklaufenden Blattspitze und dem Höhenleitwerk von mindestens ca. 180 kt.

Insbesondere der abgetrennte Teil der linken Tragfläche von Flugzeug A wies keine weitere Beschädigung auf, welche für einen Einschlag mit hoher Bewegungsenergie des vorlaufenden Hauptrotorblattes charakteristisch wäre.

Durch die ungleichmäßige Auftriebsverteilung an den Tragflächen von Flugzeug A nach Abtrennung eines Teils der linken Tragfläche trat ein Rollmoment nach links um die Längsachse auf, welches nach Verlust des Höhenleitwerks von Flugzeug A durch ein Anstellwinkel verkleinerndes koplastiges Nickmoment um die Querachse kompensiert wurde.

Durch die Erhöhung des Drehwiderstandes des linksdrehenden Hauptrotors von Hubschrauber B durch Kollision mit Teilen von Flugzeug A und des daraus resultierenden Gegendrehmoments am Hubschrauberrumpf trat ein Giermoment nach rechts um die Hochachse auf, welches sich nach Verlust der Heckrotorwirkung weiter verstärkte.

#### 2.4 Besatzungen

Pilot A (Flugzeug A) und Pilot B (Hubschrauber B) waren Inhaber der zum Führen der von ihnen gesteuerten Luftfahrzeuge erforderlichen Zivilluftfahrerscheine. Die zur Durchführung der gegenständlichen Flüge erforderlichen Berechtigungen waren am Vorfallstag gültig.

Pilot A war berechtigt, den Erprobungsflug mit Flugzeug A außerhalb von Erprobungsbereichen nach Instrumentenflugregeln durchzuführen.

Die von Pilot A eigenverantwortlich durchgeführten Erprobungsflüge auf Luftfahrzeugen des Musters DA40D wurden überwiegend ohne zweiten Piloten durchgeführt.

Hinweise auf eine Sehschwäche der beiden Piloten oder einen anderen beeinträchtigten Zustand, insbesondere durch Einwirkung von Müdigkeit oder die Flugtauglichkeit beeinträchtigende Substanzen, liegen nicht vor.

Aufgrund der in den Blutproben von Pilot A und Pilot B nachgewiesenen Spuren von Nikotin-stoffwechselprodukten kann eine Gesichtsfeld einengende Wirkung regelmäßigen Nikotin-konsums nicht ausgeschlossen werden (vgl. Pkt. 1.18.2).

Beide Piloten hatten wiederholt An- und Abflüge nach Sichtflugregeln zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost durchgeführt und waren daher mit den Verkehrsabläufen und der hohen Verkehrsdichte im Flugplatzverkehr vertraut (durchschnittlich 136 Flugbewegungen pro Tag im Jahr 2006).

#### 2.5 Erkennen und Vermeiden der Zusammenstoßgefahr

##### **Flugregeln und Wetterbedingungen**

Beide Flüge wurden zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes nach Sichtflugregeln bei Tageslicht ausserhalb kontrollierten Luftraums (Luftraum Klasse G) durchgeführt.

Zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes waren am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (Luftraumklasse G) Sichtflugwetterbedingungen gegeben, welche auch für den ca. 7,2 km südlich des Flugplatzbezugpunktes Wr. Neustadt-Ost gelegenen Vorfallsort repräsentativ sind.

##### **Kollisionspunkt**

Der wahrscheinliche Kollisionspunkt, der aus der Verteilung der Wrackteile im Teilefeld A-B ableitbar ist, befindet sich ca. 2,1 km südwestlich von Meldepunkt GOLF in dem für An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF festgelegten und in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarten Sektor, d.h. der Zusammenstoß ereignete sich im Flugplatzverkehr Wr. Neustadt-Ost.

Aus den Flugzeug A zuordenbaren Radaraufzeichnungen in Verbindung mit den ECU-Aufzeichnungen von Flugzeug A und den GPS-Aufzeichnungen von Hubschrauber B ist der Kollisionspunkt der beiden Luftfahrzeuge in einer Flughöhe von ca. 1800-1900 ft MSL anzunehmen (Druckhöhe 1800 ft +/- 50 ft, QHN LOAN 1015 hPa).

Die rechtweisende Peilung QUJ vom Kollisionspunkt zum Meldepunkt GOLF betrug ca. 030°.

### Flugwege

Aus den Flugzeug A zuordenbaren Radaraufzeichnungen in Verbindung mit den GPS-Aufzeichnungen von Hubschrauber B können die Flugwege bis zum Kollisionspunkt rekonstruiert werden.

Der Abstand der beiden Luftfahrzeuge 30 Sekunden vor dem Zusammenstoß betrug ca. 1,8 NM (Flugsicht von mehr als 1,5 km).

Bis zum Zusammenstoß änderte Flugzeug A den Kurs über Grund von ca. 200° nach rechts auf ca. 220° und Hubschrauber B von ca. 065° nach links auf ca. 055°. Die Kursdifferenz über Grund vergrößerte sich von ca. 135° auf ca. 165°.

Der mit Radar aufgezeichnete Flugweg von Flugzeug A mit Druckhöhe in Verbindung mit dem von der ECU aufgezeichneten Umgebungsluftdruck PBaro dokumentiert einen dem Zusammenstoß unmittelbar vorangegangenen Steigflug und bei Einrechnung eines Höhenwindes von 285 ° / 15 kt eine von ca. 115 KTAS auf ca. 107 KTAS abnehmende wahre Fluggeschwindigkeit (gegenüber Umgebungsluft).

Der Höhengewinn von Flugzeug A während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß betrug ca. 300 ft und entspricht einer mittleren Steigrate von ca. 600 ft/min.

Einer mittleren wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 110 KTAS in ca. 1800-1900 ft MSL entspricht eine angezeigte Fluggeschwindigkeit von überschlägig ca. 105 KIAS.

Beim Übergang in den Steigflug war durch Umsetzung des Geschwindigkeitsüberschusses (kinetische Energie) in Höhengewinn (potentielle Energie) anfänglich auch eine der empfohlenen Geschwindigkeit für den Reisesteigflug von 68 KIAS unter den herrschenden Bedingungen entsprechende Steigrate von ca. 740 ft/min erzielbar.

Die mittlere Flugbahnneigung von Flugzeug A im Steigflug mit einer mittleren wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 110 KTAS und einer mittleren Steigrate von ca. 600 ft/min betrug ca. 3° über der Horizontalflugebene.

Der mit Radar aufgezeichnete Flugweg von Hubschrauber B ohne Druckhöhe in Verbindung mit der vom mitgeführten GPS-Empfänger aufgezeichneten Höhe dokumentiert einen dem Zusammenstoß unmittelbar vorangegangenen Übergang vom Sinkflug in den Horizontalflug mit einer annähernd konstanten wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 115 KTAS (Höhenwind eingerechnet).

Der während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß mit weitgehend unveränderter Fluggeschwindigkeit durchgeführte Horizontalflug erforderte eine Erhöhung der Triebwerksleistung.

Einer wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 115 KTAS in ca. 1800-1900 ft MSL entspricht eine angezeigte Fluggeschwindigkeit von überschlägig ca. 110 KIAS, welche im zulässigen Bereich für die Fluggeschwindigkeit im Reiseflug von 60 bis 117 KIAS (0,9 Vne) lag sowie über den bei Leistungsverlust bzw. Triebwerksaufall vorgesehenen Fluggeschwindigkeiten von 55 KIAS für geringstes Sinken bzw. 90 KIAS für besten Gleitwinkel.

Der Abstand der Endlage der Wracks von Flugzeug A und Helikopter B von einander (ca. 450 m) sowie jeweils vom wahrscheinlichen Kollisionspunkt, der aus der Verteilung der Wrackteile im Teilefeld A-B ableitbar ist (Flugzeug A: ca. 300 m; Hubschrauber B: ca. 150



m), korrelieren mit den Fluggeschwindigkeiten der beiden Luftfahrzeuge zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes.

Die Endlage der Wracks von Flugzeug A und Helikopter B südwestlich bzw. nördlich des wahrscheinlichen Kollisionspunkts entspricht der Bewegungsrichtung der beschädigten und weitgehend unsteuerbaren Luftfahrzeuge nach dem Zusammenstoß, welche mit dem Kurs über Grund von Flugzeug A (220°) korreliert und um ca. 55° nach links vom Kurs über Grund von Hubschrauber B (055°) abweicht.

### **Flugverkehrsdienste**

Für den Flugplatzverkehr Wr. Neustadt-Ost wird kein Flugverkehrskontrolldienst ausgeübt.

Eine Ermächtigung als Flugplatz-Fluginformationsstelle zur Ausübung des Fluginformationsdienstes (§ 73 LVR 1967 idgF) liegt für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost nicht vor (vgl. § 67a LVR 1967 idgF).

Die Verantwortung für das Erkennen und Vermeiden von Zusammenstößen mit Luftfahrzeugen lag daher alleine bei Pilot A und Pilot B.

Die Übermittlung allfälliger Verkehrsinformationen über andere Flüge durch die Anflugkontrollstelle Wien an Flugzeug A ist nicht dokumentiert. Die hierfür erforderliche Radar-Identifizierung von Flugzeug A anhand des aufgetragenen SSR-Codes war etwa zeitgleich mit dem Zusammenstoß erfolgt.

Die Übermittlung von Ratschlägen für Ausweichmanöver ist innerhalb unkontrollierter Lufträume der Klasse G nicht vorgesehen.

Informationen über den aktuellen Flugplatzverkehr, insbesondere den Abflug von Flugzeug A, waren nicht Bestandteil der vom Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost an Hubschrauber B übermittelten Landeinformation. Dem Flugplatzbetriebsleiter oblag lediglich die Erteilung von Auskünften über Start-, Lande- und Platzrundenrichtung sowie über Fallschirmsprung- und Segelflugbetrieb.

Die Übermittlung von Verkehrsinformationen durch andere Stellen als Flugverkehrsdienststellen oder Flugplatz-Fluginformationsstellen war nicht vorgesehen.

### **Sichtflugverfahren**

Das in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarte Sichtflugverfahren Wr. Neustadt-Ost (LOAN) sah eine laterale und vertikale Trennung der An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz vor.

Bis zu einer Entfernung von 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost war jedenfalls die für Meldepunkt GOLF vorgeschriebene Überflughöhe von 1800 ft MSL beim Anflug und von 1500 ft MSL beim Abflug einzuhalten. Die An- und Abflüge zum bzw. vom Meldepunkt GOLF sind nur entlang der in der Sichtflugkarte eingezeichneten An- und Abflugstrecken zulässig.

Laut der in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarten Sichtflugkarte Wr. Neustadt-Ost (LOAN) sind Abflüge im östlichen Teil des für An- und Abflüge über Meldepunkt GOLF vorgesehenen Sektors und Anflüge zum Meldepunkt im westlichen Teil des Sektors durchzuführen (Linksverkehr). Abweichend von den für An- und Abflüge vorgeschriebenen Flughöhen erstreckte sich der für An- und Abflüge über Meldepunkt GOLF vorgesehene Sektor über eine Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-

Ost. Die Sichtflugkarte wies innerhalb des Sektors südlich von Meldepunkt GOLF eine einzuhaltende Flughöhe von 1800 ft MSL beim Anflug und 1500 ft MSL beim Abflug aus. Eine Verpflichtung zur Standortmeldung beim Überfliegen der Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF bestand für Anflüge zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (Pflichtmeldepunkte), nicht jedoch für Abflüge vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost.

Die Untersuchung erbrachte keine Hinweise auf zwingend notwendige Abweichungen von den Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich bei der Flugdurchführung.

Weder im Flugzeug A noch im Hubschrauber B wurden frei liegende Luftfahrtkarten bzw. Luftfahrtinformationen über das Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich gefunden.

Pilot A verwendete eine Übersichtskarte des Luftraumes um Wien. Zusätzlich waren an Bord von Flugzeug A mit dem Garmin G1000™-System in der JEPPESEN®-Datenbank gespeicherte Luftfahrtinformationen abrufbar. Ob Pilot A Informationen aus der in der vorliegenden Fassung der Luftfahrtkartensammlung BOTTLANG AIRFIELD MANUAL® enthaltenen Karte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) 19-1/19-2, Ausgabe 22 SEP 00, bei Abflügen vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost verwendet hatte, bleibt offen.

Der Auffindungszustand der an Bord von Hubschrauber B mitgeführten Ringmappe mit Sichtflugkarten österreichischer Flugplätze aus dem BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®, Herausgeber JEPPESEN, welche die alphabetisch eingeordnete Karte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) 19-1/19-2, Ausgabe 22 SEP 00, enthielt, lässt auf geschlossene Mappendeckel zum Vorfallszeitpunkt schließen.

Ob Pilot B Informationen aus der im Hubschrauber B mitgeführten Luftfahrtkartensammlung BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®, welche die Karte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) enthielt, bei Anflügen zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost verwendet hatte, bleibt offen.

Die im BOTTLANG AIRFIELD MANUAL® in der vorliegenden Fassung beschriebenen Routen für An- und Abflüge zum bzw. vom Meldepunkt GOLF wichen im Rahmen des hierfür geltenden Haftungsausschlusses von der in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarten Sichtflugkarte LOAN ab.

Während die Sichtflugkarte LOAN lt. AIP Österreich für An- und Abflüge südlich von Meldepunkt GOLF Linksverkehr vorsah, waren in der im BOTTLANG AIRFIELD MANUAL® enthaltenen Anflugkarte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) 19-1 die Routen zwischen den Meldepunkten ABEAM UMSPANNWERK und GOLF für Abflüge westlich und für Anflüge östlich eingetragen (Rechtsverkehr).

Überdies fehlten in der im BOTTLANG AIRFIELD MANUAL® enthaltenen Anflugkarte LOAN 19-1 die südlich von Meldepunkt GOLF vom Flugplatzverkehr analog der Sichtflugkarte LOAN lt. AIP Österreich einzuhaltenden Routen und Flughöhen. Lediglich im Textteil der Landekarte LOAN 19-2 waren analog der Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich die bis zu einer Entfernung von 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost vorgeschriebenen Flughöhen vermerkt.

Abhängig vom angewendeten Verfahren und der individuellen Interpretation konnten sich somit abweichende Flugwege und Flughöhen an- und abfliegender Luftfahrzeuge ergeben, welche sich nachteilig auf das Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren auswirken konnten.

Tatsächlich ereignete sich der Zusammenstoß

- im westlichen Teil des für Anflüge zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF festgelegten Sektors (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich),
- in einer Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost und
- in einer Flughöhe von ca. 1800-1900 ft MSL.

Der laterale Flugweg von Flugzeug A entsprach somit zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes nicht dem Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich, welches für Abflüge vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF den östlichen Teil des Sektors vorsah.

Die in Hubschrauber B vorgefundene Einstellung des Bezugsluftdrucks 1013 hPa am Höhenmesser #1 (Höhenmesser #2 nicht auffindbar) entsprach dem vom Flughafen Wien-Schwechat verlautbarten Bezugsluftdruck QNH 1013 hPa.

Die am Höhenmesser #1 angezeigte Flughöhe ergibt bei Einstellung des vom Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost an Flugzeug A übermittelten QNH 1015 hPa einen um ca. 60 ft höheren Wert.

Somit ist davon auszugehen, dass Pilot B zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes das in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarte Sichtflugverfahren LOAN hinsichtlich

- des für Anflüge zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF vorgesehenen westlichen Teil des Sektors und
- der für Anflüge zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost vorgesehenen Flughöhe von 1800 ft MSL

eingehalten hatte.

Im Umkehrschluss würde dies bedeuten, dass Pilot B innerhalb des westlichen Teils des Sektors in einer Flughöhe von 1800 ft MSL (oder höher) keinen abfliegenden Verkehr erwarten durfte.

### **Luftraumbeobachtung**

Das Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren setzt eine eingehende Luftraumbeobachtung beider Piloten voraus, um

- die Abstände zwischen Luftfahrzeugen so zu halten, dass keine Zusammenstoßgefahr herbeigeführt wird, und
- bei Erkennen einer Zusammenstoßgefahr entscheiden zu können, ob zur Vermeidung eines Zusammenstoßes entsprechend den geltenden Ausweichregeln Richtung und Geschwindigkeit unverändert beizubehalten sind, z.B. Vorrang beim Überholen, oder ein Ausweichmanöver durchzuführen ist.

Die Luftraumbeobachtung unterliegt atmosphärischen, baulichen und physiologischen Einschränkungen hinsichtlich der Erkennbarkeit anderer Luftfahrzeuge, welche bei der Flug-

durchführung sowie den Arbeitsabläufen und der Aufgabenverteilung im Cockpit zu berücksichtigen sind (siehe Pkt. 1.18.2).

Bei Einhaltung der dem Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich entsprechenden Flugwege und Flughöhen,

- befanden sich die im östlichen Teil des Sektors abfliegenden Luftfahrzeuge ausserhalb des durch Instrumentenpilz und Kabinenboden eingeschränkten Sichtbereichs von Pilot B (rechter Pilotensitz) und
- hätten sich die im westlichen Teil des Sektors anfliegenden Luftfahrzeuge aufgrund der größeren Flughöhe im Sichtbereich von Pilot A (linker Pilotensitz) befunden.

Wird die Annäherungsgeschwindigkeit der beiden Luftfahrzeuge auf Basis der Geschwindigkeitsvektoren näherungsweise mit jener der Annäherungsgeschwindigkeit der relativen Horizontalbewegung gleichgesetzt, befand sich während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß

- Hubschrauber B ca. 3° über der Horizontalflugebene bzw. zwischen 0° und 15° rechts von der Vertikalebene von Flugzeug A und
- Flugzeug A ca. 3° unter der Horizontalflugebene bzw. zwischen 0° und 15° links von der Vertikalebene von Hubschrauber B.

Bei aufrechter Sitzposition hätte sich bezogen auf den von Pilot A (linker Sitz) und Pilot B (rechter Sitz) jeweils einsehbaren Luftraum

- Hubschrauber B über dem Instrumentenpilz von Flugzeug A bzw. aufgrund der Steigfluglage abhängig vom Anstellwinkel im Bereich der Motorverkleidung befunden und
- Flugzeug A über dem Instrumentenpilz bzw. hinter oder rechts von der Mittelstrebe der Windschutzscheibe von Hubschrauber B.

### **Sprechfunkverkehr**

Zusätzliche Hilfestellung beim Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren bieten auf den örtlich vorgesehenen Sprechfunkfrequenzen selbst oder von anderen Piloten übermittelte Standortmeldungen, welche Hinweise auf den Standort des eigenen Luftfahrzeuges oder jenen anderer Luftfahrzeuge geben, sowie Verkehrsinformationen oder Informationen über den aktuellen Flugplatzverkehr.

Pilot A stellte ca. 12 Minuten vor dem Zusammenstoß erstmals Sprechfunkverbindung mit der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost her, um seinen Flug zum Flughafen Graz anzumelden, und meldete sich nach dem Start ca. 3 Minuten vor dem Zusammenstoß von der Bodenfunkstelle ab.

Sofern Pilot B auf der Sprechfunkfrequenz der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost bereits vor der Aufnahme des ersten Funkkontaktes hörbereit war (Monitoring), wäre aus dem Sprechfunkverkehr mit Pilot A ableitbar gewesen, dass sich Flugzeug A

- im Abflug vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost mit einem Flugziel südlich des Flugplatzes befand,
- in der für Meldepunkt GOLF aufgetragenen Überflughöhe beim Abflug von 1500 ft MSL dem Standort von Hubschrauber B näherte und
- daher in einer Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost, spätestens jedoch nach Verlassen des für Abflüge südlich von Meldepunkt GOLF vorgesehenen Sektors, den Flugweg von Hubschrauber B in ca. 1800-1900 ft MSL kreuzen könnte.

Währenddessen befand sich Hubschrauber B südlich der militärischen Flugplatzverkehrszone (MATZ) Wr. Neustadt, wo während der Betriebszeiten der militärischen Flugleitung am Militärflugplatz Wr. Neustadt-West (LOXN) ebenfalls mit An- und Abflügen zu rechnen war. Da sich im Hubschrauber B lediglich eine UKW-Sende-Empfangsanlage befand, wäre eine allfällige Hörbereitschaft von Pilot B auf der Sprechfunktanz von LOXN zulasten der Hörbereitschaft auf der Sprechfunktanz von LOAN gegangen.

Von Pilot B ist nach dem Abflug vom Flugplatz Trieben lediglich der bei Anflügen mit Sprechfunkverbindung spätestens zwei Minuten vor dem Überflug von Pflichtmeldepunkt GOLF aufzunehmende Funkkontakt mit der Bodenfunktanz des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost dokumentiert (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich). Diesem folgte eine unspezifische Standortmeldung von Pilot B „Inbound GOLF“ ca. 3 Minuten vor dem Zusammenstoß ohne Angabe des voraussichtlichen Zeitpunkts des Überfluges und der Flughöhe.

Pilot A stellte beim Überfliegen von Meldepunkt GOLF erstmals Sprechfunkverbindung mit der Anflugkontrollstelle Wien her.

Sofern Pilot A mit der zweiten UKW-Sende-Empfangsanlage auf der Sprechfunktanz der Bodenfunktanz des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost hörbereit war (Monitoring), wäre aus dem Sprechfunkverkehr mit Pilot B ableitbar gewesen, dass sich Hubschrauber B

- im Anflug zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost befand,
- in der für Meldepunkt GOLF aufgetragenen Überflughöhe beim Anflug von 1800 ft MSL (oder höher) dem Standort von Flugzeug A näherte und
- daher in einer Entfernung von mehr 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost bzw. außerhalb des für Anflüge südlich von Meldepunkt GOLF vorgesehenen Sektors den Flugweg von Flugzeug A in 1800 ft MSL (oder höher) kreuzen könnte.

Nachfolgende Standortmeldungen von Pilot B sind nicht dokumentiert, zumal sich der Zusammenstoß mit Flugzeug A ereignete, bevor Hubschrauber B Pflichtmeldepunkt GOLF erreicht hatte.

Da sich Pilot A vor der Standortmeldung von Pilot B „Inbound GOLF“ von der Bodenfunktanz des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost abgemeldet hatte, bleibt offen, ob Pilot A Kenntnis von dem im Anflug zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF befindlichen Hubschrauber B hatte.

Da Standortmeldungen von Pilot A beim Überfliegen der Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF weder vorgeschrieben noch dokumentiert sind, bleibt offen, ob Pilot B Kenntnis von dem im Flugplatzverkehr von Wr. Neustadt Ost befindlichen Flugzeug A hatte.

### **Erkennen der Zusammenstoßgefahr**

Grundsätzlich geht die größte Zusammenstoßgefahr von jenen Luftfahrzeugen aus, die sich auf Kollisionskurs jedoch nicht im Sicht- bzw. Wahrnehmungsbereich der Piloten befinden.

Da beide Piloten jeweils alleine an Bord waren, war eine Arbeitsteilung in Hinblick auf eine möglichst lückenlose Luftraumbeobachtung und Überwachung des Sprechfunkverkehrs nicht gegeben.

Die Aktivierung des Autopilot-Systems von Flugzeug A im Steigflug wäre nach Passieren einer Flughöhe von ca. 1700 ft MSL (800 ft AGL) zulässig gewesen. In dem für die Flugprüfung des Garmin G1000™-Systems verwendeten Prüfbericht war am Vorfalstag die Durchführung des Prüfprogramms Abschnitt 1.15, AUTOPILOT APR (ILS), offen.

Weder Flugzeug A noch Hubschrauber B war mit einem System zur Projektion von Flugdaten auf der Windschutzscheibe (HUD) ausgerüstet.

Pilot A stellte beim Überfliegen von Meldepunkt GOLF in ca. 1500-1600 ft MSL eine Sprechfunkverbindung mit der Anflugkontrollstelle Wien her. Spätestens zu diesem Zeitpunkt musste seine akustische Aufmerksamkeit zusätzlich auf die Anweisungen der Flugverkehrskontrollstelle gerichtet werden (SSR-Code, QNH Wien, Hörbereitschaft in Hinblick auf die verzögerte Streckenflugfreigabe).

In Hinblick auf den bevorstehenden Flugregelwechsel vom Sichtflug zum Instrumentenflug ist eine hohe Arbeitsbelastung im Cockpit in Betracht zu ziehen, welche die visuelle Aufmerksamkeit des Piloten während des Steigfluges zusätzlich auf Vorgänge im Cockpit richtet.

Die im Koordinationsverfahren zwischen ACG, Geschäftsbereich ATM, und Flugplatzhalter Wr. Neustadt-Ost enthaltene Regelung für Abflüge vom Flugplatz unter Verwendung des "VFR/IFR climb out procedures LOAN", eine Streckenflugfreigabe mit Flugregelwechsel bereits vor dem Start zu beantragen und einzuholen, wurde von Pilot A augenscheinlich nicht genutzt.

Flugzeug A näherte sich auf einem Kurs über Grund von ca. 200° bis ca. 220° östlich der im Flugplan angegebenen ATS-Route P978, welche in Richtung 195° zum VOR GRZ verlief. Die rechtweisende Peilung QUJ vom Flugzeug A zum Standort VOR GRZ betrug zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes ca. 215°. Bis zum Flugregelwechsel standen für die Navigation ausserhalb des Empfangsbereichs des VOR GRZ die im Garmin G1000™-System integrierten GPS-Empfänger zur Verfügung.

Der Entschluss von Pilot A, die im Sektor südlich von GOLF für Abflüge vorgeschriebene Flughöhe von 1500 ft MSL im Steigflug mit Steuerkurs in Richtung der jahreszeitbedingt tief stehenden Sonne zu verlassen, lässt auf eine ungenügende Berücksichtigung der Verkehrsabläufe in Flugplatznähe schließen, da beim Passieren einer Flughöhe von 1800 ft MSL auch ausserhalb des Sektors stets mit in Richtung Meldepunkt GOLF anfliegendem Verkehr zu rechnen war.

Sofern sich Pilot A dieser Möglichkeit bewusst war, kam die Annäherung von Hubschrauber B beim Passieren von 1800 ft MSL im Steigflug nicht überraschend und könnte die sofortige Eineitung eines Ausweichmanövers durch Pilot A zur Folge gehabt haben.

Die Aufmerksamkeit von Pilot B hätte sich nach dem Einholen der Landeinformationen bis zum Überflug von Meldepunkt GOLF weitgehend uneingeschränkt auf Luftraumbeobachtung und Hörbereitschaft in Hinblick auf den Flugplatzverkehr von Wr. Neustadt-Ost richten können.

Da sich Flugzeug A während des Steigfluges stets tiefer als der für Pilot B sichtbare Horizont befand, war für Pilot B die Unterscheidung, ob sich Flugzeug A im Horizontalflug in der für abfliegenden Verkehr im Sektor südlich von Meldepunkt GOLF vorgeschriebenen Flughöhe von 1500 ft MSL befand oder im Steigflug in einer Flughöhe von mehr als 1500 ft MSL, erschwert.

Aufgrund des bekannt geringen Abstandes zwischen an- und abfliegendem Verkehr im Bereich von Meldepunkt GOLF, muss für beide Piloten auch bei eingehender Luftraumbeobachtung ein verzögertes Erkennen der Zusammenstoßgefahr während der Annäherung eines Luftfahrzeuges in Betracht gezogen werden.

Grundsätzlich ist beim Überfliegen von Meldepunkten und in Flugplatznähe (Sektoren), wo mit Verkehr aus entgegengesetzter Richtung und geringem Abstand (LOAN: 300 ft Vertikalabstand) zu rechnen ist, aufgrund des hohen Kollisionsrisikos, insbesondere bei bekannt hoher Verkehrsdichte oder Kenntnis von einem anderen Luftfahrzeug, eingedenk der Einschränkungen des menschlichen Auges bei Gesichtsfeld und Sehschärfe (siehe Pkt. 1.18.2) eine permanente Luftraumbeobachtung und ein hohes Maß an Aufmerksamkeit in Hinblick auf Standortmeldungen erforderlich.

Wenn Pilot A bzw. Pilot B Kenntnis vom jeweils anderen Luftfahrzeug hatten, wäre ein gezieltes Absuchen des Luftraumes bis zum Sichtkontakt mit Hubschrauber B bzw. Flugzeug A zwingend erforderlich gewesen.

Die höchste Bodenerhebung in Sichtweite von Pilot A (Abb.) bei einer angenommenen Flugsicht von ca. 30 km (Bodensicht 30 km) war der ca. 30 km südwestlich des Kollisionspunkts befindliche Kampstein-Gipfel in der Buckligen Welt (ELEV 4812 ft MSL). Dahinter befindet sich ca. 37 km vom Kollisionspunkt entfernt der Hochwechsel-Gipfel (ELEV 5718 ft MSL). Beide Gipfel befanden sich ca. 1,8° über der Horizontalflugebene von Flugzeug A.

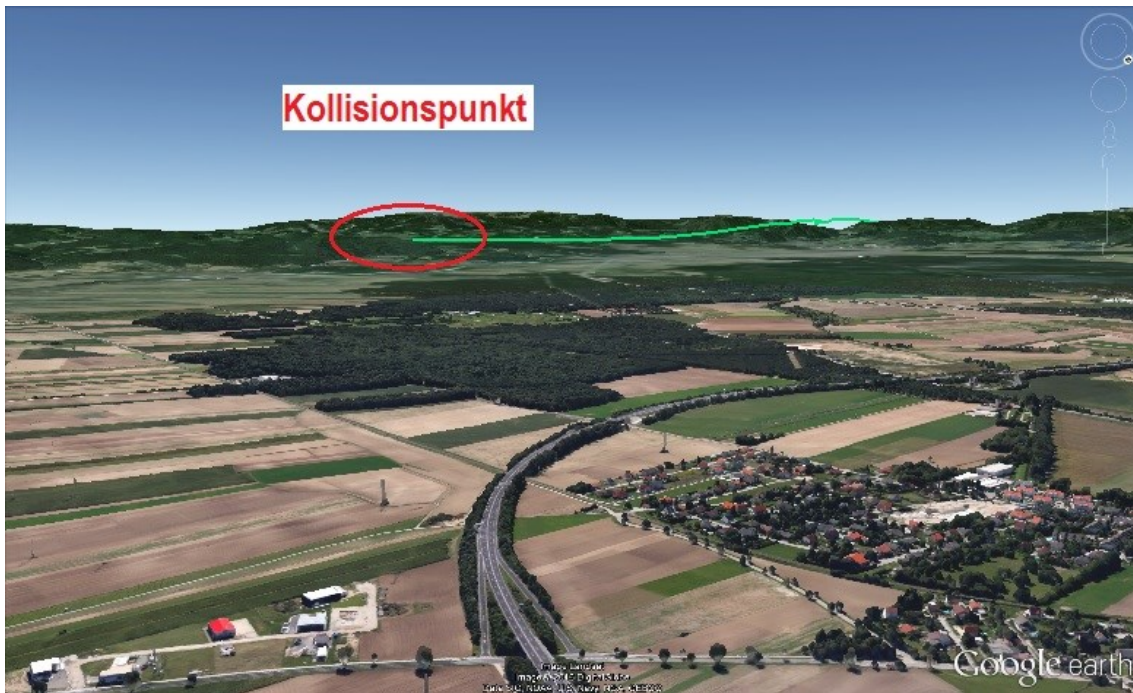


Abb. Flugweg von Hubschrauber B (GPS Active Log 29) - Blick in Flugrichtung von Flugzeug A vom Meldepunkt GOLF kommend (Quelle: Google™ earth).

In einer Flughöhe von ca. 900 ft AGL befand sich die Grenzlinie zwischen der sichtbaren Oberfläche des Wiener Beckens und dem Himmel (Horizont) bei einer angenommenen Flugsicht von ca. 30 km ca.  $0,5^\circ$  unter der Horizontalflugebene von Hubschrauber B. Die höchste Bodenerhebung in Sichtweite von Pilot B (Abb.) war der ca. 20 km nordöstlich des Kollisionspunkts befindliche Sonnenberg-Gipfel im Leithagebirge (ELEV 1588 ft MSL), der sich ca.  $0,3^\circ$  unter der Horizontalflugebene von Flugzeug A befand.

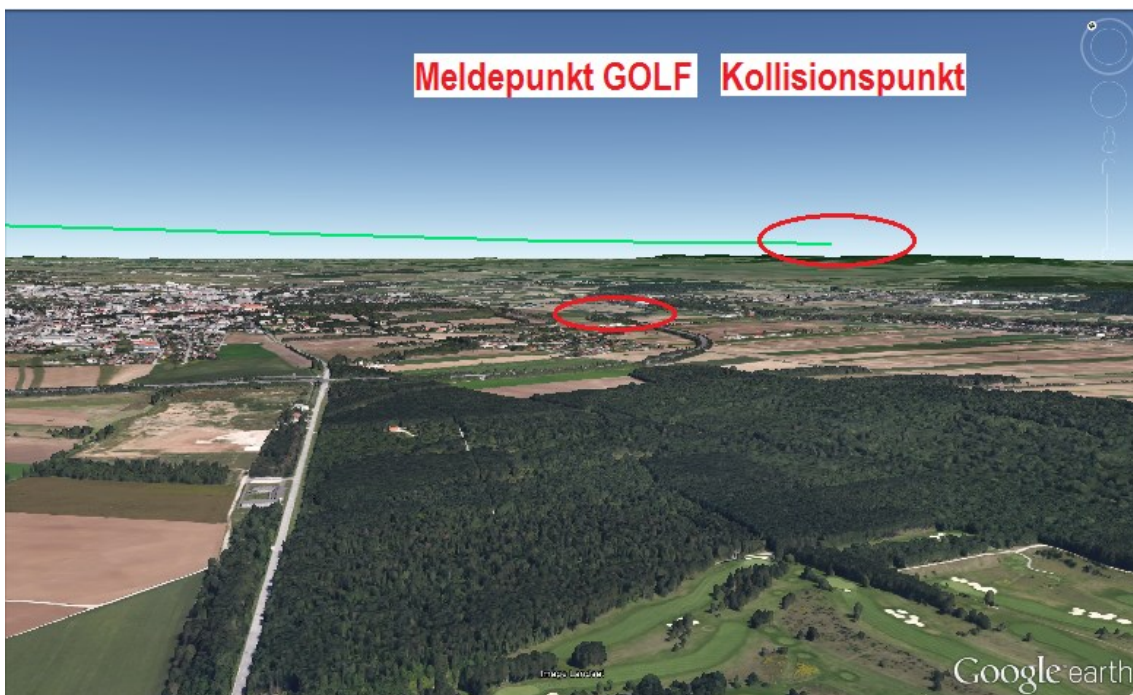


Abb. Flugweg von Hubschrauber B (GPS Active Log 29) - Blick in Flugrichtung von Hubschrauber B in Richtung Meldepunkt GOLF eindrehend (Quelle: Google™ earth).



Der Sonnen-Azimut von 203,5° und Wolken mit einer Gesamtbedeckung von 3 bis 4 Achtel in Verbindung mit den überschlägig ermittelten Steuerkursen von Flugzeug A (ca. 230°) und Hubschrauber B (ca. 050°) zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes weisen während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß im Falle ungehinderter Sonneneinstrahlung auf

- Blendwirkung durch die ca. 21° über der Horizontalflugebene und ca. 25° links von der Vertikalebene von Flugzeug A stehende Sonne sowie
- großen Kontrast zwischen Flugzeug A (hell) und Erdoberfläche (dunkel)

und im Falle bewölkungsbedingter Abschattung der Sonne auf

- großen Kontrast zwischen Hubschrauber B (dunkel) und Himmel (hell) sowie
- geringen Kontrast zwischen Flugzeug A (dunkel) und Erdoberfläche (dunkel).

Die Wahrnehmbarkeit von Hubschrauber B durch Pilot A war somit bei ungehinderter Sonneneinstrahlung herabgesetzt.

Die Wahrnehmbarkeit von Flugzeug A durch Pilot B war hingegen bei bewölkungsbedingter Abschattung der Sonne herabgesetzt.

Selbst bei gutem Kontrast der weißen Lackierung von Flugzeug A bei ungehinderter Sonneneinstrahlung konnte diese vor komplexem Hintergrund, z.B. verbautem Gebiet, eine herabgesetzte Wahrnehmbarkeit durch mangels Unterscheidbarkeit von der Textur der Erdoberfläche bewirken, zumal Luftfahrzeuge auf Kollisionskurs vorerst unbeweglich zu verharren scheinen und als solche vom menschlichen Auge schlecht wahrgenommen werden (siehe Pkt. 1.18.2).

Die weißen Blitzlichter von Flugzeug A an den Flügelspitzen bieten bei Annäherung aus allen Richtungen, insbesondere gegen die dunkle Erdoberfläche, eine bessere Wahrnehmbarkeit als das rote Zusammenstoßwarnlicht von Hubschrauber B.

Das rote Zusammenstoßwarnlicht von Hubschrauber B auf der Oberseite des Heckauslegers bietet, insbesondere bei Tageslicht gegen die Sonne, eine schlechte Wahrnehmbarkeit. Zudem könnte das rote Zusammenstoßwarnlicht von Hubschrauber B während der Annäherung des tiefer und in ungefähr entgegengesetzter Richtung fliegenden Flugzeugs A von Hubschrauberkabine und Rotormast zeitweise verdeckt worden sein.

Eine Verbesserung der Wahrnehmbarkeit in Flugplatznähe hätte die zusätzliche Verwendung der in Flugrichtung abstrahlenden Landescheinwerfer von Flugzeug A und Hubschrauber B geboten.

Das Erkennen einer Zusammenstoßgefahr bedeutet nicht zwangsläufig, dass nicht auch noch von anderen Luftfahrzeugen eine Zusammenstoßgefahr ausgeht.

Hinweise auf andere Luftfahrzeuge im Nahbereich von Flugzeug A bzw. Hubschrauber B, welche zur Ablenkung der beiden Piloten hätten beitragen können, liegen nicht vor.

Weder Flugzeug A noch Hubschrauber B waren mit einer bordseitigen Kollisionsschutzanlage bzw. einem Verkehrsinformationssystem ausgerüstet.

Da beide Luftfahrzeuge über einen betriebsbereiten SSR-Transponder verfügten, hätten Abfragen im Modus A und – im Fall von Flugzeug A – zusätzlich im Modus C (mit Druck-

höhenübermittlung) permanent für eine bordseitige Fremdortung von Luftfahrzeugen auf Kollisionskurs zur Verfügung gestanden.

Da für keine der beiden Luftfahrzeuge zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes Flugverkehrsdienst ausgeübt wurde, sind die Aussendungen der SSR-Transponder von Flugzeug A und Hubschrauber B zur Vermeidung des Zusammenstoßes ungenutzt geblieben.

### Vermeiden der Zusammenstoßgefahr

Der Zeitraum vom Erreichen des für die Wahrnehmbarkeit eines Luftfahrzeuges unter ungünstigen Bedingungen maßgeblichen Schwellenwertes für den Objekt-Öffnungswinkel (siehe Pkt. 1.18.2) bis zum Erreichen des Kollisionspunktes auf geradlinigen Flugbahnen richtet sich nach der Entfernung und der Annäherungsgeschwindigkeit der auf Kollisionskurs befindlichen Luftfahrzeuge. Der Einfluss der Längsneigung von Luftfahrzeugen im Steig- oder Sinkflug wird als vernachlässigbar betrachtet.

Da im Horizontalflug ohne Querneigung die Tragflächen von Flugzeug A bzw. der Hauptrotor von Hubschrauber B für den Beobachter als eindimensionale Objekte (Linien) erscheinen, deren Sichtbarkeit vom Auflösungsvermögen des Auges bzw. der Sehschärfe abhängt, wird für die scheinbare Größe der Luftfahrzeuge jeweils die Länge der Rumpfdiagonalen unter Berücksichtigung der perspektivischen Verkürzung als Bezugsgröße herangezogen (Abb.).

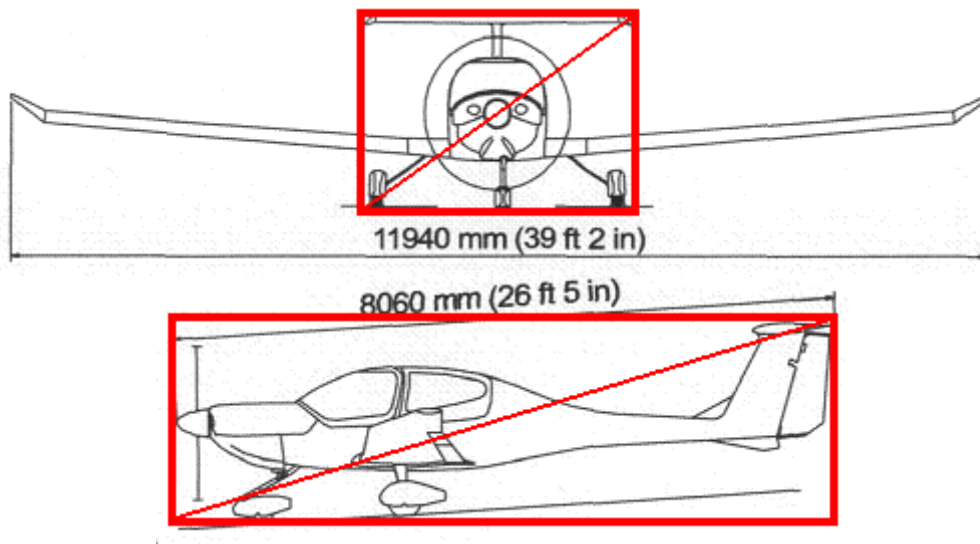


Abb. DA40D Abmessungen – Spannweite ca. 11,94 m; Länge ca. 8,06 m; Höhe ca. 1,97 m; Spurweite ca. 2,97 m (Quelle: DA40D AFM).

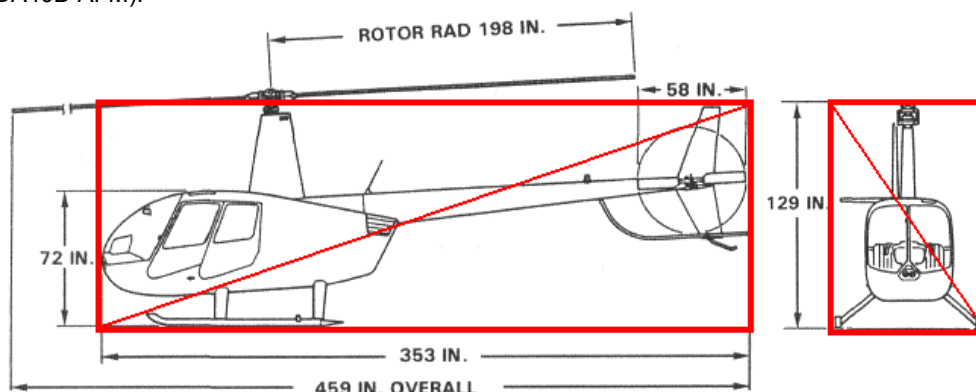


Abb. R44 Abmessungen – Länge 353 in.; Höhe 129 in.; Rumpfbreite 50,5 in.; Kufenweite 86 in. (Quelle: R44 POH).

Ausgehend von einer Kursdifferenz von  $180^\circ$  (Gegenkurs) und – zu Vergleichszwecken – von  $90^\circ$  (kreuzender Kurs) beträgt die Entfernung vom Beobachter beim Erreichen eines Objekt-Öffnungswinkels von  $0,4^\circ$  abhängig von der tatsächlichen Kursdifferenz

- bei Flugzeug A zwischen ca. 510 m ( $180^\circ$ ) und ca. 1150m ( $90^\circ$ ) bzw.
- bei Hubschrauber B zwischen ca. 560 m ( $180^\circ$ ) und ca. 1220 m ( $90^\circ$ ).

Diese Werte liegen zwar innerhalb der Mindestwerte für die Flugsicht von 1,5 km in Lufträumen der Klasse G in einer Höhe von weniger als 3000 ft MSL bzw. 1000 ft AGL zeigen jedoch auch auf, dass Flugsichten von mehr als 1,5 km Piloten eine aufmerksame Luftraumbeobachtung nicht ersetzen können.

Unter Zugrundelegung einer Annäherungsgeschwindigkeit der beiden Luftfahrzeuge von ca. 225 kt (116 m/s) bezogen auf die relative Horizontalbewegung in ungefähr entgegengesetzter Richtung steht vom Erreichen der Wahrnehmungsschwelle bis zum Erreichen des Kollisionspunkts ein Zeitraum von ca. 4-5 Sekunden zur Verfügung.

Unter Zugrundelegung einer wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 110-115 KTAS beträgt bei einer Kursdifferenz von  $90^\circ$  die Annäherungsgeschwindigkeit der Luftfahrzeuge lediglich ca. 160 kt (82 m/s), wodurch sich der Zeitraum vom Erreichen der Wahrnehmungsschwelle bis zum Erreichen des Kollisionspunkts auf ca. 6-8 Sekunden erhöht.

Der Zeitbedarf vom Wahrnehmen eines sich nähernden Luftfahrzeuges bis zum erfolgreichen Ausweichen beträgt mindestens 10 Sekunden.

Verringerung der Fluggeschwindigkeit auf das für einen sicheren Flugbetrieb erforderliche Maß, insbesondere bei Sichtflügen außerhalb überwachten (kontrollierten) Luftraums in der Nähe nicht kontrollierter Flugplätze, trägt dazu bei, bei der Beobachtung des Flugplatzverkehrs andere Luftfahrzeuge früher wahrzunehmen, womit den Flugbesatzungen ein längerer Zeitraum zum Erkennen und Vermeiden von Zusammenstoßgefahren zur Verfügung steht.

Zumindest die aufgetragene Begrenzung der Triebwerksleistung bei An- und Abflügen zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost auf das für den sicheren Flugbetrieb minimal erforderliche Maß (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich) hätte durch Reduzierung der Motorleistung zu einer Verringerung der wahren Fluggeschwindigkeit bzw. der Annäherungsgeschwindigkeit im Flugplatzverkehr beigetragen.

Dem Objekt-Öffnungswinkel von  $0,4^\circ$  entspricht in einer Entfernung von 1 m vom Beobachter, z.B. auf der Windschutzscheibe, eine scheinbare Größe von ca. 7 mm ( $\tan 0,4^\circ \approx 0,007$ ). Die Mittelstrebe der Windschutzscheibe von Hubschrauber B ist ca. 30 mm breit.

Ausgehend von einer Kursdifferenz von  $180^\circ$  (Gegenkurs) entspricht der Breite der Mittelstrebe der Windschutzscheibe von Hubschrauber B

- für Flugzeug A ein Objekt-Öffnungswinkel von  $1,7^\circ$  und

- eine Entfernung von Flugzeug A zwischen ca. 120 m und – bezogen auf die Spannweite von DA40D – ca. 400 m.

Der tote Winkel der Mittelstrebe der Windschutzscheibe von Hubschrauber B musste während der Luftraumbeobachtung durch entsprechende Kopfbewegung von Pilot B kompensiert werden.

Die überschlägig ermittelten angezeigten Fluggeschwindigkeiten von Flugzeug A (ca. 105 KIAS) und Hubschrauber B (ca. 110 KIAS) waren um mehr als 50 % niedriger als die höchstzulässige Fluggeschwindigkeit für Sichtflüge mit Zivilluftfahrzeugen in Höhen unterhalb von 10000 ft MSL von 250 KIAS.

Da sich die beiden Luftfahrzeuge in ungefähr entgegengesetzter Richtung einander näherten und eine Zusammenstoßgefahr bestand, hätten beide Piloten ihre Richtung nach rechts ändern müssen (vgl. § 13 LVR 1967 idgF; wurde 04.12.2014 durch SERA.3210, Ausweichregeln, ersetzt).

Bis zum Zusammenstoß änderte Flugzeug A binnen 30 Sekunden den Kurs über Grund um ca. 20° nach rechts (ca. 0,7°/s) und Hubschrauber B um ca. 10° nach links (ca. 0,3°/s).

Erfolgt eine Kurve mit der im Luftverkehr üblichen Richtungsänderung von 3° pro Sekunde (Standardkurve) kommt für die wahre Fluggeschwindigkeit von Flugzeug A (ca. 110 KTAS) bzw. Hubschrauber B (ca. 115 KTAS) eine Querneigung von überschlägig ca. 18° in Betracht.

Für die Einleitung eines Ausweichmanövers unmittelbar vor dem Zusammenstoß sprechen die aus den einander zuordenbaren Schäden und Spuren an den Bauteilen der beiden Luftfahrzeuge ableitbaren, einander entgegengesetzten Querlagen der beiden Luftfahrzeuge mit einem Neigungswinkel zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes von mehr als 18°:

- Flugzeug A mit Querneigung rechts (Neigungswinkel max. 45°), Hubschrauber B mit kleiner oder keiner Querneigung;
- Flugzeug A und Hubschrauber B mit Querneigung rechts (Neigungswinkel in Summe max. 45°);
- Hubschrauber B mit Querneigung rechts (Neigungswinkel max. 45°), Flugzeug A mit kleiner oder keiner Querneigung.

Hätten beide Piloten zur Vermeidung eines Zusammenstoßes die Flugrichtung nach rechts geändert, wäre die Kursdifferenz annähernd gleich geblieben.

Aus den einander zuordenbaren Schäden und Spuren der beiden Luftfahrzeuge ist jedoch nicht ableitbar, ob

- Pilot A, Pilot B oder beide Piloten ein Ausweichmanöver eingeleitet haben oder
- die Einleitung von Ausweichmanövern zum Zusammenstoß beigetragen haben.

Hinweise auf andere Luftfahrzeuge im Nahbereich von Flugzeug A bzw. Hubschrauber B, welche zur Einleitung von Ausweichmanövern hätten Anlass geben können, liegen nicht vor.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Luftfahrzeuge

- Die Voraussetzungen für die Verwendung von Flugzeug A (DA40D) und Hubschrauber B (R44) im Fluge waren gegeben.
- Der Erprobungsflug mit Flugzeug A wurde als Prüfflug auf Basis der Genehmigung des Luftfahrzeugherstellers als EASA Herstellungsbetrieb durchgeführt.
- Der Überstellungsflug mit Hubschrauber B wurde im Anschluss an eine 50-Stunden-Kontrolle des Triebwerks durchgeführt.
- Aus den von Pilot A (Flugzeug A) und Pilot B (Hubschrauber B) geführten Aufzeichnungen ging nicht hervor, dass vor dem Abflug Zweifel an der Lufttüchtigkeit der beiden Luftfahrzeuge für die jeweilige Verwendung bestanden.
- Die technische Dokumentation der beiden Luftfahrzeuge erbrachte keine Hinweise auf eine Überschreitung der vorgeschriebenen Kontrollintervalle und Betriebszeitgrenzen der Luftfahrzeuge sowie ihrer Teile und Ausrüstungen, insbesondere der SSR-Transponder, Höhenmesser und UKW-Sende- Empfangsanlagen.
- Beide Luftfahrzeuge waren in dem für die bewilligten Einsatz- und Navigationsarten vorgeschriebenen Umfang mit SSR-Transpondern, Höhenmessern und UKW-Sende-Empfangsanlagen ausgerüstet. Flugzeug A verfügte für Instrumentenflüge über zwei UKW-Sende-Empfangsanlagen. Der Verbleib des laut Ausrüstungsverzeichnis im Hubschrauber B eingebauten und für Nachtsichtflüge vorgeschriebenen zweiten Höhenmessers konnte nicht geklärt werden.
- Beide Luftfahrzeuge waren mit GPS-Empfängern ausgerüstet. Der GPS-Empfänger im Hubschrauber B zeichnete den Flugweg auf.
- In beiden Luftfahrzeugen standen für den Betrieb der UKW-Sende-Empfangsanlagen Headsets (Sprechfunkgarituren) zur Verfügung.
- Der SSR-Transponder von Flugzeug A wurde im Modus A und C (mit Druckhöhenübermittlung), jener von Hubschrauber B im Modus A (ohne Druckhöhenübermittlung) betrieben.
- Die Rekonstruktion des Flugwegs von Flugzeug A anhand der Radaraufzeichnungen in Verbindung mit der Aufzeichnung der Motorsteuereinheit (ECU) weist während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß auf eine Rechtskurve im Steigflug und eine abnehmende Geschwindigkeit über Grund hin. Die rekonstruierte Flughöhe zu Beginn des von der ECU aufgezeichneten Öldruckabfalls beträgt ca. 1740 ft MSL mit anschließendem Höhenverlust. Die größte von der SSR-Bodenanlage Wien

aufgezeichnete Druckhöhe im Steigflug betrug FL 18 (1800 ft +/- 50 ft ohne Anzeigefehler) mit anschließendem Höhenverlust.

- Die Rekonstruktion des Flugwegs von Hubschrauber B anhand der Radaraufzeichnungen in Verbindung mit der Aufzeichnung des GPS-Empfängers weist während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß auf eine Linkskurve am Übergang vom Sinkflug in den Horizontalflug bei annähernd konstanter Geschwindigkeit über Grund hin. Die letzte vom GPS-Empfänger aufgezeichnete Flughöhe betrug ca. 1900 ft im Horizontalflug.
- Die mittlere Steigrate von Flugzeug A betrug ca. 600 ft/min (Höhengewinn in 30 Sekunden ca. 300 ft) bei einer mittleren wahren Fluggeschwindigkeit von ca. 110 KTAS.
- Die Steigrate von Flugzeug A betrug laut Flughandbuch bei maximaler Start- bzw. Dauerleistung (LOAD 100 %) und bei den herrschenden Bedingungen ca. 830 ft/min bei der Geschwindigkeit des besten Steigens  $v_y$  von 60 KIAS und ca. 740 ft/min im Reisesteigflug bei einer Geschwindigkeit von 68 KIAS.
- Die während des Steigfluges von Flugzeug A von der ECU aufgezeichnete Leistungshebelstellung und Kurbelwellendrehzahl entsprechen der maximalen Start- bzw. Dauerleistung (LOAD 100 %).
- Seitens des Motorherstellers von Flugzeug A wird eine Reiseleistung von 70 % empfohlen.
- Am Ziffernblatt der Ladedruckanzeige von Hubschrauber B war bei ca. 20,5 in. Hg ein Zeigerabdruck vorhanden. Bei den herrschenden Bedingungen betrug der Ladedruck bei maximaler Dauerleistung ca. 23,5 in. Hg und bei maximaler Startleistung ca. 25,1 in. Hg.
- Für den Beladezustand von Hubschrauber B galt laut Flughandbuch im Reiseflug zur Vermeidung gefährlicher Flugzustände (Main Rotor Stall, Mast Bumping) oder in Turbulenz ein zulässiger Bereich der Fluggeschwindigkeit im Reiseflug von 60 bis 117 KIAS. Bei Leistungsverlust bzw. Triebwerksausfall ist eine Fluggeschwindigkeit von 55 KIAS für geringstes Sinken bzw. 90 KIAS für besten Gleitwinkel vorgesehen.
- Die Auswertung der Sprechfunk- und Radaraufzeichnungen sowie des Schaltzustandes der Sicherungen für die UKW-Sende-Empfangsanlagen von Flugzeug A und Hubschrauber B in Verbindung mit den schriftlichen Aufzeichnungen der Anflugkontrollstelle Wien und den Angaben des Flugplatzbetriebsleiters von Wr. Neustadt-Ost erbrachte keine Hinweise auf einen Ausfall der Bord-Boden Sprechfunkverbindung oder Meldungen über eine Not- oder Dringlichkeitslage vor dem Zusammenstoß.
- Flugzeug A war mit weißen Blitzlichtern an den Flügelspitzen und Hubschrauber B mit einem roten Zusammenstoßwarnlicht auf der Oberseite des Heckauslegers ausgerüstet. Beide Luftfahrzeuge waren mit Landescheinwerfern ausgerüstet. Die

Untersuchung erbrachte keine Hinweise auf deren Betriebs- bzw. Schaltzustand zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes.

- Der Sicherungsautomat LANDING von Flugzeug A und die Sicherungen STROBE und LAND LT (press-to-reset) von Hubschrauber B befanden sich in Stellung ON (gedrückt).
- Die normalen Betriebsverfahren laut Flughandbuch sehen im Rahmen der Vorflugkontrolle eine Funktionsprüfung der Zusammenstoßwarnlichter von Flugzeug A vor und eine Sichtprüfung jener von Hubschrauber B.
- Keines der beiden Luftfahrzeuge war mit einer bordseitigen Kollisionsschutzanlage bzw. einem Verkehrsinformationssystem oder mit einem System zur Projektion von Flugdaten auf der Windschutzscheibe (HUD) ausgerüstet.
- Die Rekonstruktion von Masse und Schwerpunkt der beiden Luftfahrzeuge erbrachte keine Hinweise auf eine Überschreitung der Betriebsgrenzen.
- Die Rekonstruktion des Kraftstoffvorrats der beiden Luftfahrzeuge erbrachte keine Hinweise auf Kraftstoffmangel.
- Die Glühfäden der Warnleuchten OIL, CLUTCH, GOV OFF und LOW RPM von Hubschrauber B wiesen Merkmale stoßartiger Belastung im aktivierten Zustand auf. Die systemrelevanten Sicherungen (press-to-reset) befanden sich in Stellung ON (gedrückt).
- Die Warnleuchten von Flugzeug A waren in das Garmin G1000™-System integriert und nicht auswertbar.
- Die durchgeführten Untersuchungen an den Triebwerken, Kraftstoffsystemen sowie Antriebs- und Steuerungskomponenten der beiden Luftfahrzeuge erbrachten keine Hinweise auf einen Ausfall, eine Fehlfunktion oder einen Mangel.
- Das Metallsieb des zwischen Haupttank und Vergaser befindlichen Kraftstofffilters von Hubschrauber B (Gascolator) befand sich nicht in korrekter Einbaulage. Im Vergaser wurden keine Ablagerungen durch verunreinigten Kraftstoff gefunden.
- Die Aufzeichnung der ECU von Flugzeug A dokumentiert die in den normalen Betriebsverfahren gemäß Flughandbuch vorgesehenen Überprüfungen der ECU (Selbsttest) und des Schalters ECU SWAP vor dem Start und wies für die Dauer des Unfallfluges keinen Umschaltvorgang zwischen den Kanälen ECU A und ECU B auf.
- Das Wrack von Helikopter B lag ca. 450 m nordwestlich des Wracks von Flugzeug A.
- Etwa 300 bis 400 m nordöstlich des Wracks von Flugzeug A lagen Teile des Höhenleitwerks und der linken Tragfläche.

- Etwa 150 bis 200 m südöstlich bzw. südwestlich des Wracks von Hubschrauber B lagen Teile des Haupt- und Heckrotors sowie des Leitwerks.
- Die untersuchten Schäden an beiden Luftfahrzeugen wiesen ausschließlich Merkmale von Gewaltbrüchen durch mechanische Fremdeinwirkung bzw. Aufschlag am Boden auf.
- Die linke Tragfläche von Flugzeug A war in Höhe des Tankeinfüllstutzens von links vorne nach rechts hinten durchtrennt. Die Bruchränder schlossen mit der Flugzeuglängsachse einen Winkel von ca. 45° ein.
- Der Verformung des Tankeinfüllstutzens von Flugzeug A entspricht ein Anprall des Hauptrotormastes von Hubschrauber B von vorne, wenn der Tankeinfüllstutzen den Mast von links unten nach rechts oben in einem Winkel zwischen 45° und 90° schneidet.
- Die schwarz lackierte lange Stoßstange des linken Querruders von Flugzeug A war in Höhe der Flügeltrennstelle nach hinten durchtrennt und analog dem Tankeinfüllstutzen verformt.
- Am vorderen Flügelholm des abgetrennten Teils der linken Tragfläche von Flugzeug A waren blauer Abrieb und gelbe Lacksplitter der Rumpf-Lackierung von Hubschrauber B zuordenbar.
- Auf der Oberseite des abgetrennten Teils der linken Tragfläche von Flugzeug A war Farbabrieb den orange lackierten Hauptrotorblättern von Hubschrauber B zuordenbar.
- Die Höhenflosse von Flugzeug A war um die Längsachse gegen den Uhrzeigersinn und um die Hochachse im Uhrzeigersinn aus der Verankerung in der Seitenflosse gebrochen.
- Auf der Oberseite der linken Höhenflosse von Flugzeug A befindlicher Farbabrieb und auf der Unterseite der rechten Höhenflosse befindlicher schwarzer Abrieb mit wabenartigem Muster den orange und schwarz lackierten Hauptrotorblättern in Honeycomb-Bauweise von Hubschrauber B zuordenbar.
- Die Blechverkleidung des Hauptrotormastes von Hubschrauber B wies auf der Vorderseite eine Anprallstelle mit schwarzem Abrieb auf.
- Die vor dem Hauptrotormast von Hubschrauber B verlaufenden Steuerstangen waren in Höhe der Trennstelle des Mastes analog den Abmessungen des verformten Tankeinfüllstutzens und der durchtrennten Flügelholme von Flugzeug A nach hinten gebogen bzw. flach zusammengepresst.
- Der Hauptrotormast von Hubschrauber B war gewaltsam nach hinten gebrochen. Die Mastvorderseite war nach hinten deformiert mit einem der Hauptrotormastverkleidung zuordenbaren Abdruck eines Gewindeschafftes.



- Die Hauptrotorwelle von Hubschrauber B war geknickt.
- Das Leitwerk von Hubschrauber B war am Anschlussbeschlag nach hinten gebrochen. Die gelb und blau lackierte obere vertikale Stabilisierungsflosse war nach links hinten verformt und wies auf der rechten Flossenseite eine Anprallstelle auf, welche analog dem Nasenradius des abgetrennten Teils der linken Tragfläche von Flugzeug A verformt war, mit weißen und schwarzen Materialauftragungen analog den in der Flügelnase von Flugzeug A verwendeten Materialien.
- Die Rotorblätter von Hubschrauber B wiesen Verformungen und Brüche gegen die jeweilige Rotordrehrichtung auf. Ein Haupt- und ein Heckrotorblatt waren gebrochen.
- Die lange Heckrotorantriebswelle von Hubschrauber B war zweifach gebrochen. Das mittlere Wellenbruchstück wies am vorderen Bruchende einen Torsionsgewaltbruch und am hinteren Bruchende eine Verwindung jeweils in Wellendrehrichtung auf.
- Die rechte vordere Kabinentür von Hubschrauber B war ausgerissen. In der Kabine von Hubschrauber B lagen die Nasenleiste eines Propellerblatts und ein GFK-Bruchstück der Zelle von Flugzeug A.

### 3.1.2 Besatzungen

- Pilot A (Flugzeug A) und Pilot B (Hubschrauber B) waren Inhaber der zum Führen der von ihnen gesteuerten Luftfahrzeuge erforderlichen gültigen Zivilluftfahrerscheine mit den zur Durchführung der gegenständlichen Flüge erforderlichen Berechtigungen.
- Pilot A war berechtigt, im Auftrag des Flugzeugherstellers die Boden- und Flugprüfung von Luftfahrzeugen des Musters DA40D durchzuführen. Die Berechtigung schloss Erprobungsflüge außerhalb von Erprobungsbereichen nach Instrumentenflugregeln ein.
- Die von Pilot A durchgeführten Erprobungsflüge auf Luftfahrzeugen des Musters DA40D wurden überwiegend ohne zweiten Piloten durchgeführt einschließlich solcher nach Instrumentenflugregeln.
- Hinweise auf einen beeinträchtigten Zustand der beiden Piloten, insbesondere durch Einwirkung von Müdigkeit oder die Flugtauglichkeit beeinträchtigenden Substanzen, liegen nicht vor.
- In den Blutproben der beiden Piloten waren Spuren von Nikotinstoffwechselprodukten nachzuweisen. Regelmäßiger Nikotinkonsum kann sich Gesichtsfeld einengend auswirken.
- Beide Piloten hatten wiederholt Flüge nach Sichtflugregeln im Flugplatzverkehr von Wr. Neustadt-Ost durchgeführt.

### 3.1.3. Flugbetrieb

- Pilot A (Flugzeug A) befand sich auf einem Prüfflug auf Basis der Genehmigung des Luftfahrzeugherstellers als EASA Herstellungsbetrieb, welcher nach Sichtflugregeln am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost begonnen wurde und nach Instrumentenflugregeln zum Flughafen Graz fortgesetzt werden sollte.
- Pilot B (Hubschrauber B) befand sich auf einem Überstellungsflug nach Sichtflugregeln zum Flugplatz Wr. Neustadt-Ost.
- Auf den untersuchten Sprechfunkaufzeichnungen der Fluginformationszentrale Wien und der Anflugkontrollstelle Wien ist kein Sprechfunkverkehr mit dem Hubschrauber B dokumentiert.
- Hinweise auf einen über Verlangen von Pilot B von der Fluginformationszentrale Wien bzw. von der Anflugkontrollstelle Wien (innerhalb der TMA Wien) ausgeübten eingeschränkten Radar-Informationsdienst, z.B. Verkehrsinformationen, liegen nicht vor.
- Beide Piloten waren allein an Bord.
- Weder im Flugzeug A noch im Hubschrauber B wurden frei liegende Luftfahrtkarten bzw. -informationen über das in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarte Sichtflugverfahren des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost gefunden.
- Pilot A verwendete eine Übersichtskarte des Luftraumes um Wien. Zusätzlich waren an Bord von Flugzeug A mit dem Garmin G1000™-System in der JEPPESEN®-Datenbank gespeicherte Luftfahrtinformationen abrufbar.
- An Bord von Hubschrauber B befand sich eine Ringmappe mit der Luftfahrtkartensammlung BOTTLANG AIRFIELD MANUAL®, Herausgeber JEPPESEN, welche die alphabetisch eingeordnete Karte WIENER NEUSTADT/OST (LOAN) 19-1/19-2, Ausgabe 22 SEP 00, enthielt und deckungsgleiche Verformungen der Mappendeckel und benachbarten Kartenblätter aufwies.
- An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost sind mit der für den sicheren Flugbetrieb minimal erforderlichen Triebwerksleistung durchzuführen (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich).
- Bis zu einer Entfernung von 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost ist die für die Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF aufgetragene Überflughöhe von 1800 ft MSL beim Anflug und von 1500 ft MSL beim Abflug einzuhalten (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich).
- Die An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost sind nur entlang der in der Sichtflugkarte eingezeichneten An- und Abflugstrecken zulässig (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich).
- Südlich von Meldepunkt GOLF sind Abflüge im östlichen Teil des für An- und Abflüge über Meldepunkt GOLF vorgesehenen Sektors in 1500 ft MSL und Anflüge im

westlichen Teil in 1800 ft MSL durchzuführen. Der Sektor erstreckt sich über eine Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost (Sichtflugkarte LOAN lt. AIP Österreich).

- Der Zusammenstoß ereignete sich südlich von Meldepunkt GOLF im für Anflüge vorgesehenen westlichen Teil des Sektors in einer Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt und in einer Flughöhe von ca. 1800-1900 ft MSL.
- Bei Anflügen mit Sprechfunkverbindung ist mit der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost spätestens zwei Minuten vor dem Überflug von Pflichtmeldepunkt GOLF Funkkontakt aufzunehmen (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich).
- Pilot B stellte eine Sprechfunkverbindung mit der Bodenfunkstelle des Flugplatzes her, nachdem sich Pilot A von der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost abgemeldet hatte.
- Über Absprachen von Pilot A oder Pilot B mit dem Flugplatzbetriebsleiter über Abweichungen von den Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich liegen keine Informationen vor. Die Untersuchung erbrachte keine Hinweise auf eine zwingende Notwendigkeit zu Abweichungen.
- Die im BOTTLANG AIRFIELD MANUAL beschriebenen Routen für An- und Abflüge zum bzw. vom Meldepunkt GOLF wichen hinsichtlich des lateralen Verlaufs von der in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbarten Sichtflugkarte Wr. Neustadt-Ost ab.
- Der Abflug von Flugzeug A erfolgte über die Meldepunkte ABEAM UMSPANNWERK und GOLF im Horizontalflug in FL 15 (Druckhöhe 1500 ft +/- 50 ft ohne Anzeigefehler). Der Steigflug auf FL 18 (Druckhöhe 1800 ft +/- 50 ft ohne Anzeigefehler) wurde in einer Entfernung von mehr als 6 km vom Flugplatzbezugspunkt Wr. Neustadt-Ost eingeleitet. Standortmeldungen von Pilot A beim Passieren der Meldepunkte sind weder vorgeschrieben noch dokumentiert.
- Hubschrauber B befand sich im Anflug zum Meldepunkt GOLF („Inbound GOLF“). Standortmeldungen von Pilot B nach dem Herstellen der Sprechfunkverbindung mit der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost sind nicht dokumentiert.
- Pilot A stellte beim Überfliegen von Meldepunkt GOLF um 12:11:23 Uhr eine Sprechfunkverbindung mit der Anflugkontrollstelle Wien her, schaltete anschließend den von der Flugverkehrskontrollstelle aufgetragenen SSR-Transpondercode und ging nach Zurücklesen des QNH Wien vom Horizontalflug in den Steigflug über.
- Das Autopilot-System von Flugzeug A muss laut Flughandbuch im Steigflug unterhalb von 800 ft AGL deaktiviert sein.
- Die Übermittlung der Streckenflugfreigabe für Flugzeug A verzögerte sich.
- Um 12:12:25 Uhr meldete die Anflugkontrollstelle Wien Flugzeug A identifiziert.

- Der Zusammenstoß ereignete sich um 12:12:10 Uhr ca. 2,1 km südwestlich von Meldepunkt GOLF in dem für An- und Abflüge zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost über Meldepunkt GOLF festgelegten Sektor bzw. ca. 7,2 km südlich des Flugplatzbezugpunktes Wr. Neustadt-Ost im unkontrollierten Luftraum der Klasse G in einer Höhe von weniger als 3000 ft MSL bzw. 1000 ft AGL.
- Am Flugplatz Wr. Neustadt-Ost (Luftraumklasse G) waren während des für den Zusammenstoß relevanten Zeitraumes zwischen 12:00 und 13:00 Uhr Sichtflugwetterbedingungen und Tageslicht gegeben. Die für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost verlaubte Bodensicht betrug ca. 30 km und die Höhe der Untergrenze der niedrigsten Wolkenschicht ca. 4900 ft MSL.
- Die Rekonstruktion der Windverhältnisse in ca. 1800-1900 ft MSL ergibt einen Höhenwind aus ca. 285° mit ca. 15 kt.
- Für den Flughafen Wien-Schwechat war als Bezugsluftdruck QNH 1013 hPa verlaubar.
- Vom Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost wurde als Bezugsluftdruck QNH 1015 hPa übermittelt.
- Der Flugplatz Wr. Neustadt-Ost verfügt über keine zugelassene Luftdruckmessanlage. Abflüge vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost, welche das "VFR/IFR climb out procedures LOAN" befliegen, verwenden das QNH Wien.
- Die Einstellung des Bezugsluftdrucks von Flugzeug A am Höhenmesser #1 (G1000™ PFD) war nicht rekonstruierbar. Nach dem Zusammenstoß befand sich die Einstellung des Bezugsluftdrucks am Höhenmesser #2 (Backupinstrument) zwischen 1014 und 1015 hPa.
- Nach dem Zusammenstoß befand sich die Einstellung des Bezugsluftdrucks von Hubschrauber B am Höhenmesser #1 bei 1013 hPa. Höhenmesser #2 war weder im Hubschrauber noch am Vorfallsort auffindbar.
- Zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes stand die Sonne südsüdwestlich des Kollisionspunktes und herrschte Bewölkung mit einer Gesamtbedeckung von 3 bis 4 Achtel.
- Der Vorfall ereignete sich außerhalb von Bereichen mit Vereisungsbedingungen. Beim Betrieb von Kolbentriebwerken war bei Reiseflugleistung mit mäßiger Vergaservereisung, bei reduzierter Motorleistung, z.B. Sinkflug, mit schwerer Vergaservereisung zu rechnen.
- Im Hubschrauber B war die Vergaservorwärmung selektiert.
- Für Flugzeug A und Hubschrauber B wurde kein Flugverkehrskontrolldienst ausgeübt.

- Die Anflugkontrollstelle Wien übte für Flugzeug A Fluginformationsdienst aus.
- Die Übermittlung von Verkehrsinformationen über andere Flüge, soweit dies möglich war, durch die Anflugkontrollstelle Wien an Flugzeug A ist nicht dokumentiert. Innerhalb unkontrollierter Lufträume der Klasse G ist die Übermittlung von Ratschlägen für Ausweichmanöver auf Verlangen von Piloten nicht vorgesehen.
- Der Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost gab Hubschrauber B lokale flugbetriebliche Informationen (Sichtflugverfahren LOAN lt. AIP Österreich).
- Das im Flugplatzverkehr Wr. Neustadt-Ost befindliche Flugzeug A war nicht Bestandteil der an Pilot B übermittelten Landeinformation. Die Übermittlung von Verkehrsinformationen durch andere Stellen als Flugverkehrsdienststellen oder Flugplatz-Fluginformationsstellen war nicht vorgesehen.
- Eine Ermächtigung als Flugplatz-Fluginformationsstelle zur Ausübung des Fluginformationsdienstes liegt für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost nicht vor.
- Informationen über anderen Verkehr im Flugplatzverkehr von Wr. Neustadt-Ost, der sich dem Meldepunkt GOLF näherte, liegen nicht vor.
- Die Initiierung von Ausweichmaßnahmen durch Pilot A oder Pilot B ist nicht dokumentiert.
- Der Abstand der beiden Luftfahrzeuge 30 Sekunden vor dem Zusammenstoß betrug ca. 1,8 NM.
- Während der letzten 30 Sekunden bis zum Zusammenstoß vergrößerte sich die Kursdifferenz über Grund von ca. 135° auf ca. 165° (mittlere Kursdifferenz ca. 150°). Die mittlere Geschwindigkeit über Grund von Flugzeug A betrug ca. 105 kt jene von Hubschrauber B ca. 125 kt. Die mittlere Annäherungsgeschwindigkeit der beiden Luftfahrzeuge bezogen auf die relative Horizontalbewegung betrug ca. 225 kt.
- Flugzeug A bewegte sich auf einem Kurs über Grund von ca. 200° bis ca. 220° östlich der im Flugplan angegebenen Flugverkehrsstrecke (ATS-Route) P978, welche in Richtung ca. 195° zum VOR GRZ verlief. Die rechtweisende Peilung QUJ vom Flugzeug A zum Standort des VOR GRZ betrug zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes ca. 215°.
- Hubschrauber B bewegte sich auf einem Kurs über Grund von ca. 065° bis ca. 055°. Die rechtweisende Peilung QUJ vom Hubschrauber zum Meldepunkt GOLF betrug zum Zeitpunkt des Zusammenstoßes ca. 030°.

### 3.1.4 Flugverkehrsdienste

- Die beim Anfliegen oder Abfliegen zum bzw. vom Flugplatz Wr. Neustadt-Ost von der Austro Control GmbH mit Rücksicht auf die Sicherheit der Luftfahrt und zur Verminderung von Lärmbelastigungen aufgetragenen Verfahren (Sichtflugverfahren LOAN) wurden im Einvernehmen mit dem Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie als Aufsichtsbehörde festgelegt.

- Hinsichtlich der Umstände und Vorschriften, welche für die Festlegung der Sichtflugverfahren Wr. Neustadt-Ost maßgeblich waren, liegen seitens der Austro Control GmbH und des Bundesministeriums für Verkehr, Innovation und Technologie keine Angaben vor.
- Die Sichtflugverfahren Wr. Neustadt-Ost waren in luftfahrtüblicher Weise (AIP) verlautbart. Allfällige Berichtigungen oder Ergänzungen durch NOTAM oder AIP SUP waren nicht verlautbart.

### 3.1.5 Überlebensaspekte

- Beim Zusammenstoß wurden bei Flugzeug A die linke Tragfläche zwischen Landeklappen und Querruder durchtrennt und das Höhenleitwerk abgetrennt. Bei Helikopter B brach der Hauptrotormast und wurden Teile der Hauptrotorblätter, ein Heckrotorblatt und das Leitwerk abgetrennt.
- Rettungsgeräte oder -fallschirme waren nicht Bestandteil der Ausrüstung der beiden Luftfahrzeuge.
- Beide Piloten erlitten tödliche Verletzungen.
- Der Vorfall war nicht überlebbar.
- Es brach kein Brand aus.

## 3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Der Zusammenstoß ist auf das für ein Ausweichen der Luftfahrzeuge zu spätes Erkennen der Zusammenstoßgefahr zurückzuführen.

Zur Erhöhung der Zusammenstoßgefahr haben beigetragen:

- Fehlerhafte Luftfahrtkarten eines privaten Navigationsdienstleisters
- Mangelhafte Befolgung der in luftfahrtüblicher Weise verlautbarten Sichtflugverfahren
- Mangelhafte Hörbereitschaft auf der Sprechfrequenz der Bodenfunkstelle des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost in Flugplatznähe
- Mangelhafte Luftraumbeobachtung in Flugplatznähe
- Mangelhafte Berücksichtigung der Verkehrsabläufe des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost in Flugplatznähe
- Fehlende Standortmeldungen im Flugplatzverkehr des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost
- Fehlende Information über Flugplatzverkehr des Flugplatzes Wr. Neustadt-Ost

- Hohe Arbeitsbelastung im Cockpit
- Mangelhafte Umsetzung des Prinzips „Sehen und Ausweichen“ (See and Avoid) bei der Flugdurchführung
- Mangelhafte Berücksichtigung des Prinzips „Sehen und Ausweichen“ (See and Avoid) bei der Festlegung von Sichtflugverfahren\*)
- Annäherung auf Gegenkursen mit hoher Relativgeschwindigkeit
- Nichtverfügbarkeit bordseitiger Assistenzsysteme zur Früherkennung von Zusammenstoßgefahren

\*) Anmerkung: Das Sichtflugverfahren für den Flugplatz Wr. Neustadt-Ost wurde nach dem gegenständlichen Unfall zugunsten eines Einbahnsystems für An- und Abflüge geändert.

## 4 Sicherheitsempfehlungen

SE/UUB/LF/5/2016, ergeht an die im Austrian State Safety Programme (SSP) Steering Committee vertretenen nationalen Zivilluftfahrtbehörden der Republik Österreich und an die EASA:

Auf die anlässlich der Untersuchung des Zusammenstoßes eines Motorflugzeuges Type DV20 und eines Hubschraubers Type AS 332 am 05.03.2007, um 09:53 Uhr UTC im Platzbereich des Flugplatzes Zell am See, Salzburg (GZ. BMVIT-85.121/0002-II/BAV/UUB/LF/2008) von der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes herausgegebene Sicherheitsempfehlungen Nr. SE/UUB/LF/02/2008 wird nochmals hingewiesen:

### **SE/UUB/LF/02/2008 - Zusammenstoßwarngeräte**

Die Empfehlungen aus früheren Untersuchungen der UUB (bzw der FUS) zu einer Verwendung von Zusammenstoßwarngeräten muss nach diesem Zusammenstoß und einem ähnlichen im November 2006 in der Nähe von Wr. Neustadt eindringlich wiederholt werden.

So sollten seitens der EASA die Voraussetzungen für die Entwicklung von Vorschriften hinsichtlich Technik, Einbau und Zertifizierung von kostengünstigen Zusammenstoßwarngeräten für die Allgemeine Luftfahrt geschaffen werden.

Es sollte auch eine mögliche Subventionierung von Zusammenstoßwarngeräten überlegt werden (Aero-Club, Steuerbefreiung usw).

*Welches der verfügbaren (auf gegenseitiger Funkabfrage bzw auf Transpondererkennung basierend) oder der in Erprobung befindlichen Systeme (satellitengestützte Verarbeitung von Transpondersignalen, ADS-B, bzw RFID-Technologie in Verbindung mit GPS) zum Einsatz kommen sollen, wird noch zu diskutieren sein.*

*Testflüge mit allen derzeit erhältlichen Systemen durch die UUB haben jedenfalls eindrücklich die Wirksamkeit solcher Systeme bestätigt.*

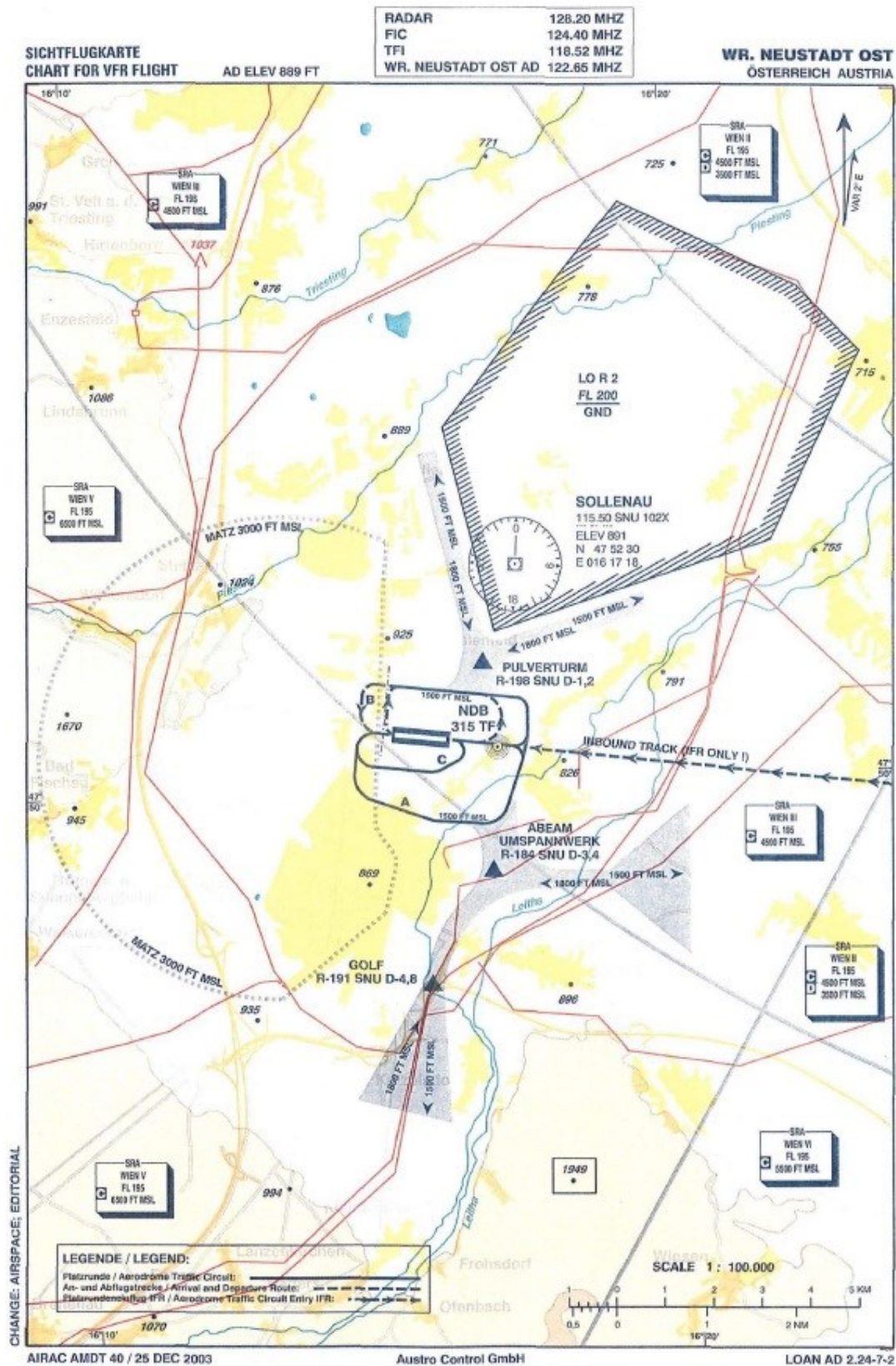
Wien, am 20.06.2016  
Bundesanstalt für Verkehr  
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes  
Bereich Zivilluftfahrt

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde vom Leiter 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.

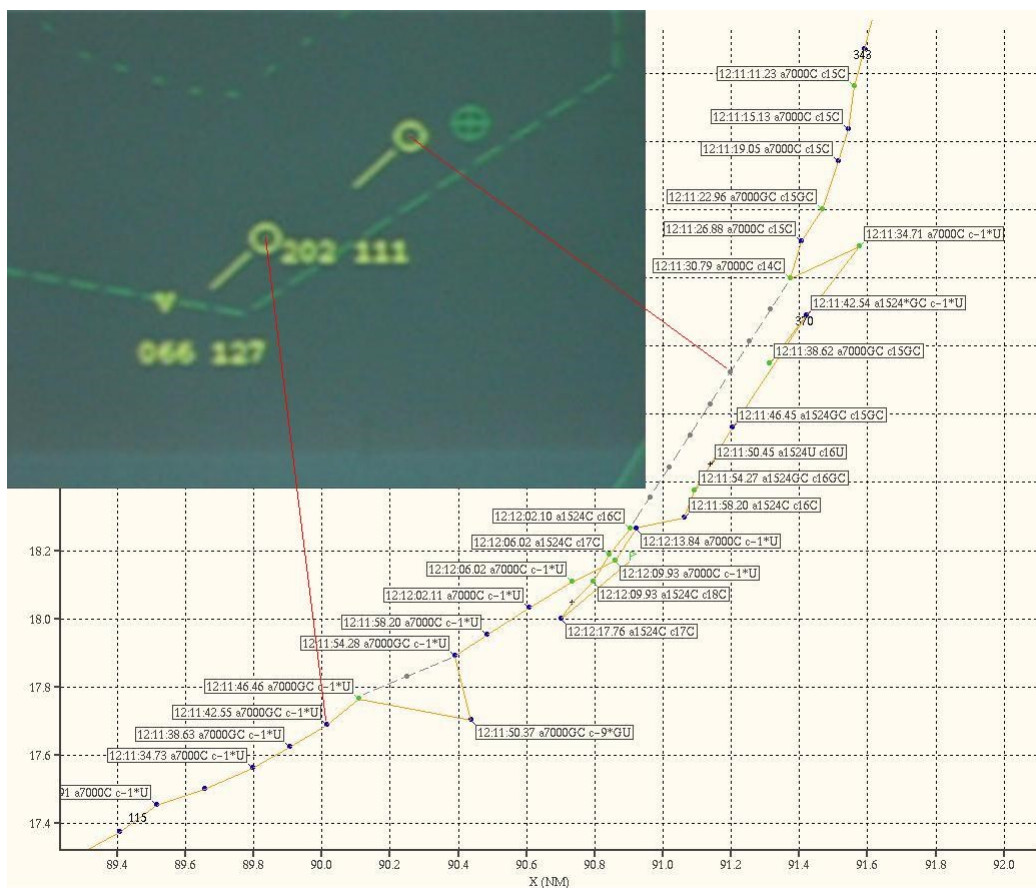
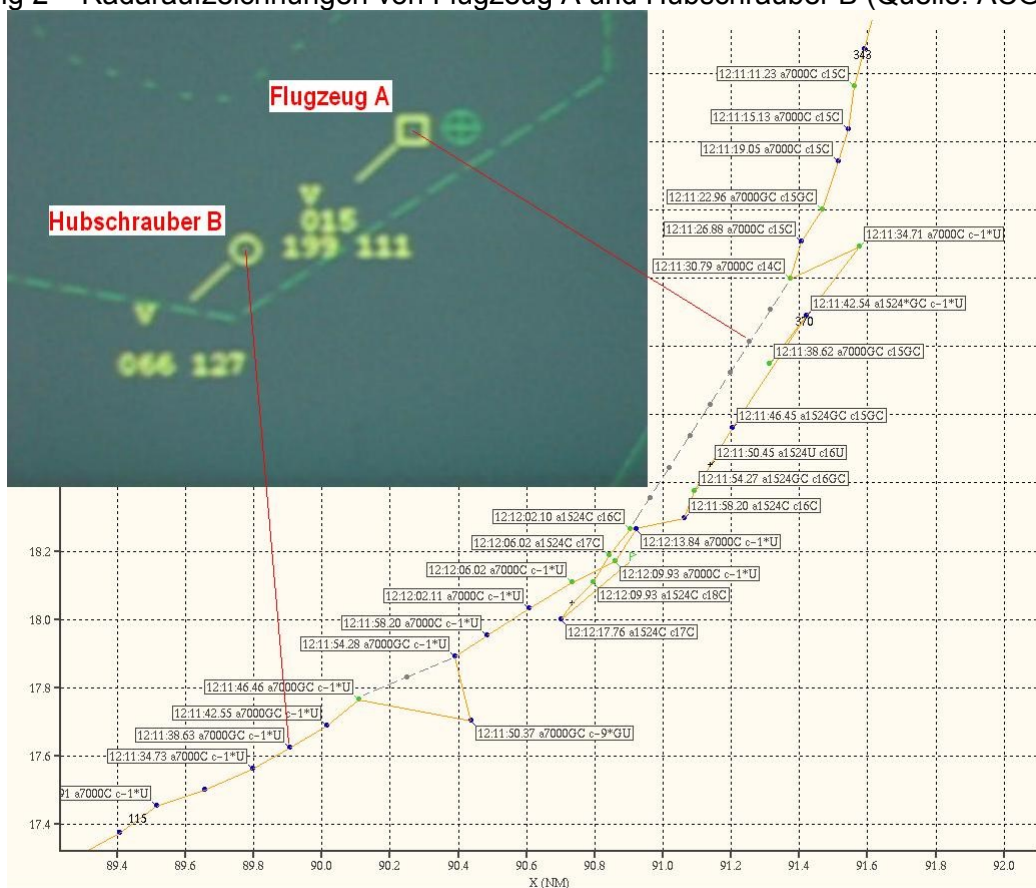


## Anhänge

## Anhang 1 - Sichtflugkarte LOAN AD 2.24-7-2 (Quelle: AIP Österreich):

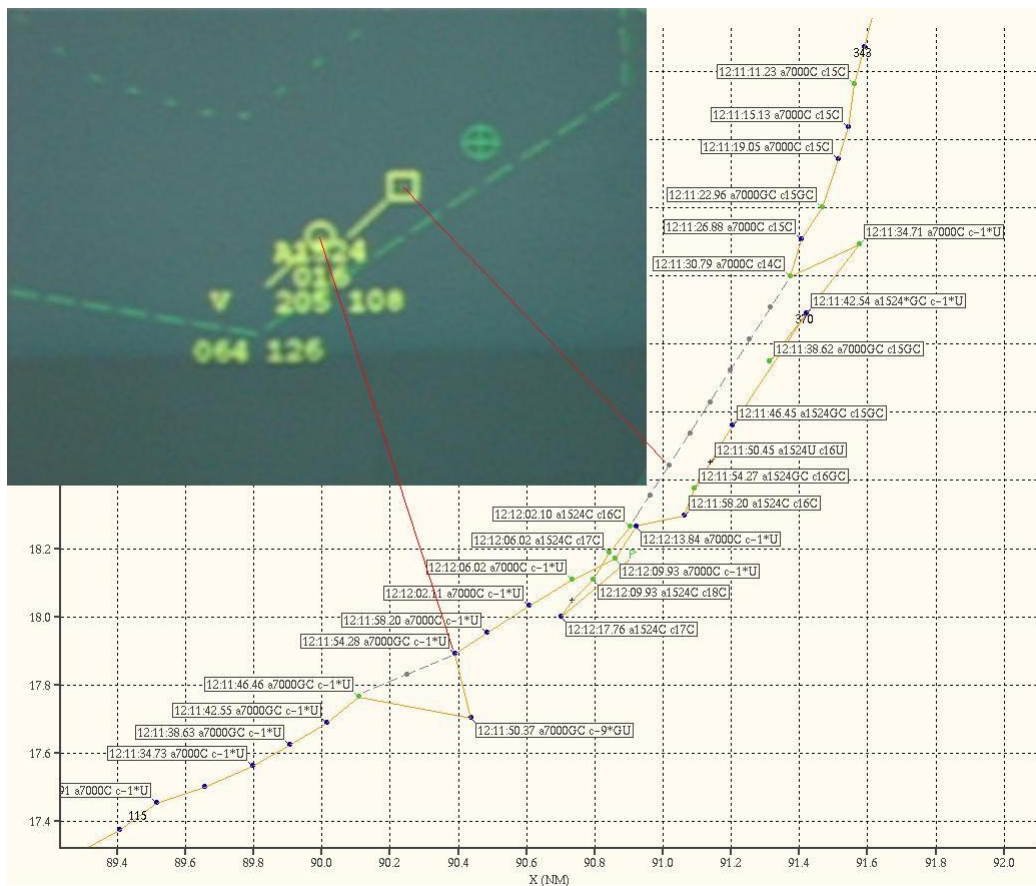


## Anhang 2 – Radaraufzeichnungen von Flugzeug A und Hubschrauber B (Quelle: ACG)

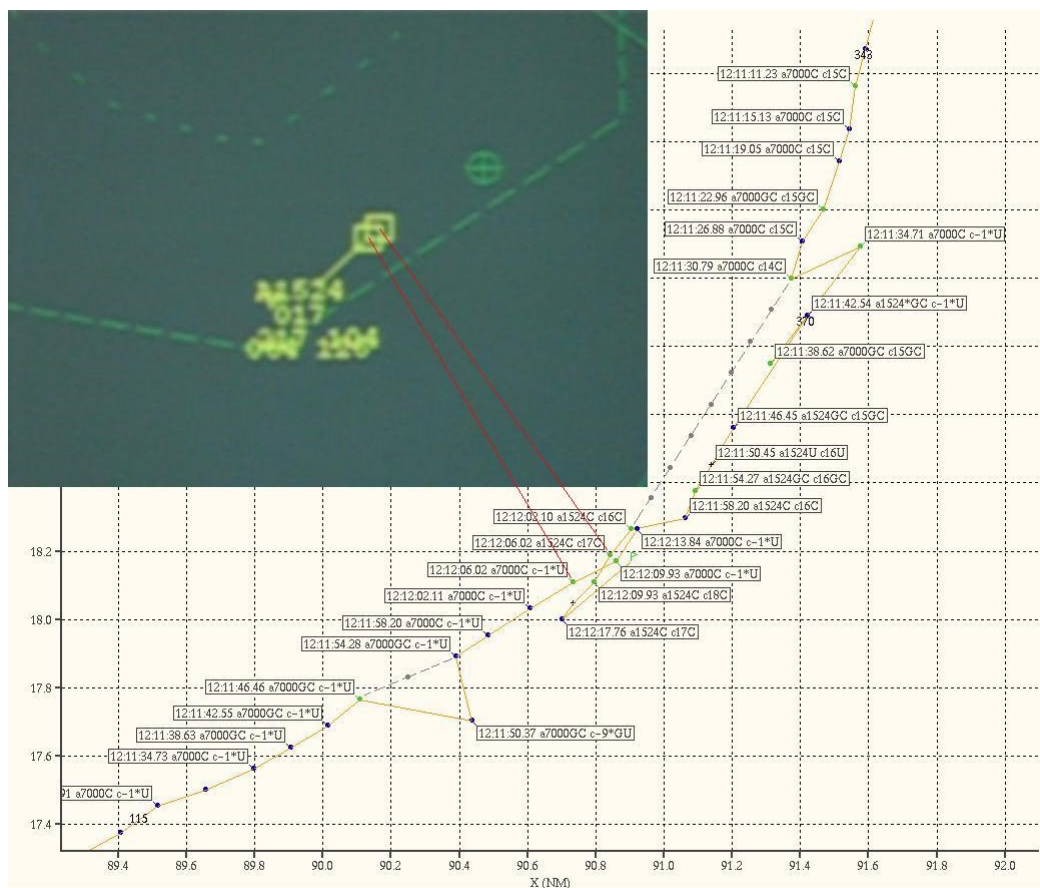
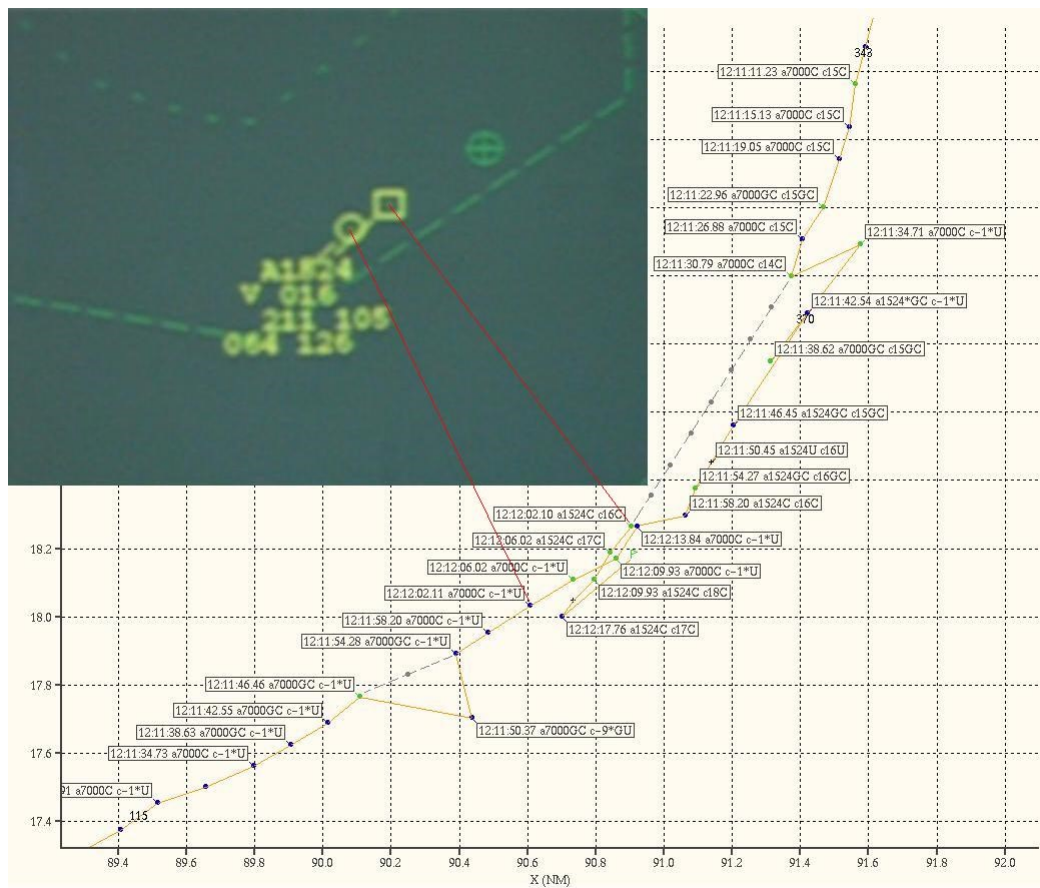


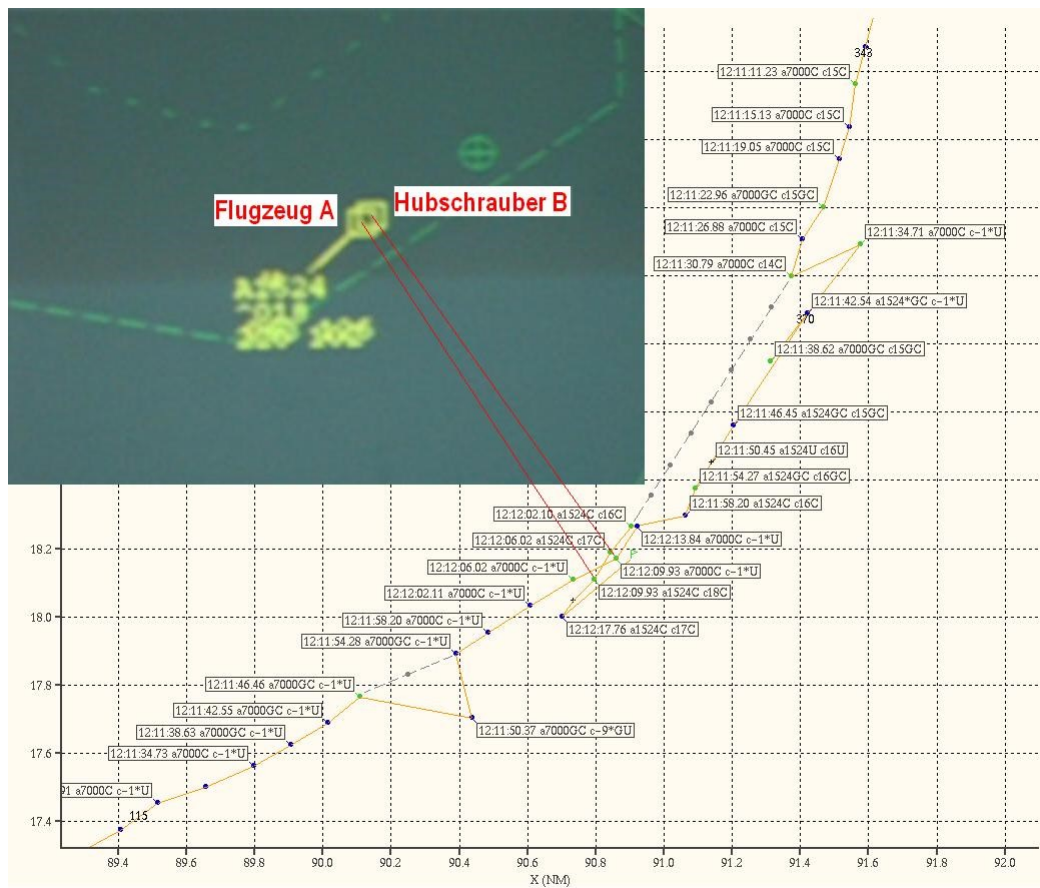












### Anhang 3 - Stellungnahmeverfahren (Konsultation) gemäß Art. 16 (4) Verordnung (EU) Nr. 996/2010

Der Entwurf des Untersuchungsberichts in der Fassung vom 30.03.2016 wurde vor Veröffentlichung des Abschlussberichts an die betroffenen Behörden, einschließlich der Europäischen Agentur für Flugsicherheit („EASA“), versendet.

Binnen einer Frist von 60 Tagen (zuzüglich 2 Tagen für Postweg) sind Bemerkungen folgender Behörden bei der SUB eingegangen:

- USA (NTSB für den Entwurfs- und Herstellungsstaat sowie den betroffenen Inhaber der Musterzulassung und des Herstellers von Robinson R44)  
Keine Stellungnahme eingegangen.
- Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie (für den Eintragungs-, Betreiber-, Entwurfs- und Herstellungsstaat)  
Stellungnahme eingegangen, Leermeldung.
- Austro Control GmbH / Luftfahrtagentur (für die nationale Zivilluftfahrtbehörde sowie den betroffenen Inhaber der Musterzulassung und des Herstellers von Diamond DA40D, den Betreibern und die Such- und Rettungszentrale)  
Stellungnahme eingegangen, im endgültigen Untersuchungsbericht berücksichtigt.
- EASA  
Stellungnahme eingegangen, Leermeldung.

Anhang 4 - Stellungnahmeverfahren gemäß § 14 Abs. 1 erster und zweiter Satz iVm § 21 Abs. 2 UUG 2005 idgF

Neben den zuständigen Behörden (vgl. Anhang C) wurden den Beteiligten sowie betroffenen Personen und Stellen Gelegenheit gegeben, vom vorläufigen Untersuchungsbericht in der Fassung vom 30.03.2016 Kenntnis zu erlangen.

Binnen einer Frist von 60 Tagen (zuzüglich 2 Tagen für Postweg) sind schriftliche Äußerungen zu den für den Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen bei der SUB eingegangen:

- Zum Vorfallszeitpunkt Dienst habender Flugplatzbetriebsleiter Wr. Neustadt-Ost  
Keine Stellungnahme eingegangen.

- Hersteller der beteiligten Luftfahrzeuge

Diamond Aircraft Industries (Flugzeug A)

Stellungnahme eingegangen, im endgültigen Untersuchungsbericht berücksichtigt.

Robinson Helicopter Company (Hubschrauber B)

Keine Stellungnahme eingegangen.

- Halter der beteiligten Luftfahrzeuge (Betreiber)

Herstellungsbetrieb (Flugzeug A)

Stellungnahme eingegangen, im endgültigen Untersuchungsbericht berücksichtigt.

Zivilluftfahrerschule (Hubschrauber B)

Keine Stellungnahme eingegangen.

- Austro Control GmbH / Air Traffic Management (Fahrwegbetreiber/Flugsicherung)  
Keine Stellungnahme eingegangen.

- Angehörige der Opfer des Unfalles

Angehörige von Pilot A

Keine Stellungnahme eingegangen.

Angehörige von Pilot B

Keine Stellungnahme eingegangen.