

Untersuchungsbericht

Unfall mit dem Luftfahrzeug der Type Piper PA34-200T Seneca II,
am 01.04.2007, um ca. 10:15 Uhr UTC im Waldgebiet der Ossiacher Tauern,
Gemeinde Ossiach Bezirk Feldkirchen, ÖSTERREICH
Kärnten, A-9570
GZ.: 2020-0.787.699

Inhalt

Vorwort	5
Hinweis	6
Einleitung	7
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf	9
1.1.1 Flugvorbereitung	10
1.2 Personenschäden	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Andere Schäden	11
1.5 Besatzung	12
1.5.1 Pilot	12
1.6 Luftfahrzeug	12
1.6.1 Bord Dokumente	14
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung	14
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges	15
1.7 Flugwetter	15
1.7.1 Vorliegende Informationen am Unfalltag vom Flugwetterdienst der Austro Control GmbH	15
1.7.2 Wetterberatung des Piloten	24
1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse	25
1.8 Navigationshilfen	26
1.9 Flugfernmeldedienste und ATS	30
1.10 Flugschreiber	33
1.11 Angaben über Wrack und Aufprall	33
1.11.1 Unfallort	33
1.11.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile	36
1.11.3 Cockpit und Instrumente	37

1.11.4	Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	38
1.12	Medizinische und pathologische Angaben	38
1.13	Brand.....	38
1.14	Überlebensaspekte	38
1.14.1	Rückhaltesysteme	38
1.14.2	Evakuierung.....	39
1.14.3	Verletzungsursachen und Überlebenschancen.....	39
1.15	Weiterführende Untersuchungen	39
1.15.1	Technische Untersuchung	39
2	Auswertung	42
2.1	Flugbetrieb.....	42
2.1.1	Radaranalyse	42
2.1.2	Flugverlauf.....	53
2.1.3	Fernmeldedienste und ATS	57
2.1.4	Besatzung, Erfahrung, Verhalten	59
2.2	Luftfahrzeug.....	60
2.2.1	Wartung.....	60
2.2.2	Wrackbefund und Bruchsequenz.....	60
2.2.3	Mass and Balance.....	73
2.2.4	Trimmung	75
2.2.5	Autopilot.....	76
2.3	Flugwetter.....	79
3	Schlussfolgerungen	84
3.1	Befunde.....	84
3.1.1	Flugbetrieb	84
3.1.2	Luftfahrzeug	87
3.1.3	Flugwetter	89
3.1.4	Sonstige Angaben.....	89

3.2 Wahrscheinliche Ursachen	90
4 Sicherheitsempfehlungen.....	91
5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren	92
6 Beilage.....	93
6.1 Radardaten	93
6.2 Höhenrudertrimmung.....	98
6.2.1 Trimmspindel	98
6.2.2 Indikator	101
6.3 Spiralsturz	105
6.4 Fotobeilagen zu Kapitel 2.2	106
6.5 Autopilot	137
6.6 Mail Piper und NTSB	144
6.7 Telefonische Wetterberatung.....	145
Tabellenverzeichnis.....	148
Abbildungsverzeichnis.....	149
Verzeichnis der Regelwerke	153
Abkürzungen.....	154
Impressum.....	156

Vorwort

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

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

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

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Unfall, schweren Störung oder Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

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

Hinweis

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

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt.

§5 Abs 3 UUG 2005 idF BGBl. I Nr. 123/2005
Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung.

§5 Abs 2 UUG 2005 idF BGBl. I Nr. 123/2005
Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 2.

Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Privatperson
Betriebsart:	Flug nach Sichtflugregeln
Flugzeughersteller:	Piper
Musterbezeichnung:	PA43-200T
Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Staatszugehörigkeit:	Deutschland
Unfallort:	Waldgebiet der Ossiacher Tauern, Ossiach, Bez. Feldkirchen, Kärnten, A-9570, ÖSTERREICH
Koordinaten (WGS84):	N 46°41'8.33" / O 14°02'21.68"
Ortshöhe über dem Meer:	688 m
Datum und Zeitpunkt:	01.04.2007, 10:15 UTC

Kurze Darstellung des Unfalls

Das Luftfahrzeug befand sich auf einem VFR-Flug mit Flugplan von Ingolstadt (ETSI), Deutschland, Startzeit 09:00 UTC, nach Klagenfurt (LOWK) in FL110, als der Pilot wetterbedingt die Absicht in Klagenfurt (LOWK) zu landen verwarf, sich letztlich zur Umkehr zum Startflugplatz entschloss und sich nicht mehr in VMC-Bedingungen befand. Klagenfurt Radar gab Instruktionen für Kurs und Höhe, worauf das Luftfahrzeug nach groben Kurs-, Höhen- und Geschwindigkeitsschwankungen vom Radarschirm verschwand und bereits im Flug zerbrach.

Die Untersuchungen zeigten, dass sich das Luftfahrzeug in IMC befand und der nur für VFR-Flüge zertifizierte Pilot die Kontrolle über die Fluglage in Wolken verlor. Das Luftfahrzeug ging in einen Spiralsturz über und zerbrach wegen deutlicher Überschreitung der sicheren Betriebsgrenzen mit positiver Überlast. Das Luftfahrzeug war beim Aufprall nicht mehr vollständig.

Der vorgeschriebene Notsender ELT war eingebaut und wurde beim Aufprall zerstört.

Das Luftfahrzeug wurde zerstört, beide Insassen erlitten tödliche Verletzungen.

Der Bereitschaftsdienst der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes Fachbereich Luftfahrt wurde am 01. April 2007 um ca. 11:45 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß § 8 Abs. 2 UUG 2005 idF BGBl. I Nr. 123/2005 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß § 21 Abs. 1 UUG 2005 idF BGBl. I Nr. 123/2005 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

Eintragungsstaat:	Deutschland
Betreiberstaat:	Ungarn
Entwurfsstaat:	USA
Herstellerstaat:	USA

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund

- der Aussagen von unabhängigen Zeugen am Boden
- der Abschrift einer Tonaufzeichnung der individuellen telefonischen Wetterberatung in Berlin
- des ATC-Flugplans
- Radaraufzeichnungen
- eines Tonbandprotokolls des Funksprechverkehrs
- der Wrackanalyse
- eines Messflugs

wie folgt rekonstruiert:

Der verantwortliche Pilot holte am Unfalltag um 06:22 UTC eine individuelle telefonische Wetterberatung beim Deutschen Wetterdienst ein. Vom verantwortlichen Piloten wurde ein VFR-Flugplan für den 01.04.2007 aufgegeben. Es liegen keine Tankbelege vor. Im Bordbuch gab es keine Vermerke zu vorhergehenden Betankungen. Am Copilotensitz befand sich eine sachkundige Passagierin. Im Funksprechverkehr trat diese Person nicht in Erscheinung. Es waren keine weiteren Personen an Bord. In den Gepäcksräumen befand sich mindestens eine leichtgewichtige Reisetasche. Es liegen die wesentlichen Radaraufzeichnungen der Radarstationen Koralpe als Listing in einer Textdatei vor. Die Erfassung beginnt um 10:00:02 UTC und endet um 10:14:44 UTC. Die Stationen Graz und Feichtberg haben diesen Flug teilweise miterfasst. Die lückenlose Aufzeichnung konnte nur durch die Station Koralpe sichergestellt werden. Vom Tonband (ohne Zeitspur) zur Sprechfunkaufzeichnung zwischen dem Piloten und dem Controller von Klagenfurt Radar wurde von der Austrocontrol GmbH eine Abschrift angefertigt, diese wurde akustisch auf einem digitalen Tonträger aufgezeichnet und lag zur Untersuchung vor. Wegen Schlechtwetters änderte der Pilot die Destination zuerst auf den Ausweichflugplatz Graz (LOWG) und ebenfalls wegen Schlechtwetters dann zurück zum Flugplatz Eggenfelden (EDME), der sich in der Nähe des Startflugplatzes Ingolstadt (ETSI) befindet. Die Umkehrkurve nach links ist auf der Radarspur ersichtlich und der Pilot teilte auf Nachfrage dem Controller während dieser Umkehrkurve um 10:12:29 UTC mit, in IMC zu sein.

Klagenfurt Radar hat den Piloten mit der Anweisung nach Norden zu fliegen und auf Flugfläche 120 zu steigen unterstützt. Es folgten Kurs-, Geschwindigkeits- und Höhenschwankungen mit hohen Raten. Die Radaraufzeichnung endete in Flugfläche 096 um 10:14:43 UTC. Der Kontroller versuchte noch ca. 2 Minuten lang, den Piloten zu kontaktieren, bekam aber keine Antwort. Er löste daraufhin den Alarm aus. Um 10:17:00 UTC wurde auf der BLS Feldkirchen ein vermutlicher Flugzeugabsturz von 3 unabhängigen Zeugen telefonisch angezeigt. Diese berichteten von einem Motorengeräusch mit Aussetzern und einem dumpfen Knall. Es gab aufgrund des dichten Nebels keinen Sichtkontakt. Polizei- und Rettungshubschrauber konnten zunächst wegen dieser Wetterverhältnisse nicht an der Suche teilnehmen. Die örtlichen Polizeistreifen, die Feuerwehrkräfte und später der Polizeihubschrauber fanden Wrackteile im Bereich Ossiacher Tauern und Bleistätter Moos. Erst um 11:48 UTC fanden die Flugretter des Rettungshubschraubers Alpin 1 einen Teil der Flugzeugkabine mit zwei darin befindlichen leblosen Personen. Die Kabine lag im steil abfallenden Waldgelände ca. 200 m nördlich eines Anwesens in Unterberg, Gemeinde Ossiach, Bezirk Feldkirchen. Die abgestürzte Maschine wurde als das zweimotorige Flächenflugzeug der Type Piper PA 34-200T identifiziert. Das Luftfahrzeug war beim Aufprall nicht mehr vollständig. Die Wrackteile und lose persönliche Gegenstände wurden auf einer Fläche von ca. 2,5 km² verteilt gefunden. Die Tragflächen, das Leitwerk und der Rumpf kamen voneinander getrennt am Boden auf. Die Bruchstücke der Struktur lagen in einer Spur von ca. 300 – 400 m in nordwestlicher Richtung verteilt. Das Rumpfmittelstück mit beiden Triebwerken und den beiden Passagieren kam in Rückenlage zum Liegen. Beide Insassen erlitten tödliche Verletzungen. Die Wrackteile wurden zur Unfalluntersuchungsstelle des Bundes nach Wien transportiert, wo das Luftfahrzeug rekonstruiert und seine Bauteile analysiert wurden. Diese Untersuchung des Wracks ergab keinerlei Hinweise auf eine Fremdeinwirkung auf das Luftfahrzeug.

1.1.1 Flugvorbereitung

Die Flugvorbereitung wurde entsprechend Annex II über das Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt und den österreichischen Luftverkehrsregeln wie folgt durchgeführt:

- Es wurde am 01.04.2007 gegen 06:22 UTC eine individuelle telefonische Wetterberatung bei der Luftfahrtberatungszentrale des DWD eingeholt.
- Die geplante Startzeit wurde mit 10:00 UTC angegeben, Flugfläche 100 oder höher nach LOWK.
- Es wurde ein ATC-Flugplan aufgegeben:

- Luftfahrzeug Type: PA34
- Wake turbulence category: L
- Transponder: S/C
- Departure: ETSI 0900
- Flughöhe: FL120
- Flugregeln: VFR
- Route: N0120VFR MDF (Milldorf VOR) VIW (Villach VOR)
- Destination: LOWK
- EET: 0140
- Alternate: LOWG
- DOF: 070401
- Endurance: 0600
- Persons on board: 002
- Emergency Radio: UVE (Handfunkgerät)
- Dinghies: No
- Aircraft color: WHITE BROWN
- Pilot in Command: XXXX XXXX mit Mobilfunktelefonnummer
- Als verantwortlicher Pilot wurde der Luftfahrzeughalter angegeben.
- Es liegen keine Schwerpunktkalkulation und kein Tankbeleg vor.

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	1	1	-
Schwere	-	-	-
Keine	-	-	-

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug zerbrach im Flug und wurde zerstört.

1.4 Andere Schäden

Flurschaden und geringe Kontamination des Erdreiches durch den Kraftstoff AVGAS.

1.5 Besatzung

1.5.1 Pilot

Alter:	65 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	PPL-A
Berechtigungen:	Flächenflug
Muster/Typenberechtigung:	SEP-L / MEP-L / NFQ
Instrumentenflugberechtigung:	Nein
Lehrberechtigung:	Nein
Sonstige Berechtigungen:	Keine
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig

Überprüfungen (Checks):

Medical check:	Medical Class 2, ausgestellt am 16.08.2006, am Unfalltag gültig, Auflagen Sehhilfe und Ersatzbrille
-----------------------	---

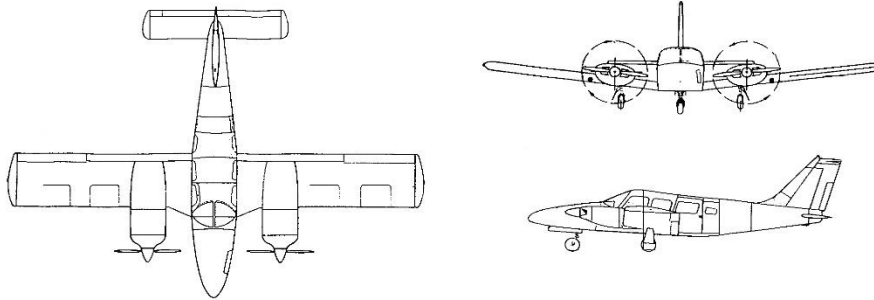
Gesamtflugerfahrung

(inkl. Unfallflug):	1083:20 Stunden bei 1070 Landungen
davon in den letzten 90 Tagen:	05:00 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen:	03:18 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	Keine
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	ca. 100:00 Stunden auf dem Unfallflugzeug innerhalb von 2,5 Jahren (keine weitere Multi-Engine Flugerfahrung)

1.6 Luftfahrzeug

Die PA 34-200T, SENECA II, ist ein zweimotoriger Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit einziehbarem Dreipunktfahrwerk.

Abbildung 1 Skizze PA34-200T



Quelle: Sachverständigengutachten

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Piper Vero Beach USA
Herstellerbezeichnung:	PA34-200T
Baujahr:	1978
Luftfahrzeughalter:	Privatperson
Gesamtbetriebsstunden:	3143:31 Stunden (alle folgenden Zeiten exkl. Unfallflug)
Landungen:	3105
Triebwerk links:	TSIO-360-EB
Hersteller:	Teledyne Continental Motors
Betriebsstunden seit GÜ:	ca. 220 Stunden
Triebwerk rechts:	LTSIO-360-EB
Hersteller:	Teledyne Continental Motors
Herstellerbezeichnung:	ca. 220 Stunden
Propeller links:	BHC-C2YF-2CKUF
Hersteller:	Hartzell
Bauart:	Verstellpropeller
Betriebsstunden seit GÜ:	ca. 03:41 Stunden
Propeller rechts:	BHC-C2YF-2CLKUF
Hersteller:	Hartzell
Bauart:	Verstellpropeller

Betriebsstunden seit GÜ: ca. 03:41 Stunden

Propellerregler links: Woodward Governor C-210 659

Hersteller: Woodward

Betriebsstunden seit GÜ: ca. 03:41 Stunden

Propellerregler rechts: 210 658

Hersteller: Woodward

Betriebsstunden seit GÜ: ca. 03:41 Stunden

1.6.1 Bord Dokumente

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 29.01.1981 vom Luftfahrt Bundesamt der Bundesrepublik Deutschland

Nachprüfungsbescheinigung (ARC): ausgestellt am 20.10.2006 vom Luftfahrt Bundesamt der Bundesrepublik Deutschland

Verwendungsbescheinigung: Nichtgewerblicher Verkehr lt. Lufttüchtigkeitszeugnis lt. Jahresnachprüfbericht ausgerüstet für Flüge nach IFR

Versicherung: ausgestellt am 13.10.2004 von Allianz Versicherung AG

Bewilligung für eine

Bordbuch: Auszüge aus den Nummern 4, 5 und 6

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

Das Luftfahrzeug wurde von einem Wartungsbetrieb einer Jahresüberprüfung unterzogen und am 20.10.2006 gemäß Prüfbericht und Prüfschein Nr. 113/06 bis Oktober 2007 für den nichtgewerblichen Verkehr für lufttüchtig befunden.

Die elektronische Ausrüstung, inklusive automatischer Steueranlage (Autopilot) wurde am 04.10.2006 überprüft. Insgesamt traten keine Beanstandungen auf.

Das Luftfahrzeug wies zu diesem Zeitpunkt eine Gesamtbetriebszeit von 3.128 Stunden auf, dabei entfielen auf die Betriebszeit seit der letzten Jahresnachprüfung 63 Stunden bei 73 Starts.

Auszüge aus den Bordbüchern Nr. 4, 5 und 6 wurden von der BFU übermittelt. Darin dokumentiert wurden die bisherigen Jahresnachprüfungen.

In den Unterlagen sind die Einträge zu den beiden Motoren und den beiden Propellern angeführt. Es waren keine Beanstandungen aufgelistet.

Es liegt eine Rechnung über die Grundüberholung beider Propeller und beider Propellerregler vom 06.02.2007 vor, ebenso der dazugehörige Prüfbericht vom 09.03.2007. Es liegen die FORM 1 für beide Propeller und Propellerregler, ausgestellt im Februar 2007, vor.

Die „Übersicht über Lufttüchtigkeitsanweisungen und Technische Mitteilungen, LBA II-A 40 P“ listet alle Lufttüchtigkeitsanweisungen und technischen Mitteilungen auf. Sie wurden von einem Wartungsbetrieb durchgeführt oder als nichtzutreffend vermerkt. Das Dokument mit dem Letztstand wurde an das LBA übermittelt.

Es gab in den vorliegenden Auszügen der Bordbücher keine vermerkten Störungen.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Die Gewichte der Personen wurden bei der Obduktion nicht ermittelt und konnten nur geschätzt werden:

- Pilot ca. 75-80 kg
- Passagier am rechten Sitz ca. 55-60 kg
- Gepäck: 1 leichte Reisetasche mit ca. 10 kg aufgefunden
- Treibstoff ca. 331 kg
 - die im Flugplan angegebenen Endurance von 06:00 Stunden entspricht in etwa einer Kraftstoffmenge von 122 USGAL (ca. 331 kg) an Bord. Es gab Tankverschlüsse von Zusatztanks, die in der vorliegenden Dokumentation von Vergleichsflugzeugen nicht vorkommen und bei der angegebenen Endurance von 06:00 Stunden nicht befüllt waren.
- Leergewicht: es liegt kein Wiegeplan vor. Es wurden vier Vergleichsflugzeuge mit Wiegeplänen für eine simulierte Schwerpunktkalkulation herangezogen.

1.7 Flugwetter

1.7.1 Vorliegende Informationen am Unfalltag vom Flugwetterdienst der Austro Control GmbH

Vorhersagen mit Ausgabezeit und Gültigkeit, die in üblicher Weise verbreitet wurden:

- Flugwetterübersichten Österreich allgemein
- Flugwetterübersicht Österreich Süd
- ALPFOR
- GAFOR
- Flughafen TAF
- Sigmet, Airmet
- MIL WARN

Aktuelles Wetter:

- METAR
- Diverse Wetterstationen

Flugwetterübersicht Österreich allgemein

FXOS41 LOWW 010800

FLUGWETTERVORHERSAGE OESTERREICH, GUELTIG FUER DEN 1.4.2007.

WETTERLAGE: HOCHDRUCKRANDLAGE MIT ZUFUHR VON TROCKENER FESTLANDSLUFT. IM SUEDEN NOCH STOERUNGSRESTE.

ZUSATZHINWEISE VFR: BIS AM MITTLEREN VORMITTAG BEHINDERUNGEN DURCH DUNST, NEBEL ODER STRATUS. IM SUEDEN TIEFBASIGE BEWOELKUNG MIT LOKALEN REGENSCHAUERN, NACHMITTAGS AUFLOCKERUNGEN. ALPENNORDSEITIG UND IM OSTEN TAGSUEBER MAESSIGE QUELLBEWOELKUNG UND MITTELHOHE WOLKENFELDER. IM WESTEN UND NORDEN MAESSIGE LOW LEVEL TURBULENZ. ALPENUEBERQUERUNGEN: SUED- UND ZENTRALALPEN VON SUEDEN HER IN WOLKEN, TOPS VON FL140 AUF FL100 SINKEND.

ZUSATZHINWEISE IFR: IM SUEDEN MAESSIGE VEREISUNG.

NULLGRADGRENZE: IM OSTEN 5500FT MSL, IM WESTEN 7000FT MSL.

HOEHENWIND (12 UHR Z): 5000FT MSL 090-130/10-15 KT.

10000FT MSL 100-200/10-15 KT.

15000FT MSL VRB/05 KT.

BODENWIND (AUSGENOMMEN ALPENBEREICH): IM WESTLICHEN ALPENVORLAND OST MIT SPITZEN BIS 25 KT, IM OSTEN NE-E/05-10 KT.

ZUSATZHINWEISE SEGELFLUG: IM SUEDEN UND OSTEN ABSCHIRMUNGEN.

ANSONSTEN AKTIVE LUFTMASSE MIT REGER CUMULUSENTWICKLUNG UND GUTER ARBEITSHOEHE.

VORSCHAU AUF MORGEN: HOCHDRUCKRANDLAGE. BIS AM MITTLEREN VORMITTAG INNERALPIN UND IM SUEDEN NEBEL ODER STRATUS. TAGSUEBER IM SUEDEN REICHLICHE, SONST GERINGE QUELLBEWOELKUNG.

TENDENZ: AB DIENSTAG KRAEFTIGE NORDSTROEMUNG MIT ZUFUHR VON MEERESKALTLUFT. AN DER ALPENSUEDSEITE FOEHNIG, AN DER ALPENNORDSEITE STARK BEWOELKT UND ETWAS SCHNEEFALL, IM OSTEN REGENSCHAUER.

Flugwetterübersicht Österreich Süd

FXOS55 LOWG 010450

FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DIE STEIERMARK UND DAS SUEDLICHE BURGENLAND GUELTIG FUER DEN 1.4.2007.

WETTERLAGE: FLACHE DRUCKVERTEILUNG.
AM VORMITTAG NOCH STAERKER BEWOELKT MIT BASEN IN ETWA 1500M.
VEREINZELT LEICHTE REGENSCHAUER. AM NACHMITAG ZUEHMEND AUFGELOCKERT.
SICHTEN UEBER 10KM.
HOEHENWIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE:

1500M: 100-130/20 KM/H, 2 GRAD.
3000M: 130/15 KM/H, -8 GRAD.
NULLGRADGRENZE: 1800M.
GEFAHREN: AM VORMITTAG SIND HOEHERE BERGE TEILS IN WOLKEN. OBERHALB
VON 6000FT MSL GEFAHR VON VEREISUNG.
THERMIKVORHERSAGE: AM NACHMITTAG UEBER DEM BERGLAND THERMIKANSATZE.
HINWEISE FUER BALLONFAHRER: AM VORMITTAG VEREINZELT NIEDERSCHLAG.
ECET LOWG 17 UHR 58 UTC.
VORHERSAGE FUER MORGEN, DEN 2.4.2007: BEI HOCHDRUCKEINFLUSS IM
GESAMTEN BEREICH STOERUNGSFREIES FLUGWETTER MIT ERSTEN BRAUCHBAREN
THERMIKBEDINGUNGEN AM NACHMITTAG.
FXOS55 LOWG 011017
FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DIE STEIERMARK UND DAS SUEDLICHE BURGENLAND
GUELTIG FUER DEN 1.4.2007.

WETTERLAGE: FLACHE DRUCKVERTEILUNG.
ANFANGS NOCH STAERKER BEWOELKT MIT BASEN IN ETWA 1500M.
VEREINZELT LEICHTE REGENSCHAUER. AM NACHMITAG ZUEHMEND AUFGELOCKERT.
SICHTEN UEBER 10KM.
HOEHENWIND UND TEMPERATUR IN DER FREIEN ATMOSPHAERE:
1500M: 100-130/20 KM/H, 2 GRAD.
3000M: 130/15 KM/H, -8 GRAD.
NULLGRADGRENZE: 1800M.
GEFAHREN: HOEHERE BERGE TEILS IN WOLKEN. OBERHALB VON 6000FT MSL
GEFAHR VON VEREISUNG.
THERMIKVORHERSAGE: AM NACHMITTAG UEBER DEM BERGLAND THERMIKANSATZE.
HINWEISE FUER BALLONFAHRER: AM VORMITTAG VEREINZELT NIEDERSCHLAG.

ECET LOWG 17 UHR 58 UTC.
VORHERSAGE FUER MORGEN, DEN 2.4.2007: BEI HOCHDRUCKEINFLUSS IM
GESAMTEN BEREICH STOERUNGSFREIES FLUGWETTER MIT ERSTEN BRAUCHBAREN
THERMIKBEDINGUNGEN AM NACHMITTAG.

FXOS56 LOWK 010550
FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DEN RAUM KAERNTEN UND OSTTIROL GUELTIG FUER DEN
1.4.2007.

WETTERLAGE UND ENTWICKLUNG: IM VORHERSAGEBEREICH LAGERT NOCH RELATIV
FEUCHTE, MAESSIG LABILE MITTELMEERLUFT.
UEBERWIEGEND STAERKERE, TIEFERE SCHICHTBEWOELKUNG, TEILS IM STRATUS-
NIVEAU, DIE NACHMITTAGS VOM OSTEN HER ZOEGERND AUFLOCKERT, BERGE UND
HOEHERE PAESSE BLEIBEN UEBERWIEGEND IN WOLKEN.
VOR ALLEM UM DIE MITTAGSZEIT SIND SPEZIELL IM SUEDEN LEICHTE SCHAUER
ZU ERWARTEN, SCHNEEFALLGRENZE UM 1400M.
BODENSICHTEN MEIST 10 BIS 20KM.
WIND- UND TEMPERATURVORHERSAGE DER FREIEN ATMOSPHAERE:
IN 1500M: OST BIS SUED 15 BIS 20 KMH, T UM 2 GRAD .
IN 3000M: SE BIS SUED 15 BIS 25 KMH, T UM -8 GRAD .
NULLGRADGRENZE: UM 1800M.

BESONDERE VERMERKE: IN WOLKEN LOKAL VEREISUNGSGEFAHR.
THERMIKVORHERSAGE: KEINE THERMIK ZU ERWARTEN .
ECET IN LOWK: 20 UHR 02 LOC.
VORSCHAU FUER MORGEN: ZUFUHR TROCKENER LUFTMASSEN AUS NORDOST.
NACH LANGSAMER AUFLOESUNG EINIGER HOCHNEBELFELDER MEIST GERING
BEWOELKT UND GUENSTIGE VMC.

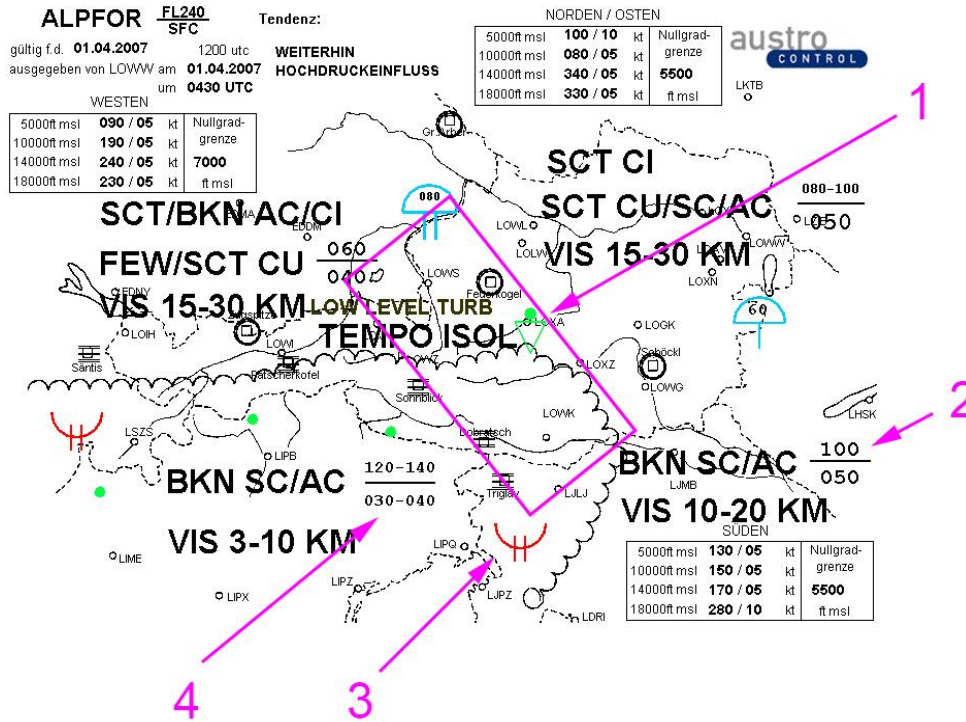
FXOS56 LOWK 010910

**FLUGWETTERUEBERSICHT FUER DEN RAUM KAERNTEN UND OSTTIROL GUELTIG FUER DEN
1.4.2007.**

WETTERLAGE UND ENTWICKLUNG: IM VORHERSAGEBEREICH LAGERT NOCH RECHT
FEUCHTE, MAESSIG LABILE MITTELMEERLUFT.
UEBERWIEGEND STAERKERE, TIEFERE SCHICHTBEWOELKUNG, TEILS IM STRATUS-
NIVEAU, DIE NACHMITTAGS VOM OSTEN HER NUR ZOEGERND AUFLOCKERT,
BERGE UND HOEHERE PAESSE BLEIBEN UEBERWIEGEND IN WOLKEN.
VOR ALLEM UM DIE MITTAGSZEIT SIND SPEZIELL IM SUEDEN LEICHTE SCHAUER
ZU ERWARTEN, SCHNEEFALLGRENZE UM 1400M.
BODENSICHTEN MEIST 10 BIS 20KM.
WIND- UND TEMPERATURVORHERSAGE DER FREIEN ATMOSPHAERE:
IN 1500M: OST BIS SUED 15 BIS 20 KMH, T UM 2 GRAD .
IN 3000M: SE BIS SUED 15 BIS 25 KMH, T UM -8 GRAD .
NULLGRADGRENZE: UM 1800M.
BESONDERE VERMERKE: IN WOLKEN LOKAL VEREISUNGSGEFAHR.
THERMIKVORHERSAGE: KEINE THERMIK ZU ERWARTEN .
ECET IN LOWK: 20 UHR 02 LOC.
VORSCHAU FUER MORGEN: ZUFUHR TROCKENER LUFTMASSEN AUS NORDOST.
NACH LANGSAMER AUFLOESUNG DER RESTBEWOELKUNG UND EINIGER
HOCHNEBELFELDER MEIST NUR MAESSIG BEWOELKT UND GUENSTIGE VMC.

ALPFOR

Abbildung 2 ALPFOR

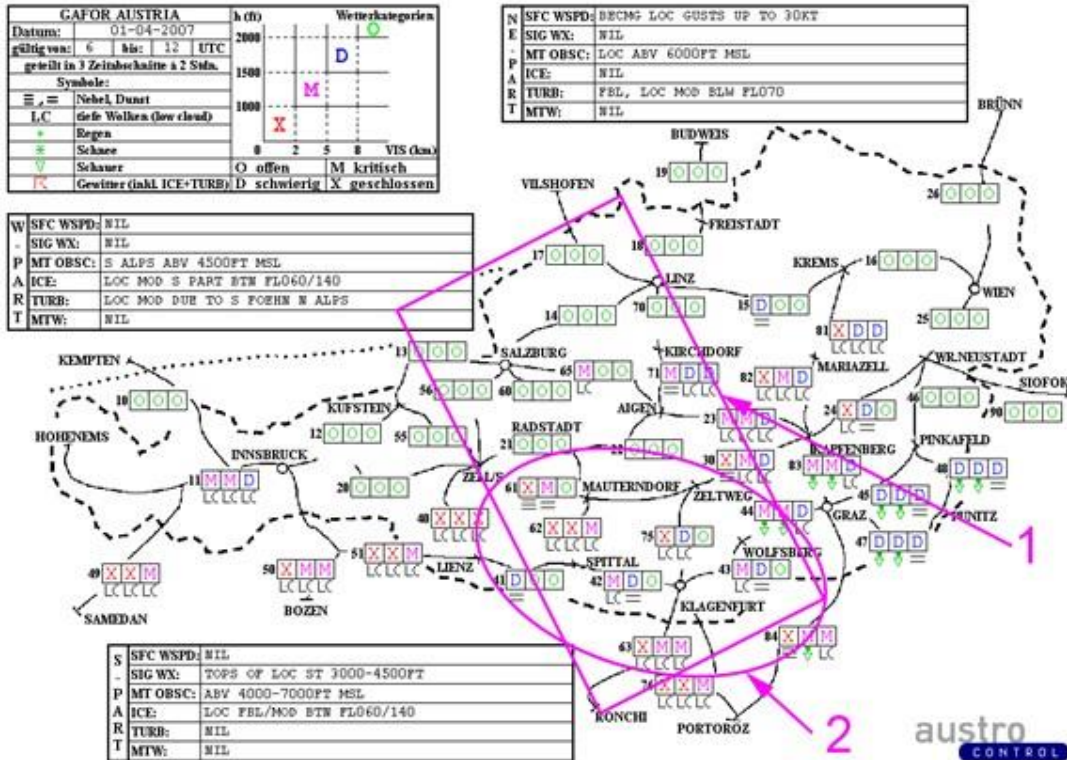


Quelle: Austro Control GmbH

1. Flugkorridor mit leichtem Regen
2. Durchbrochene Wolkendecke zwischen 5.000 ft und 10.000 ft mit Fernsichten von 10 – 20 km, Nullgradgrenze 5.500 ft
3. Lokal Moderate Ice in Wolken
4. Durchbrochene Wolkendecke zwischen 5.000 ft und 10.000 ft mit Fernsichten von 3 – 10 km

GAFOR

Abbildung 3 GAFOR



Quelle: Austro Control GmbH

1. Flugkorridor
2. Großräumiges Gebiet um die Unfallstelle und Klagenfurter Becken geltend für den Zeitraum 06:00 – 12:00 UTC am Unfalltag (Begriffs- und Zeichenerklärung in der Kartenlegende)
3. Der Talflugweg über Radstadt - Zell/See - Mauterndorf - Spittal war geschlossen
4. Das Drautal von Spittal nach Klagenfurt war als schwierig eingestuft
5. TAF's LOWK, LOWG

LOWK:

TAF LOWK 011100Z 011221 VRB02KT 9999 SCT020 BKN050
TX11/15Z TN08/21Z
TEMPO 1216 -SHRA FEW005 BKN023 OVC050
TEMPO 1821 6000 BKN008=

TAF LOWK 010800Z 010918 VRB02KT 9999 SCT020 BKN040
TX11/14Z TN08/09Z
TEMPO 1014 -SHRA=

TAF LOWK 010500Z 010615 VRB02KT 9999 BKN012 BKN040
TX11/13Z TN06/06Z
BECMG 0608 FEW015 BKN050
TEMPO 0913 -SHRA
TEMPO 1215 09006KT=

TAF AMD LOWK 010352Z 010312 VRB02KT 9999 OVC009
TX13/11Z TN04/05Z
TEMPO 0306 3000 BR BKN012
BECMG 0608 SCT040=

TAF LOWK 010200Z 010312 VRB02KT 9999 OVC009
TX13/12Z TN04/05Z
TEMPO 0306 3000 BR
BECMG 0508 SCT040=

TAF LOWK 312300Z 010209 VRB02KT 8000 BKN040
TX12/09Z TN03/05Z
PROB30 TEMPO 0406 3000 BR=

Long TAF:

TAF LOWK 011000Z 011818 VRB02KT 9999 FEW020 BKN040
TEMPO 0207 4000 BR BKN007
BECMG 0912 FEW040 SCT070=

TAF LOWK 010400Z 011212 VRB02KT 9999 FEW045 SCT100
TEMPO 0106 3000 BR BKN007=

LOWG:

TAF LOWG 011100Z 011221 VRB02KT 9999 FEW040 SCT070 BKN120
TX15/12Z TN09/21Z
TEMPO 1216 7000 SHRA SCT045 BKN060
BECMG 2021 CAVOK=

TAF LOWG 010800Z 010918 VRB02KT 9999 SCT050 BKN090
TX14/13Z TN09/18Z
TEMPO 0916 7000 SHRA FEW030 BKN045=

TAF LOWG 010500Z 010615 VRB02KT 9999 FEW045 BKN060
TX15/13Z TN08/06Z
TEMPO 0612 -SHRA
BECMG 1315 FEW050 SCT090=

TAF LOWG 010200Z 010312 VRB02KT 9999 FEW045 SCT060
TX16/13Z TN06/05Z
TEMPO 0306 4000 MIFG NSC
PROB30 TEMPO 0506 0200 BCFG
TEMPO 0912 12006KT=

TAF LOWG 312300Z 010209 VRB02KT 9999 BKN060
TX13/09Z TN06/05Z=

Long TAF:

TAF LOWG 011000Z 011818 VRB02KT 9999 FEW050 BKN070
BECMG 2022 CAVOK
BECMG 0002 0200 BCFG NSC
BECMG 0608 9999 FEW030
BECMG 1012 CAVOK=

TAF LOWG 010400Z 011212 VRB02KT 9999 FEW050 SCT070
TEMPO 1217 12007KT
BECMG 2123 4000 MIFG NSC
TEMPO 2305 0200 BCFG
BECMG 0608 9999 FEW050=

METAR's LOWK, LOWG

LOWK:

METAR LOWK 011050Z VRB02KT 9999 FEW005 BKN020 OVC050 08/05
Q1026 NOSIG=

METAR LOWK 011020Z VRB02KT 9999 FEW005 BKN021 OVC050 08/05
Q1026 NOSIG=

METAR LOWK 010950Z VRB03KT 9999 FEW007 OVC021 08/05 Q1026
NOSIG=

METAR LOWK 010920Z VRB02KT 9999 -DZ FEW007 BKN021 BKN050
08/04 Q1026 NOSIG=

METAR LOWK 010850Z VRB01KT 9999 -DZRA FEW006 BKN018 BKN050
08/05 Q1026 NOSIG=

METAR LOWK 010820Z VRB01KT 9999 -DZRA FEW005 SCT009 BKN018
08/05 Q1026 NOSIG=

METAR LOWK 010750Z VRB01KT 9999 FEW004 SCT009 BKN018 07/05
Q1025 NOSIG=

METAR LOWK 010720Z VRB01KT 9999 FEW004 SCT009 BKN020 07/04
Q1025 NOSIG=

METAR LOWK 010650Z VRB01KT 9999 FEW004 SCT011 BKN020 07/05
Q1025 NOSIG=

METAR LOWK 010620Z VRB01KT 9999 FEW004 SCT013 BKN020 07/05
Q1024 NOSIG=

METAR LOWK 010550Z 00000KT 9999 FEW003 SCT010 BKN017 06/04
Q1024 TEMPO BKN009 OVC017=

METAR LOWK 010520Z VRB02KT 9999 FEW003 SCT010 BKN017 06/05
Q1024 TEMPO BKN009 OVC017=

METAR LOWK 010450Z VRB01KT 9999 BKN010 OVC015 06/05 Q1023
TEMPO SCT012 OVC020=

METAR LOWK 010420Z 00000KT 9999 OVC010 06/04 Q1023 NOSIG=

LOWG:

METAR LOWG 011050Z VRB02KT 9999 FEW035 SCT060 BKN120 13/05
Q1026 NOSIG=
METAR LOWG 011020Z VRB03KT 9999 FEW035 SCT060 BKN220 13/05
Q1026 NOSIG=
METAR LOWG 010950Z VRB03KT 9999 FEW030 BKN070 12/06 Q1026
NOSIG=
METAR LOWG 010920Z VRB02KT 9999 FEW030 BKN070 11/08 Q1026
NOSIG=
METAR LOWG 010850Z VRB02KT 9999 FEW030 BKN070 11/08 Q1026
NOSIG=
METAR LOWG 010820Z VRB01KT 8000 FEW030 SCT065 BKN090 10/09
Q1026 NOSIG=
METAR LOWG 010750Z 06003KT 8000 -RA FEW030 BKN060 BKN090
09/09 Q1025 NOSIG=
METAR LOWG 010720Z VRB02KT 8000 -RA FEW030 BKN060 BKN090
09/09 Q1025 NOSIG=
METAR LOWG 010650Z VRB01KT 8000 -RA FEW030 BKN060 BKN090
09/09 Q1024 NOSIG=
METAR LOWG 010620Z VRB01KT 8000 -SHRA FEW030 BKN060 BKN090
08/08 Q1024 NOSIG=
METAR LOWG 010550Z VRB01KT 8000 FEW030 BKN060 BKN090 08/08
Q1024 NOSIG=
METAR LOWG 010520Z VRB01KT 8000 -SHRA SCT030 BKN040 08/08
Q1023 NOSIG=
METAR LOWG 010450Z 07003KT 9999 -RA FEW040 BKN060 08/07 Q1023
NOSIG=
METAR LOWG 010420Z VRB01KT 9999 FEW040 BKN055 08/07 Q1023
NOSIG=

Diverse Wetterstationen

Abbildung 4 Auszug Wetterdaten

```
***** TOWARDS WEST *****
SPITTAL_DRAU_KLEINSASS          710 M
SA11209 011000Z 00000KT 10KM FEW003ST OVC040SC OVC=
LAVANT BEI LIENZ                660 M
SA11205 011000Z 00000KT 30KM SCT030SC OVC060SC OVC=
***** TOWARD NORTH *****
NEUMARKTER_SATTEL              1125 M
SA11219 011000Z 18005KT 15KM OVC025SC OVC=
ZELTWEG ; LOXZ 677 M RWY:08/26
SALOXZ 010950Z 00000KT 8000 FEW007ST BKN050SC 08/06 Q1025 BKN=
MEDAS: FC LOXZ NOT FOUND
***** TOWARDS EAST *****
PREITENEGG                    1055 M
SA11214 011000Z 03006KT 10KM OVC020SC OVC=
***** WIND/TEMPERATURE GERLITZE/1900M *****
999
SQOS56 LOWK 011021
GERLITZE 011020Z AUTO /////KT //// M00///=
```

Quelle: Austro Control GmbH

1.7.2 Wetterberatung des Piloten

Am 01.04.2007 um 06:22 UTC holte der Pilot für den geplanten VFR-Flug eine individuelle telefonische Wetterberatung über die Luftfahrtberatungszentrale Ost (in Berlin) ein. Diese Beratung wurde vom Deutschen Wetterdienst (DWD) auf Tonband aufgezeichnet. Eine amtliche Auskunft über den Inhalt dieser Beratung wurde der Unfalluntersuchungsstelle des Bundes von der BFU übermittelt und liegt der Untersuchung vor.

Die geplante Startzeit wurde mit 10:00 UTC angegeben.

(Abschrift der telefonischen Wetterberatung siehe **Beilage 6.7 Telefonische Wetterberatung.**)

1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse

Der Unfall fand am Tag statt.

An der Unfallstelle konnte eine Speicherkarte mit 13 Aufnahmen aus der Perspektive des rechten Pilotensitzes sichergestellt werden. Sie zeigen einen Wintertag mit mäßiger Bewölkung. Gemäß Metadaten der digitalen Dateien wurden alle Aufnahmen zwischen 09:44:00 UTC und 09:54:00 UTC gemacht und zeigen vor dem Überflug des Alpenhauptkamms die erkennbare Südstaulage.

Eine sehr informative Aufnahme aus dieser Serie wurde um 09:49:00 UTC gemacht. Die Position war etwas südlich der Stadt Salzburg, ca. 30 min vor dem Unfall.

Abbildung 5 Perspektive rechter Pilotensitz



Quelle: Privat

1.8 Navigationshilfen

An Bord des Luftfahrzeuges befanden sich folgende Navigationshilfen:

- 2 Stk. Bendix King KX 155 VHF-NAV
- 2 Stk. Bendix King KX 155 UHF-NAV
- 2 Stk. Bendix King KX 155 VHF-COM
- Garmin GPS 155XL B-RNAV
- King ADF
- King DME
- King KT76 A Transponder
- Autopilot Edo Aire AltiMatic III C
- Stormscope BFG WX 950
- Handheld GPS Garmin GPSMAP 196

Das Handheld GPS Garmin GPSMAP 196 - Navigationsgerät wurde durch den Aufprall zerstört. Es waren keine weiteren Aufzeichnungsgeräte an Bord.

Das Luftfahrzeug war für Flüge nach Instrumentenflugregeln (IFR) zugelassen.

Für den Zeitraum 10:00:00 UTC bis 10:15:00 UTC liegen Radardaten von der Radarstation „Koralpe“ in Tabellenform vor, welche digital ausgewertet wurden (siehe **Beilage 6.1 Radardaten**).

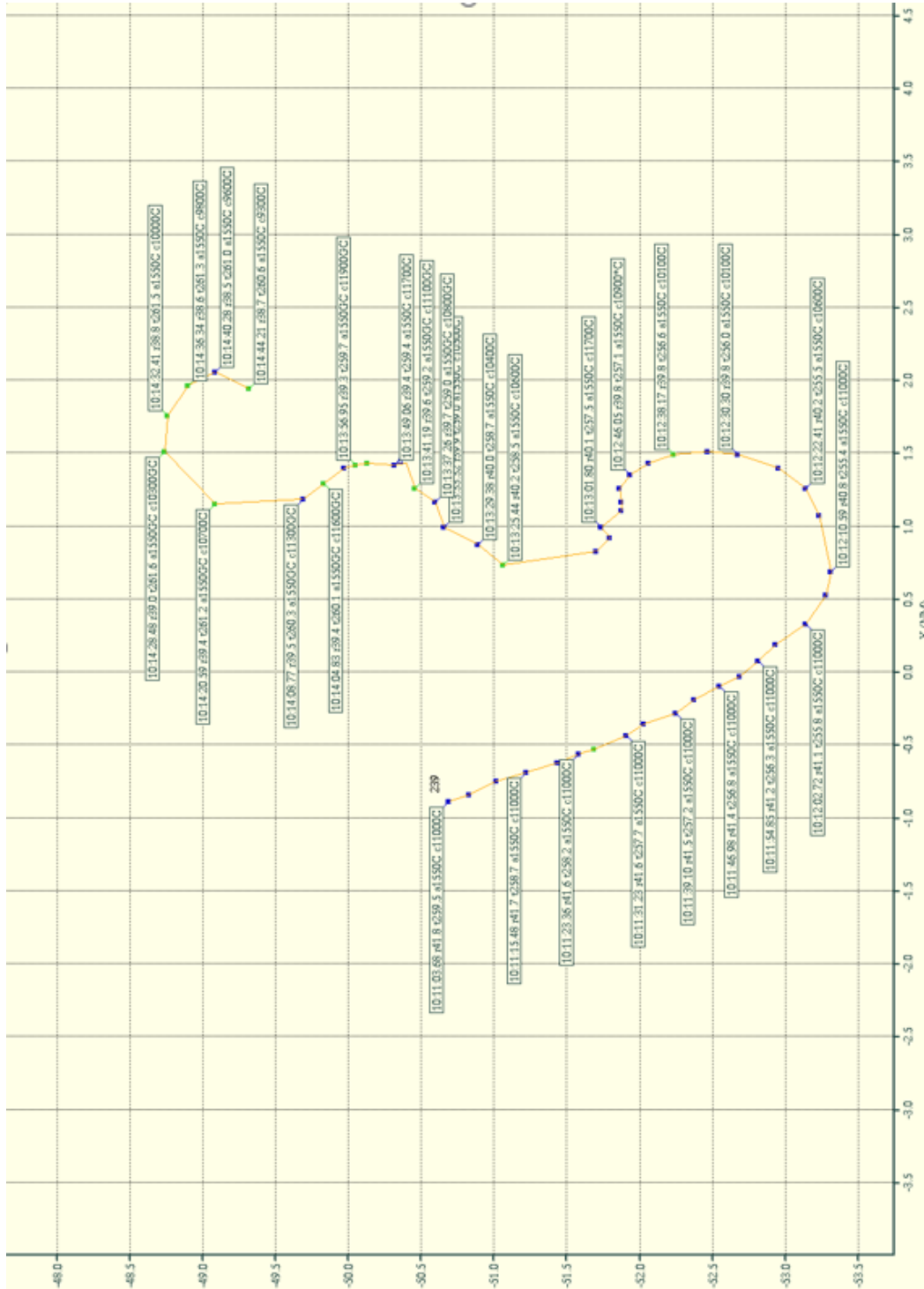
Zwischen den zur Verfügung gestellten Radardaten aus dem Jahr 2007 und denen aus dem Jahr 2018 besteht bei den radialen Angaben eine Differenz von 0,02 Nautische Meilen (entspricht 36 m). Dieser Unterschied konnte im Zuge der Nachforschungen nicht erklärt werden.

Der Flug wurde im Zeitraum von 10:00:02 UTC bis 10:14:44 UTC von der Radarstation „Koralpe“ mit dem Transpondercode „A1550 Mode C“ aufgezeichnet.

Zum Unfallzeitpunkt war die Navigationsanlage Villach VOR „VIW 112,90 MHz“ noch in Betrieb, gleichplatziert mit dem Villach-DME.

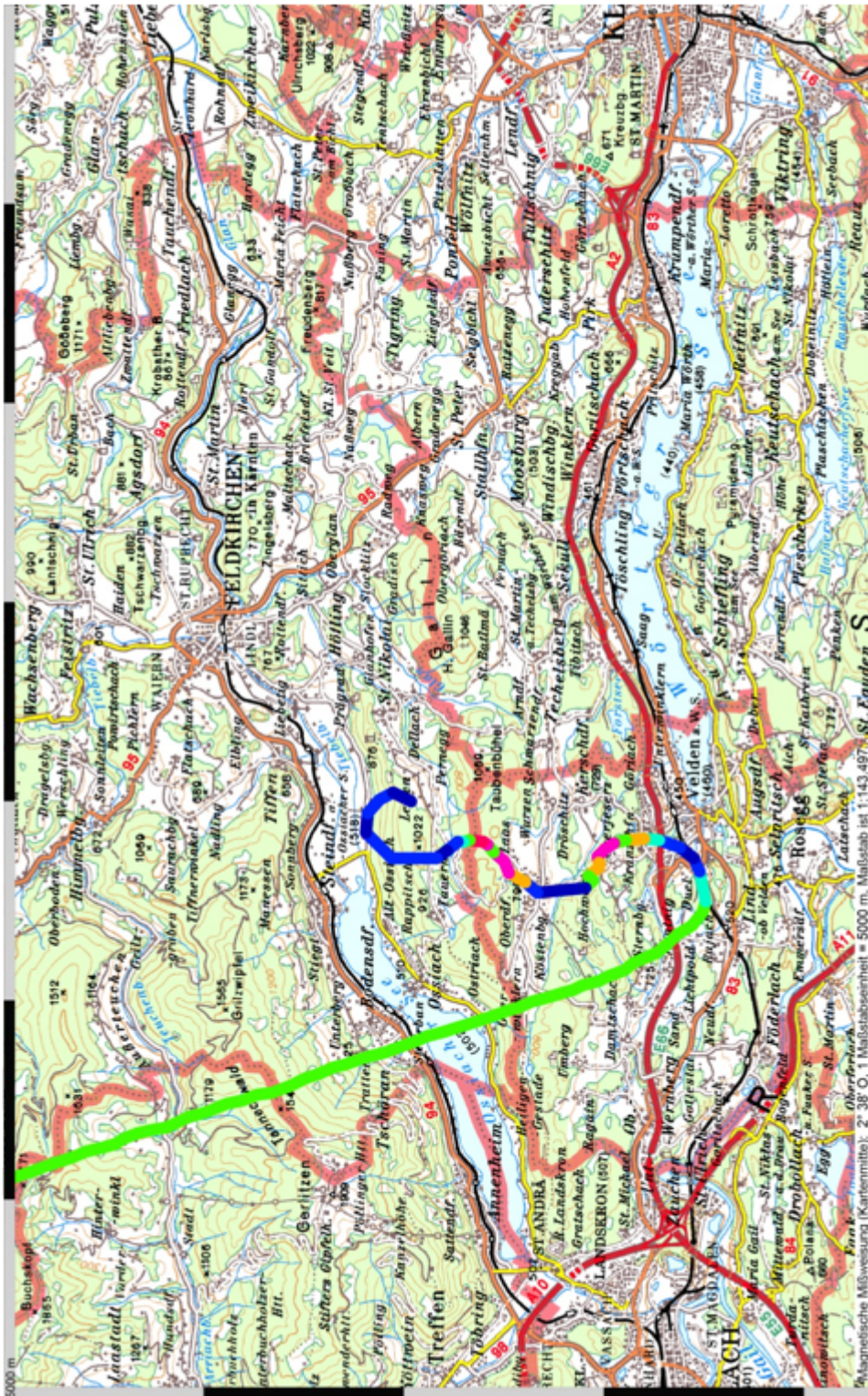
Plotting der Koralpe, relevanter Teil des Reisefluges mit Umkehrkurve:

Abbildung 6 Radardaten 10:11:03 - 10:14:45 UTC (Letzterfassung)



Quelle: Austro Control GmbH

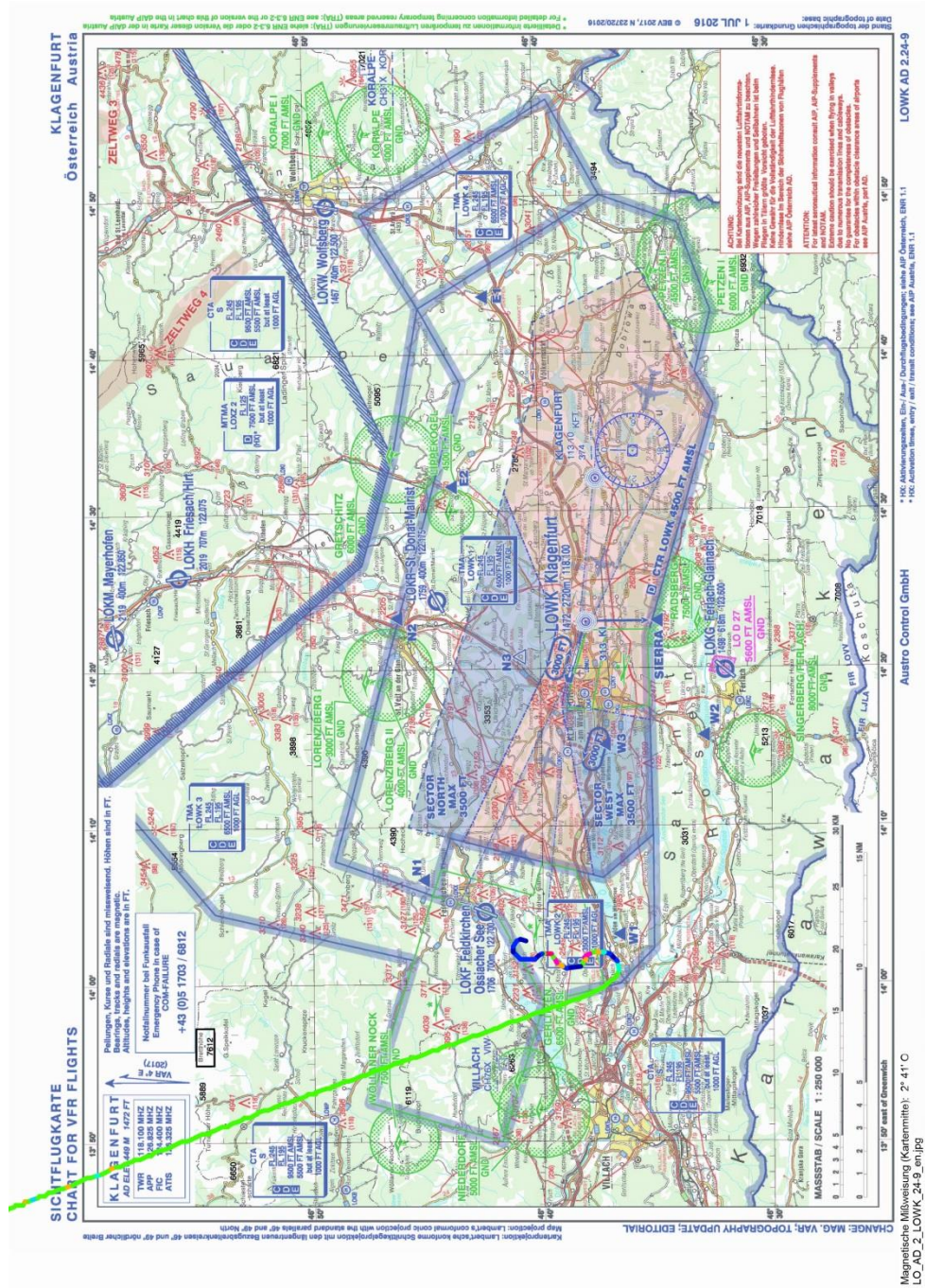
Abbildung 7 Overlay des Flugweges auf der AMAP mit Absturzstelle



Quelle: Sachverständigengutachten

Grün: Höhe beibehalten / Blau: Sinken / Magenta, Orange, Grün: Steigen

Abbildung 8 Overlay des Flugweges zu Referenzzwecken auf der Sichtflugkarte von Juli 2016



1.9 Flugfernmeldedienste und ATS

Zwischen dem Piloten und der Flugverkehrskontrollstelle Klagenfurt Radar bestand während des untersuchten Zeitraumes eine kontinuierlich auf Magnetband aufgezeichnete Funkverbindung auf der Frequenz 126,825 MHz. Die mitprotokollierte Zeitachse auf dem Magnetband war nicht mehr verfügbar.

Vor der Übergabe des Tonbandes durch die Austro Control GmbH im Juni 2018 an die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wurde es von der Austro Control GmbH angehört. Im Zuge dessen wurde eine Kopie mit einem externen Aufnahmegerät erstellt.

Das Originaltonband wurde der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes von der Austro Control GmbH übermittelt und von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes zum Digitalisieren an das Österreichische Bundeskriminalamt übergeben.

Eine korrigierende Betrachtung des Tonbandprotokolls findet in **2.1.3 Fernmeldedienste und ATS** statt.

Tonbandprotokoll vom 04.04.2007

10:02:34 Pilot: „Graz Radar, ... Grüß Gott.“

10:02:44 Pilot: „Correction, Klagenfurt Radar von“

10:02:47 SR: „... guten Tag.“

10:02:49 Pilot: „... eine PA34 VFR von Ingolstadt ursprünglich nach Klagenfurt. Wollte bei Ihnen rein, aber da hat Information Wien gesagt, es wäre VFR nicht anfliegbar, wir sind jetzt IMC hier jetzt im Moment FL 116.“

10:03:10 SR: „... confirm you are in now already in IMC conditions?“

10:03:17 Pilot: „We are in VMC conditions.“

10:03:20 SR: „Roger, that`s copied, have you received the actual ATIS information Romeo?“

10:03:25 Pilot: „Negativ, not yet, I have not squaw äh not confirm, äh I`ve got my weather from Wien Information”

10:03:33 SR: „Yes that`s fine, nevertheless, according the pre-flight planning and all that staff you do need a metreport, an actual metreport anyway. So we have an overcast situation in 2100 ft, so it`s not possible to come in VFR, only IFR.”

10:03:48: Pilot: „OK, that`s copied. So I will diverte to Graz and will go äh to Graz.”

10:03:55 SR: „... roger, so set course direct to Graz and remain on my frequency, I will deliver the estimate to them.”

10:04:02 Pilot: „Roger, that`s nice. I got, I understand, I shall keep your frequency on 126,12 there was another station calling in.”

10:04:14: SR: „126,825, remain on my frequency please.”

10:04:16: Pilot: „128 äh 126,825, that`s copied.”

10:07:36: Pilot: „Klagenfurt Radar von”

10:07:40: SR: „Go ahead.”

10:07:41: Pilot: „Ah. The weather conditions getting worse here, I will return to Germany, my next äh, direct to Eggenfelden, that`s äh Echo äh delta äh echo mike äh, echo delta mike echo.”

10:08:00 SR: „Roger, that`s copied, so return back to in direction to the Salzburg VOR, and we deliver that to FIC.”

10:08:08: Pilot: „that`s fine, thank you very much, the next is Salzburg VOR.”

10:08:45: SR: „... are you now in a turn back to Salzburg or you continuing on present heading?”

10:08:51: Pilot: „no, I turn right now.”

10:08:54: SR: „Roger.”

10:09:29: SR: „... are you still in VMC?”

10:09:32: Pilot: „Negative.”

10:09:34: SR: „Roger, so stop descend at FL 100, stop descent at FL 100.”

10:09:40: Pilot: „Roger.”

10:09:54: SR: „... climb to FL120, I confirm climb to FL 120.”

10:10:00: Pilot: „120, climb 120.”

10:10:09: SR: „... on which heading are you now?”

10:10:13: Pilot: „My heading is 330.”

10:10:15: SR: „... fly a VFR heading of 360, I confirm VFR heading 360, climb to FL 120.”

10:10:23: Pilot: „Roger.”

10:10:58: SR: „... are you now established on a northerly heading?”

10:11:01: Pilot: „That’s correct, ya.”

10:11:05: SR: „Roger, are you now already within VMC conditions again?”

10:11:08: Pilot: „Negative.”

10:11:10: SR: „Roger, are you able to maintain FL120 in a northern direction? Please fly in a northern direction!”

10:11:19: Pilot: „Roger.”

10:11:43: SR: „... are you in a northern direction?”

10:12:05: SR: „... report level.“

10:12:13: SR: „... melden sie die Höhe.“

10:12:31: SR: „... Klagenfurt hören sie mich?“

10:13:22: SR: „... Klagenfurt hören sie mich?“

10:13:41: SR: „... Klagenfurt Radar hören Sie mich?“

1.10 Flugschreiber

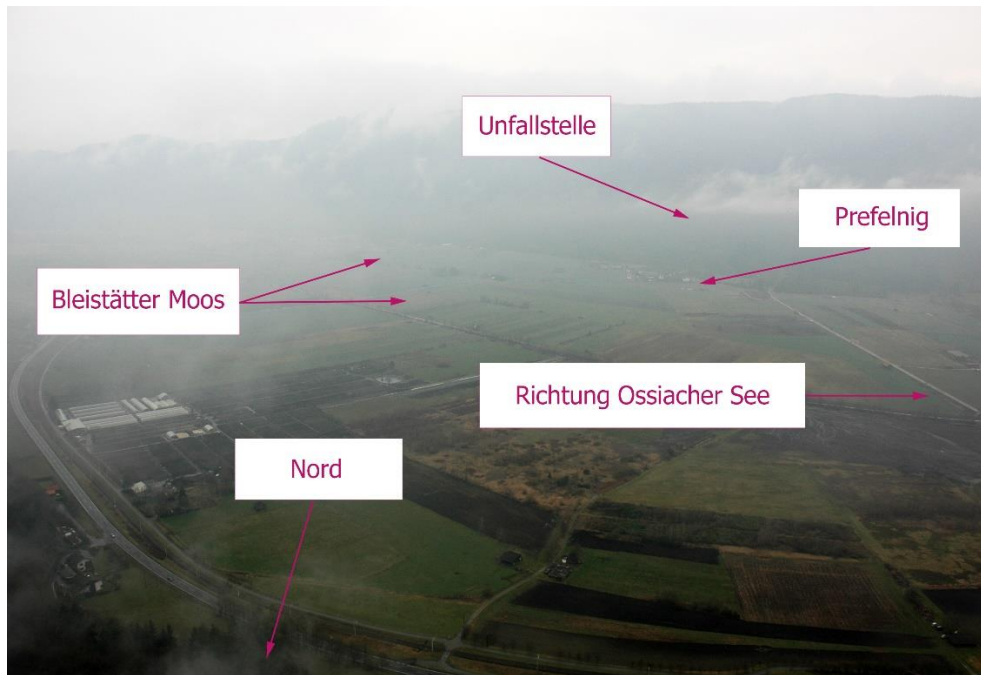
Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

1.11 Angaben über Wrack und Aufprall

1.11.1 Unfallort

Die Unfallstelle liegt in einem dichten Hochwald in den Ossiacher Tauern in einer Höhe von ca. 690 m, ca. 50 m abseits einer Kehre einer Forststrasse südlich des Bleistätter Moooses und südlich des Ortes Prefelnig. Das Gelände ist an dieser Stelle nach Norden hin stark abfallend.

Abbildung 9 Ort des Unfalles



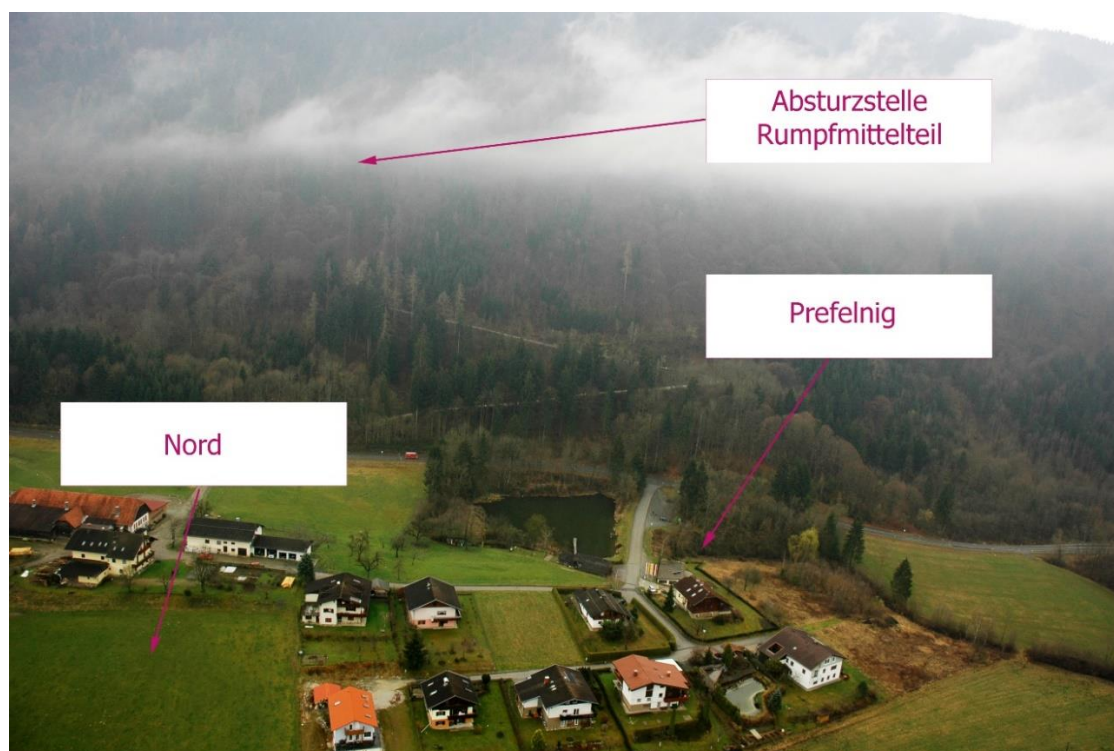
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 10 Blickrichtung Süden, ansteigendes Gelände



Quelle: Sachverständigengutachten

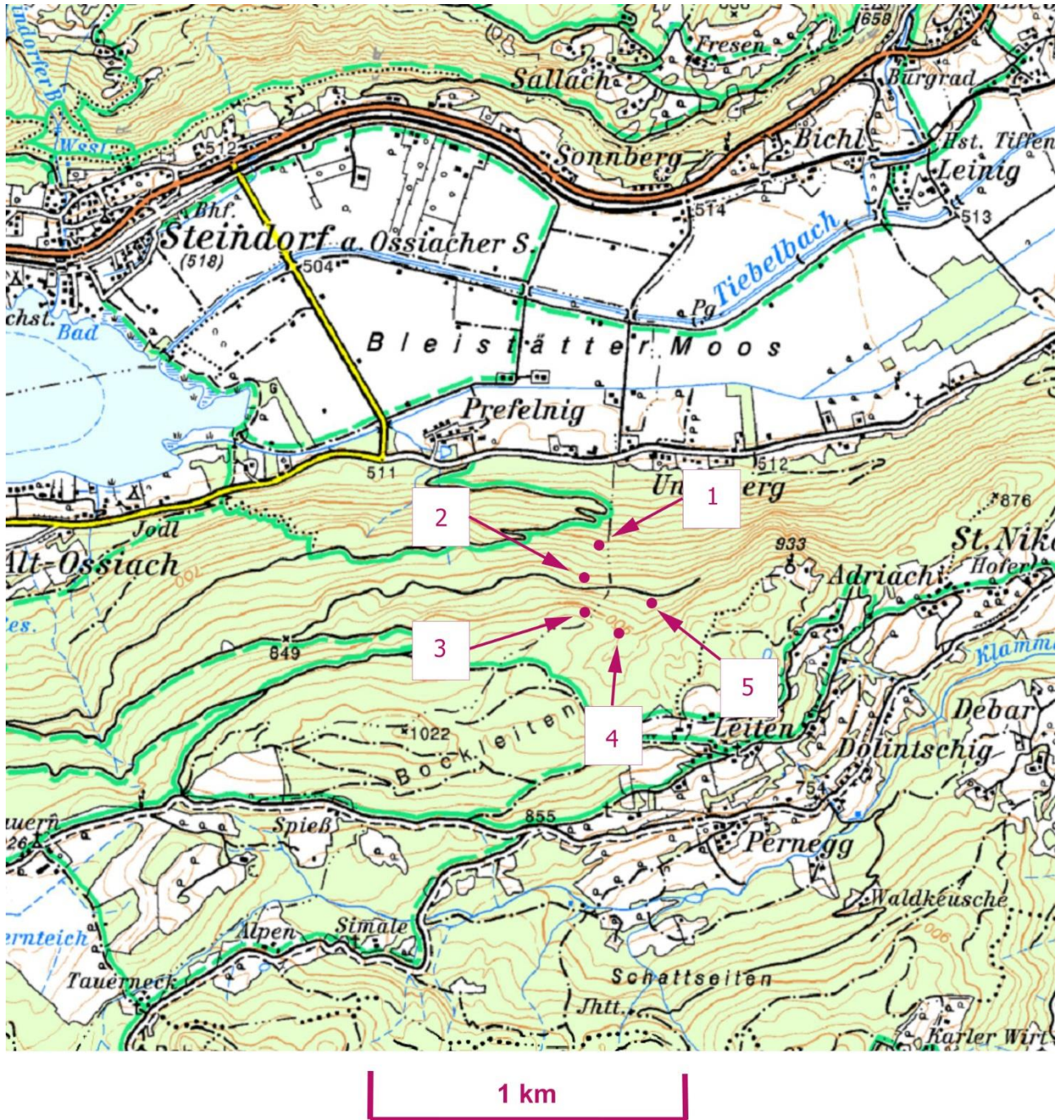
Abbildung 11 Blickrichtung Süden



Quelle: Sachverständigengutachten

1.11.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Abbildung 12 Kartenmaterial AMAP 1:50.000



Quelle: Sachverständigengutachten

Die Verteilung der Wrackteile gemäß obigem Kartenausschnitt war:

1. Rumpfmittelteil mit beiden Triebwerken (N 46°41.131' O 014°02.446')
2. Teil des Cockpitdaches, Teil der hinteren Rumpfsseitenverkleidung und Dach
3. Rechte Tragfläche
4. Linke Tragfläche
5. Teil des Höhenruders, Radom, einzelne Teile

Weitere Flugzeugteile wurden in unmittelbarer Nähe der Positionen 1 – 5 gefunden. Zwischen den Fundorten und der letzten Radaraufzeichnung liegen vertikal ca. 2.000 Höhenmeter.

Nach Norden zur Bundesstraße im Bleistätter Moos und Prefelnig wurden zahlreiche lose Papierblätter in einem Umkreis von mehreren hundert Metern gefunden.

Insgesamt wurden die Teile auf einer Fläche von etwa 2,5 km² verteilt aufgefunden.

1.11.3 Cockpit und Instrumente

Das Cockpit und die Instrumente wurden beim Aufprall zerstört. Für die Leichenbergung musste das Cockpit zerschnitten werden.

Mit hohem Zerstörungsgrad wurden folgende Instrumente gefunden, deren Anzeigen und Positionen augenscheinlich nicht verlässlich waren:

- 2 künstliche Horizonte
- Großteil der Schalterstellungen
- Höhenmesser
- Kurskreisel
- Autopilot
- Motordrehzahl
- Öltemperatur
- Stellung der Gashebel
- Stellung des Fahrwerkshebels
- Stellung des Steuerhorns
- Stellung der Landeklappen
- Fahrtmesseranzeige
- Variometeranzeige
- Restliche Triebwerksinstrumente

- Kraftstoffvorratsanzeige

Der Autopilot-Wahlschalter, der unterhalb des Steuerhorns auf der Pilotenseite angebracht ist, stand auf „HDG“.

Das Pitot-Staurohr befand sich nicht mehr an seiner Einbauposition an der linken Tragfläche. Es konnte nicht rekonstruiert werden, ob es bereits in der Luft oder beim Auftreffen der Tragfläche am Boden abgerissen wurde.

Die Landeklappen waren eingefahren.

1.11.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Zeugen nahmen unmittelbar vor dem Aufschlag aussetzende Motorengeräusche wahr.

Das Luftfahrzeug war mit einem analogen Autopiloten der Marke Edo Aire, Modell AltiMatic IIIc ausgestattet. (siehe POH Supplement in der **Beilage 6.5 Autopilot**). Die maximal zulässige Geschwindigkeit für den Betrieb mit dem Autopiloten beträgt 172 KIAS. Es waren am linken Steuerhorn ein Schalter für die elektrische Trimmung und ein Unterbrecherknopf des Autopiloten eingebaut, die beim Aufprall zerstört wurden.

Das Hauptpanel wurde stark beschädigt aufgefunden. Die Schalter waren beschädigt und lieferten keine verlässlichen Hinweise auf die Stellung während des Fluges.

1.12 Medizinische und pathologische Angaben

Die Obduktionsergebnisse erbrachten keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten. Beide Opfer wiesen massive Verletzungsmuster auf und verstarben an einem Polytrauma.

1.13 Brand

Es brach kein Brand aus.

1.14 Überlebensaspekte

1.14.1 Rückhaltesysteme

Die beiden Insassen waren mit Becken- und Schultergurten angeschnallt.

1.14.2 Evakuierung

Keine.

1.14.3 Verletzungsursachen und Überlebenschancen

Der Unfall war nicht überlebbar.

1.15 Weiterführende Untersuchungen

1.15.1 Technische Untersuchung

Ein vergleichbares Baumuster konnte unter Mithilfe des Luftfahrzeughalters als verantwortlicher Pilot für einen Messflug in Stockerau gewonnen werden.

Betankung und Schwerpunktlage wurden an den Unfallflug angenähert:

- 95 USGAL
- 2 Personen
- Masse 4.100 Lb Gross Weight
- 88,0 Inch Schwerpunktlage
- Autopilot eingeschaltet

Folgende Flugzustände wurden nachgeflogen und überprüft:

1. Steuerhorn Wegstellungen und Veränderungen in Abhängigkeit von Höhe, Geschwindigkeit und Leistungseinstellungen der Motoren (MP, Manifold Pressure)
2. Steuerkräfte bei Trimmung in Anschlagposition hinten („Nose Up“) gemessen mit Personenwaage

Tabellarisch angeführt die Werte für die Messungen der Stellung des Steuerhorns (Yoke) in Abhängigkeit von Leistungseinstellungen der Motoren (MP, Manifold Pressure):

Tabelle 2 Werte für Messungen (Yoke in Abhängigkeit von Leistungseinstellungen der Motoren)

RPM	ALT	MP	%	KIAS	Yoke zu Instrumentenbrett [mm]
2400	4000	32,8	75	129	200
2400	4000	29,6	65	122	200
2400	4000	25,8	55	118	195
2400	6000	32,0	75	130	200
2400	6000	29,0	65	121	200
2400	6000	25,2	55	117	195
2400	8000	31,6	75	130	200
2400	8000	28,4	65	122	200
2400	8000	24,8	55	115	195

Die Ergebnisse zeigen, dass die Stellung des Steuerhorns nahezu unverändert bleibt und somit die Leistungseinstellung (MP, Manifold Pressure) der Motoren bei konstanter Geschwindigkeit nur einen geringen Einfluss hat.

In weiterer Folge wurde im Reiseflug bei 120 KIAS und eingeschaltetem Autopiloten die Leistung von 75 % auf 55 % reduziert.

Es konnte gezeigt werden, dass die elektrische Trimmung konstruktionsbedingt erst nach 3 Sekunden begann, sich in Richtung „Nose Up“ zu bewegen. In weiterer Folge war es bei Vollausschlag „Nose Up“ nur mit einer Steuerkraft von 500-600 N möglich, die ursprüngliche Geschwindigkeit beizubehalten. Die Trimm laufgeschwindigkeit im Flug war vergleichbar mit jener am Boden.

Für ein vollständig vertrimmtes Flugzeug reichen die zumutbaren Kräfte nicht aus, um bei etwa 120 KIAS das Flugzeug durch Drücken am Steuerhorn zu beschleunigen.

Von einem weiteren Ausloten der Grenzen in die Gegenrichtung („Nose Down“ mit negativem Lastvielfachen) wurde aus Sicherheitsgründen abgesehen.

Es wurde absichtlich eine Kurve unsauber eingeleitet, eine Steilspirale angedeutet und rechtzeitig abgebrochen. Erwartungsgemäß verengte sich die Kurve, die Querlage stieg an und die Geschwindigkeit erhöhte sich. Dabei stieg auch die g-Last an und verstärkte sich durch Ziehen am Steuerhorn. Durch Reduzieren der Querlage konnte dieser kritische Flugzustand wieder beendet werden.

Siehe auch **Beilage 6.3 Spiralsturz**.

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

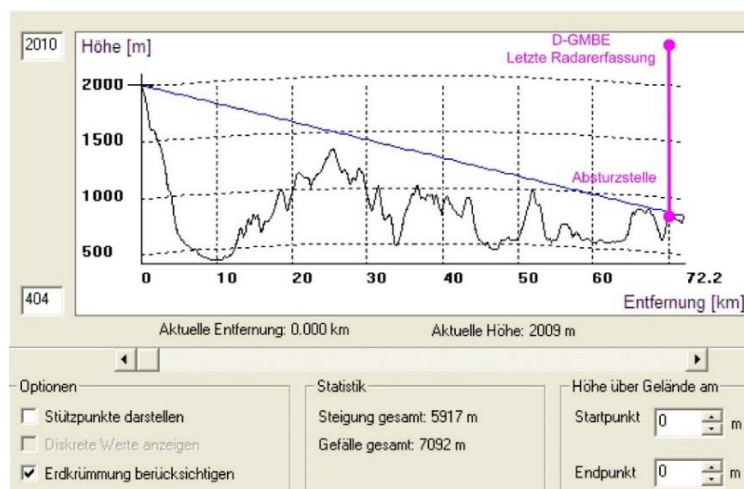
2.1.1 Radaranalyse

Die verwendeten Daten stammen systembedingt von einer analogen Ersterfassung, die dann digital aufgezeichnet wird und die Flugverkehrsdienste bei ihren Aufgaben unterstützt. Wenn diese Daten zur Unfallanalyse verwendet werden, muss berücksichtigt werden, dass sie fehlerbehaftet sind, nicht die Genauigkeit eines bordseitigen Flugschreibers erreichen und nur zur Darstellung von Größenordnung und Trends verwendet werden können.

Abbildung 13 zeigt den Geländeschnitt von der Radarstation Koralpe zur letzten Radarerfassung des Luftfahrzeugs. Die Höhendarstellung der letzten Radarerfassung in ca. 3.000 m MSL ist nicht maßstabsgetreu dargestellt.

Die schematisch dargestellte vertikale Verbindung der beiden Punkte „Letzte Radarerfassung“ und „Absturzstelle“ verdeutlicht, dass die Radarstation Koralpe das Luftfahrzeug beim Aussenden von validen Transpondersignalen bis fast zur Absturzstelle hätte erfassen können. Dies zeigt, dass vom Luftfahrzeug ab Flugfläche ca. 096 (ca. 3.000 m) kein entsprechendes Transpondersignal mehr empfangen wurde.

Abbildung 13 Radaranalyse Radarstation Koralpe

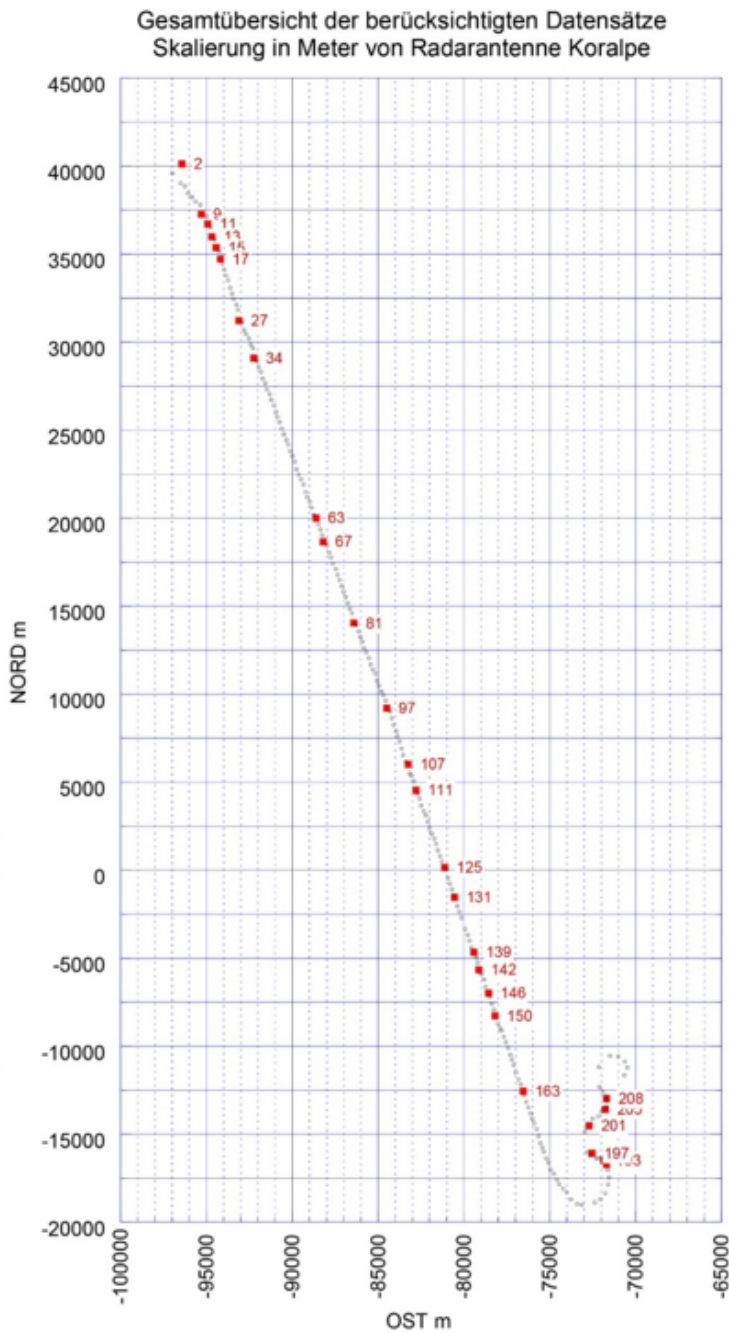


Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.1 Gesamtübersicht der berücksichtigten Datensätze

Hinweis: Die in 2.1.1.1 und 2.1.1.2 rot markierten Indexpunkte wurden subjektiv nicht berücksichtigt, da entweder die Datenqualität keine Höhenabgabe lieferte oder sie analog nicht in den Flugablauf passten.

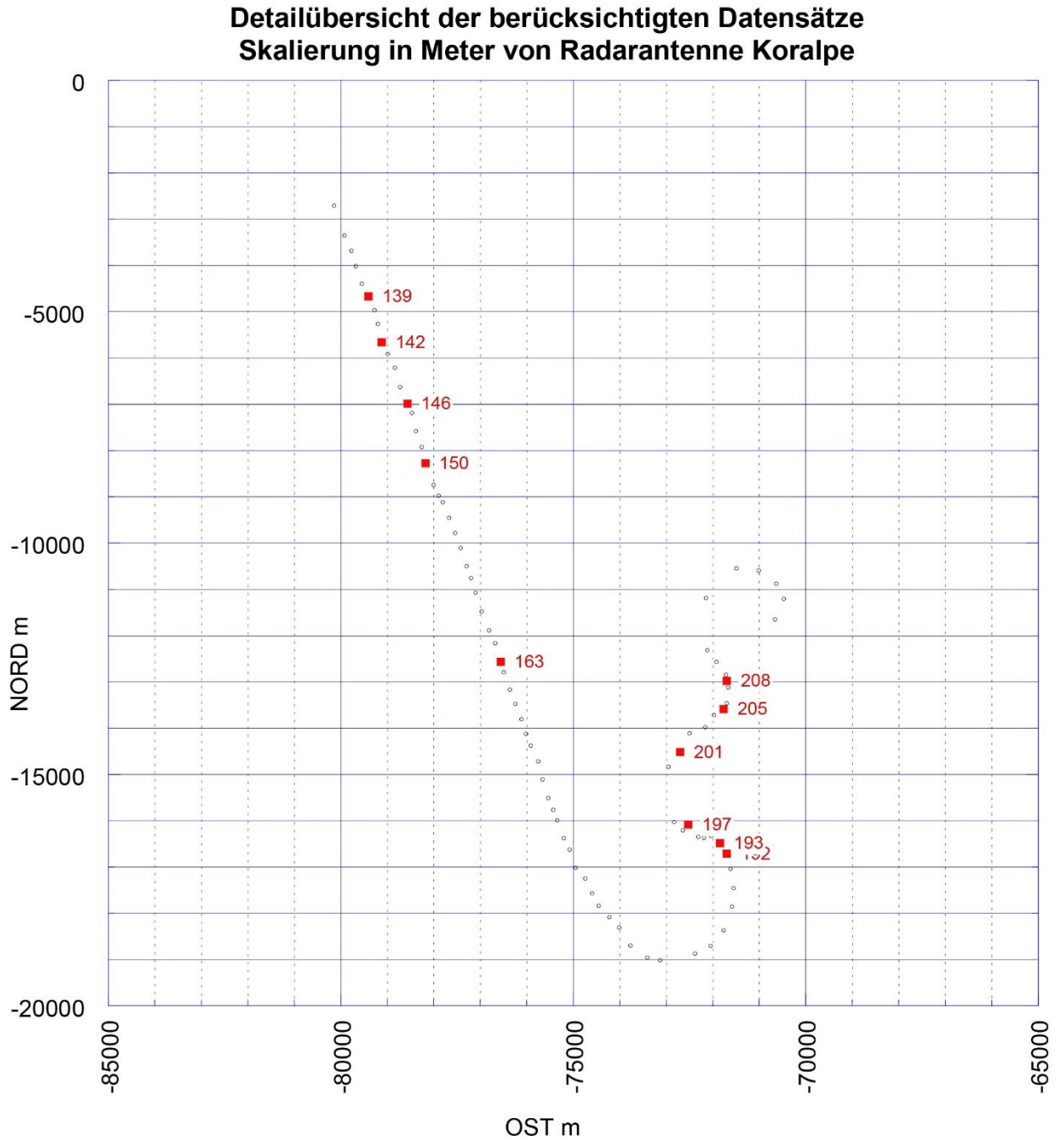
Abbildung 14 Gesamtübersicht der berücksichtigten Datensätze



Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.2 Detailübersicht der berücksichtigten Datensätze

Abbildung 15 Detailübersicht der berücksichtigten Datensätze

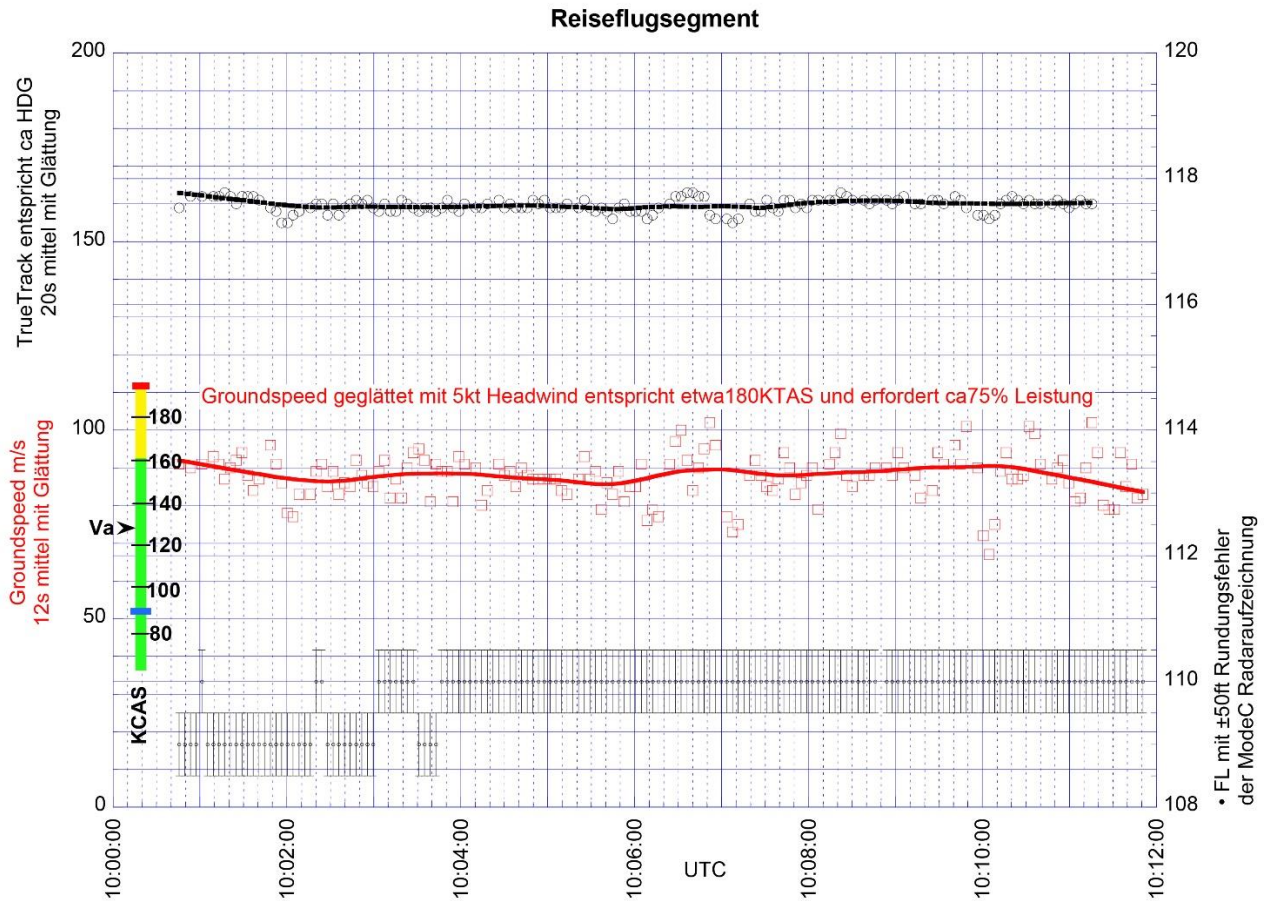


Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.3 Datenanalyse des Reiseflugsegmentes

Die analysierten Daten und die geringen Abweichungen in Steuerkurs, Höhe und Geschwindigkeit zeigen die Verwendung des Autopiloten im „ALT“ und „HDG“ Modus im Reiseflug. Die Höhenangabe hat den für die Transponderkodierung üblichen +/- 50 ft Rundungsfehler. Die Geschwindigkeitswerte sind gemittelt.

Abbildung 16 Analyisierte Daten des Reiseflugsegmentes

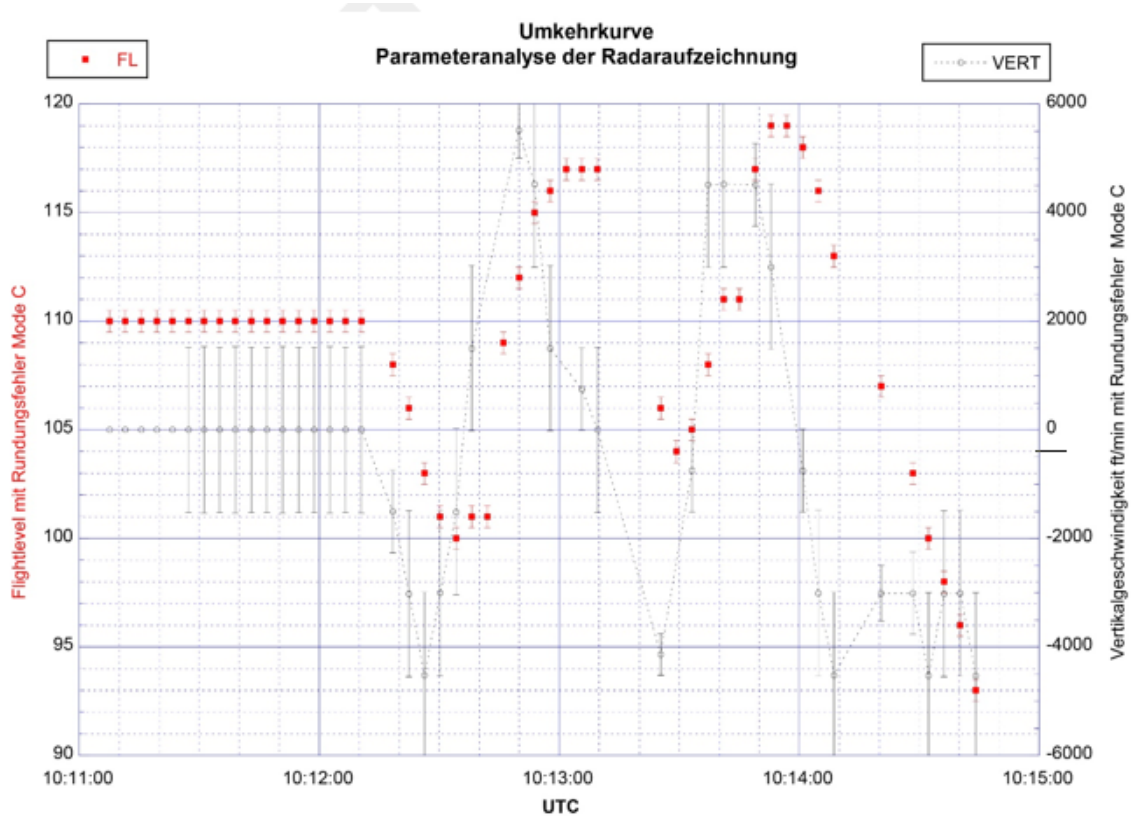


Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.4 Datenanalyse der Flugfläche und Vertikalgeschwindigkeiten in der Umkehrkurve

Die tatsächlichen Höhenwerte können innerhalb +/- 50 ft gleichmäßig verteilt sein. Daraus ergeben sich zwei mögliche Vertikalgeschwindigkeiten (eine größte und eine kleinste) zwischen zwei Punkten. Beide sind mit dem vertikalen Fehlerbalken eingezeichnet.

Abbildung 17 Datenanalyse der Flugfläche und Vertikalgeschwindigkeiten in der Umkehrkurve

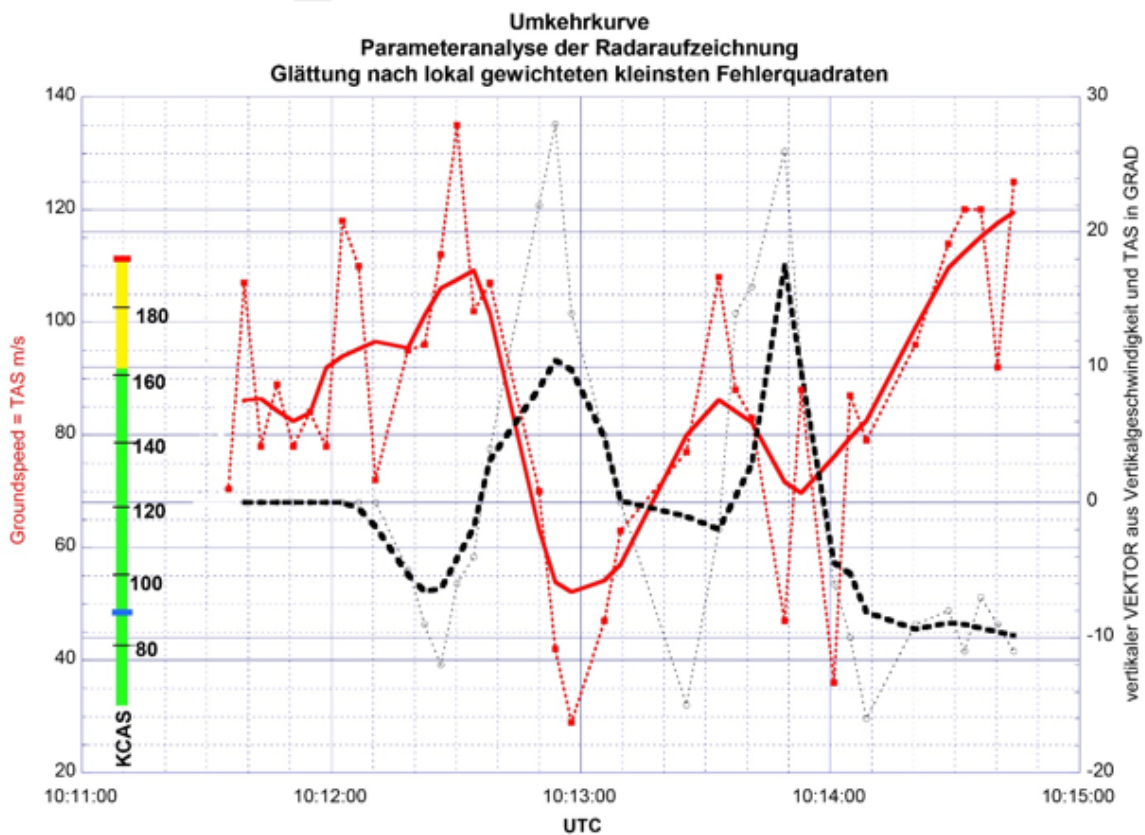


Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.5 Datenanalyse der Geschwindigkeit über Grund und des Vektors in der Umkehrkurve

Die Vertikalgeschwindigkeit und die Horizontalgeschwindigkeit ergeben einen nach oben oder unten gerichteten Vektor im Raum in Grad, in weiterer Folge als Vektor bezeichnet. Wie im Messflug aufgrund der Flügelform auch bestätigt, lagen die Pitchwerte in derselben Größenordnung wie der vertikale Flugvektor. Unterschiedliche Anstellwinkel hatten daher nur geringen Einfluss.

Abbildung 18 Datenanalyse der Geschwindigkeit über Grund und des Vektors in der Umkehrkurve

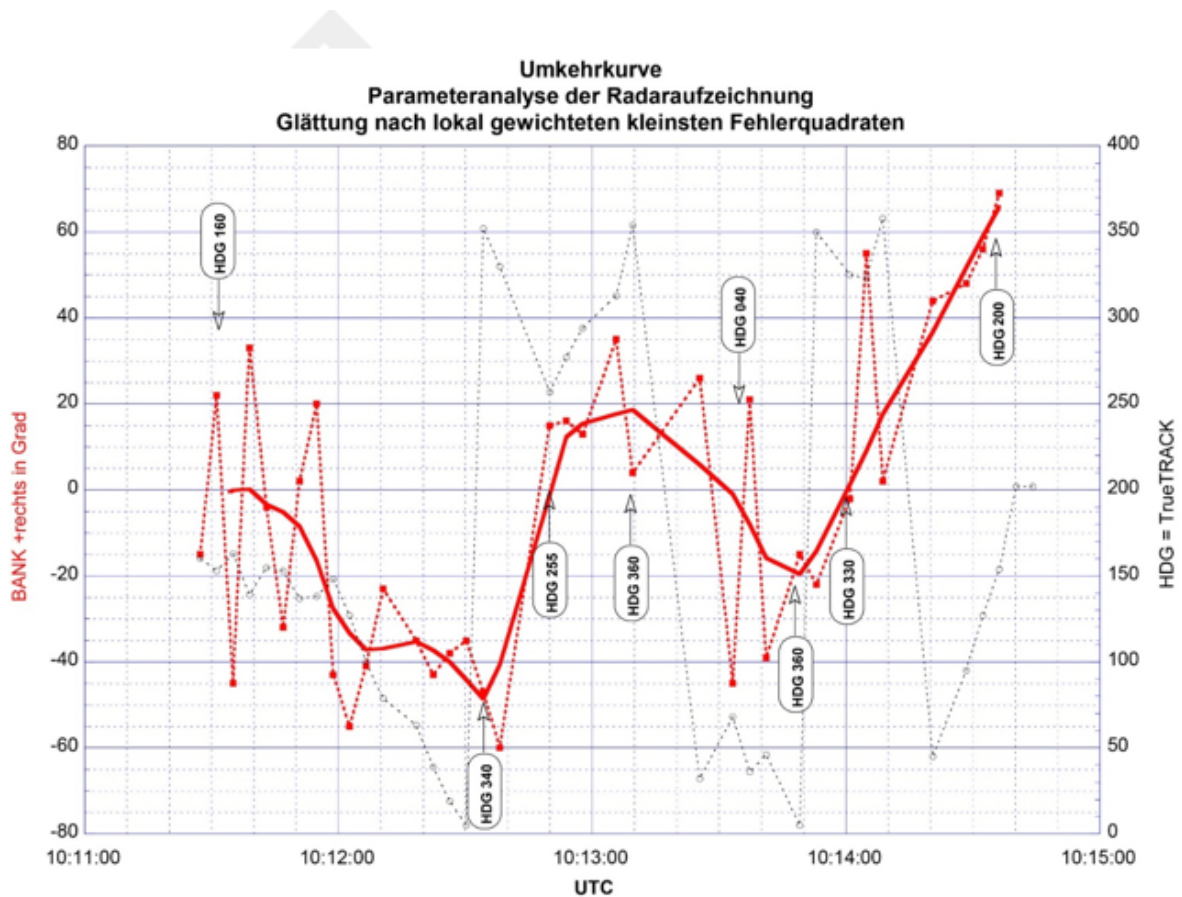


Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.6 Datenanalyse der Querlage und des Headings in der Umkehrkurve

Das Heading resultiert aus der geographischen Arithmetik. Die Querlage ist ein aus jeweils 2 Segmenten und 3 Punkten gerechneter Umkreis mit Berücksichtigung der Geschwindigkeit unter der Voraussetzung, dass das Scheinlot in der Mitte ist. Daraus ergibt sich ein Querlagenwinkel, der wiederum geglättet wurde.

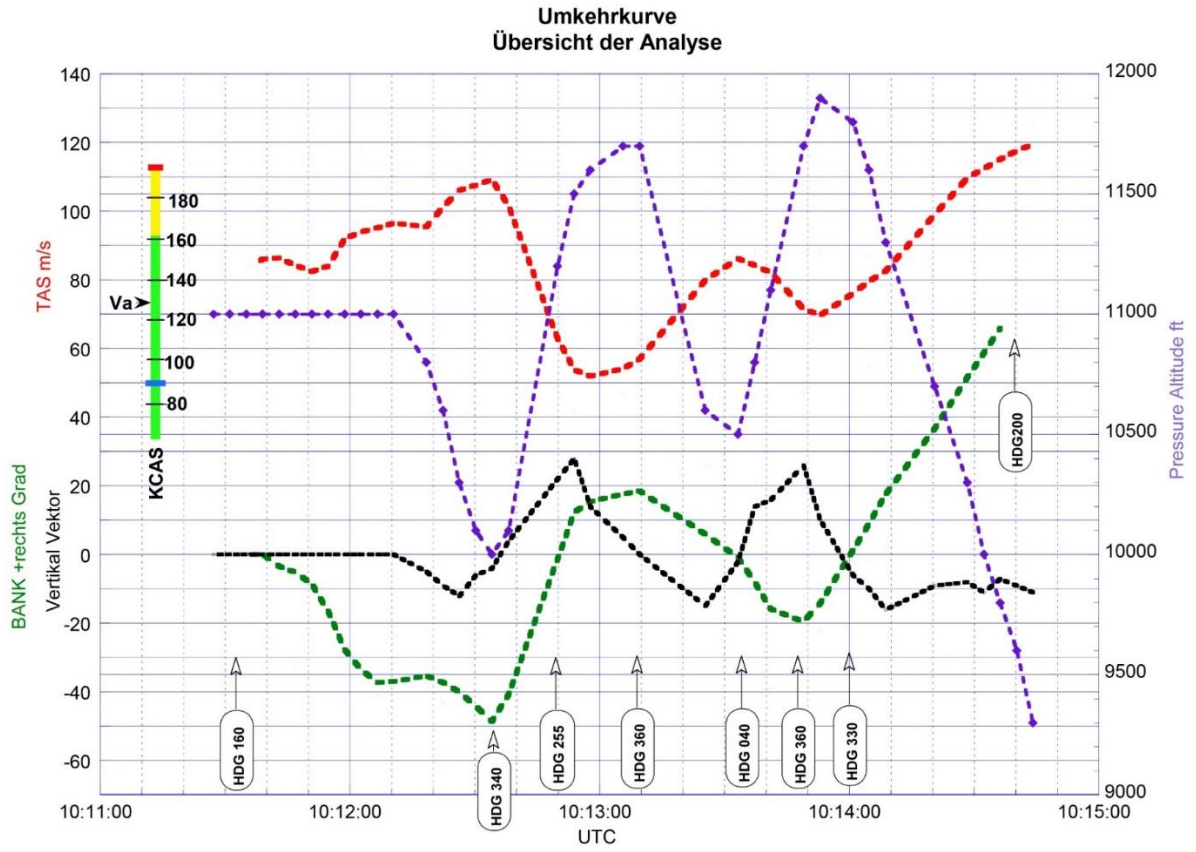
Abbildung 19 Datenanalyse der Querlage und des Headings in der Umkehrkurve



Quelle: Sachverständigengutachten

2.1.1.7 Datenanalyse der gesamten Umkehrkurve

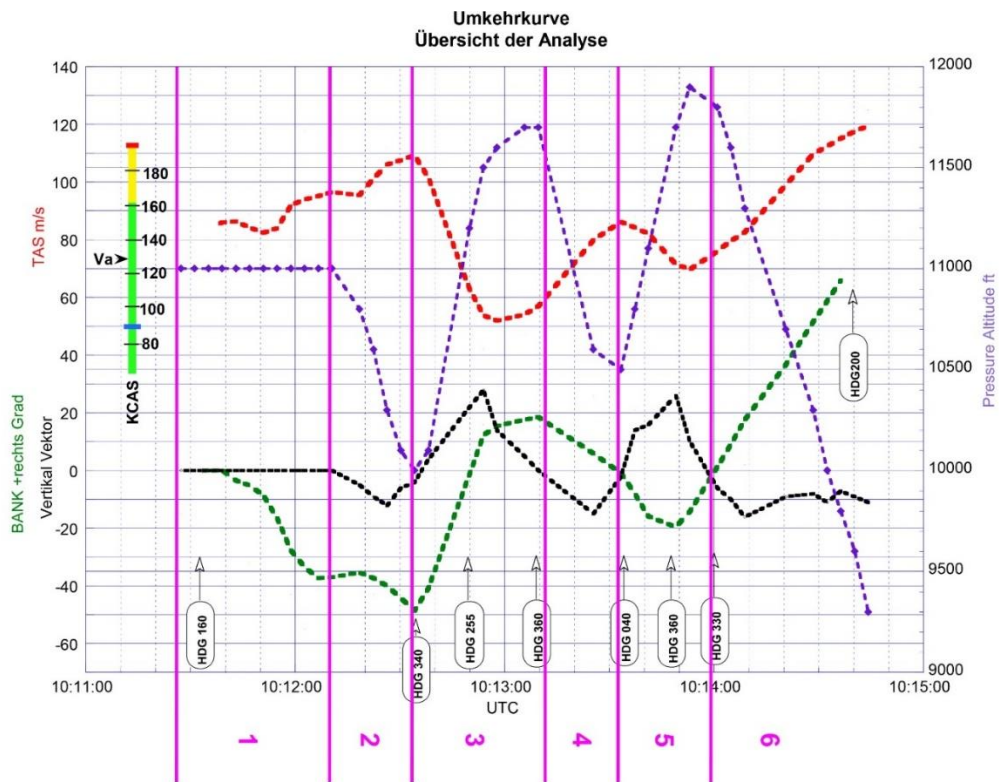
Abbildung 20 Datenanalyse der gesamten Umkehrkurve



Quelle: Sachverständigengutachten

Gesamtübersicht in 6 Segmente aufgeteilt mit anschließender Ausführung:

Abbildung 21 In 6 Segmente aufgeteilte Gesamtübersicht



Quelle: Sachverständigengutachten

Es folgt die Beschreibung der 6 Abschnitte der Umkehrkurve ab Beginn. Die Übergänge zwischen den Abschnitten verstehen sich nahtlos, die Manövergeschwindigkeit von $V_a=127$ KIAS wurde bereits gewichtskorrigiert. Ziel des Diagramms und seiner Analyse ist ein Aufzeigen von Tendenzen und gemittelter Werte der Radardaten. Ein exaktes Quantifizieren und die Darstellung von Dezimalstellen war nicht möglich und nicht Ziel dieses Diagramms. Der Windeinfluss kann vernachlässigt werden, womit die gemessene Geschwindigkeit über Grund (GS) der True Airspeed (wahre Geschwindigkeit gegenüber der Luft) gleichgesetzt werden kann.

Die Ausgangslage ist ein stationärer Reiseflug aus dem aufgrund von schlechten Sichtverhältnissen eine linke Umkehrkurve zurück zum Salzburg VOR eingeleitet wurde. Der Kontroller vereinfachte die Umkehrkurve auf „northerly heading“ und einen Steigflug auf Flugfläche 120.

Abschnitt 1:

Vom bisherigen Heading 160 begann bei gleichbleibender Höhe in Flugfläche 110 die linke Umkehrkurve. Die Flughöhe wurde zunächst gut eingehalten, die Querlage nach links war für einen Kurvenflug normal. Dieses Manöver wäre innerhalb der Betriebscharakteristika des Autopiloten gelegen.

Abschnitt 2:

Mit eingeschaltetem Autopiloten hätten die nunmehrigen Querlagewerte und die Absenkungen der Flugzeugnase nicht erreicht werden können. Die Weiterführung einer stabilen Umkehrkurve misslang.

Nach ca. 40 Sekunden stieg die Querlage an und die Nase fiel, wohl unbeabsichtigt, nach dem Vektor auf ca. 10 Grad „Nose down“ unter den Horizont. Während dieses Vorgangs betrug der Höhenverlust ca. 1.000 ft innerhalb von 20 Sekunden (ca. 3.000 ft/min). Die Querlage erhöhte sich links weiter auf 50 Grad. Die Geschwindigkeit stieg an und näherte sich der Vne. Die Triebwerksleistung wurde sehr wahrscheinlich reduziert. Diese misslungene Linkskurve zeigte eine erste beginnende Steilspirale nach links. Dem Piloten gelang das Abfangmanöver durch Ziehen und Drehen nach rechts am Steuerhorn.

Abschnitt 3:

Der Pilot steuerte die Querlage von 50 Grad links zügig auf ca. 20 Grad rechts innerhalb von ca. 20 Sekunden. Das Heading war zu diesem Zeitpunkt bereits überdreht auf Westkurs. Das Luftfahrzeug stieg innerhalb von ca. 30 Sekunden auf Flugfläche 117 (mit 3.000 – 4.000 ft/min) mit einem Vertikalvektor von bis zu 30 Grad „Nose up“. Die Geschwindigkeit sank Richtung Blue Line und der dabei noch immer erzielte vertikale Vektor hätte eine Leistungsabgabe beider Triebwerke von mindestens 75 % erfordert.

Abschnitt 4:

Der Pilot drückte daraufhin die Nase auf ca. 15 Grad „Nose down“ und kurvte nach dem Überdrehen auf ein nordöstliches Heading wieder zurück nach links. Die Geschwindigkeit stieg auf ca. 150 KIAS an, die Höhe nahm innerhalb von 20 Sekunden um 1.000 ft (mit 3.000 ft/min) auf ca. Flugfläche 105 ab.

Abschnitt 5:

Der Pilot steuerte mit einem Vertikalvektor von ca. 25 Grad „Nose up“, um den Höhenverlust zu korrigieren. Die Geschwindigkeit sank auf ca. 120 KIAS ab. Das Luftfahrzeug erreichte eine Höhe von Flugfläche 119 mit einer Steigrate von ca. 2.000

ft/min. Die Querlage von 20 Grad links wurde nach einem weiteren Überdrehen auf ein nordwestliches Heading durch Drehen nach rechts beendet. Spätestens zu diesem Zeitpunkt hätte der Pilot die elektrische Trimmung Richtung „Nose Down“ betätigen müssen, um sie von ganz hinten bis auf Spindelanschlag ganz vorne beim letzten erfassten Radarsignal zu bringen.

Abschnitt 6:

Der Pilot drückte vehement wieder nach, brachte die Nase innerhalb von ca. 20 Sekunden von ca. 20 Grad „Nose up“ auf ca. 20 Grad „Nose down“. Die Querlage nach rechts erhöhte sich weiter stetig. Die Geschwindigkeit erhöhte sich schnell und der Eintritt in die Steilspirale mit starkem Höhenverlust fand statt. Die Geschwindigkeitszunahme zeigte ein leichtes Plateau, was bedeutet, dass die Triebwerksleistung mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit noch reduziert wurde, die Geschwindigkeit jedoch Vne bereits überschritten hatte.

Das Luftfahrzeug befand sich in einer immer enger werdenden Kreisbahn nach rechts, die Fluggeschwindigkeit nahm zu und der Höhenverlust war enorm. Dies ist das Merkmal eines Spiralsturzes.

Zusammenfassung:

Die Flugbewegungen des Unfallflugzeuges sprechen für eine Unterstützung der Steuerbewegungen mit der elektrischen Trimmung in die gewünschte Richtung, die in dieser Kombination zu einer Überdosierung der Korrekturen führt. Die Folge dieses Flugverhaltens war, dass notwendige Gegenkorrekturen (Sinken – Steigen) wiederum nur mit Zuhilfenahme der Trimmung erfolgen konnten. Dies lässt auch den weiteren Schluss zu, dass das Luftfahrzeug und seine Systeme ordnungsgemäß funktionierten. Die Trimmspindel des Höhenruders wurde in der Position „Full Nose Down“ gefunden. In dieser Position ist ein Steigflug mit 3.000 ft/min nicht möglich. Der Pilot reagierte mit Nachdrücken und wohl auch Betätigen der elektrischen Trimmung Richtung „Nose Down“ bis zum Anschlag. Die Flugbewegungen beim Unfallflug mit starken Sink- und Steigflugbewegungen sprechen gegen einen „Trim Runaway“, da sich während eines solchen die Trimmrichtung nicht ändern würde.

Die wiederholten Änderungen der Querlage links und rechts, lassen den Schluss zu, dass beide Triebwerke ungehindert Leistung abgaben, die Flugsteuerung nicht beeinträchtigt war und kein asymmetrischer Flugzustand vorlag.

Vielmehr muss auf die Überforderung des Piloten, die Fluglage bei schlechter Sicht ohne äußere Referenzen zu kontrollieren, hingewiesen werden. Zu keinem Zeitpunkt waren die wesentlichen Flugparameter zweckmäßig und gleichbleibend. Die Flugbewegungen zeigen, dass der Pilot anfänglich innerhalb von ca. 10 Sekunden die misslungene Umkehrkurve mit Gegenmaßnahmen korrigierte. Die Korrekturen gelangen zum Teil, wurden allerdings in übertriebenem Maße, wahrscheinlich wiederholt unter Zuhilfenahme der elektrischen Trimmung, ausgeführt. In weiterer Folge wirkten sich die aufgetretenen Beschleunigungen von mehr als 2 g zusätzlich belastend auf den Organismus des Piloten aus. Es gelang dem Piloten nicht mehr, in diesen „Pilot Induced Oscillations“ die Kontrolle über die Fluglage des Luftfahrzeugs wiederzuerlangen. Letztlich wurde die tragende Struktur durch starkes Ziehen, wahrscheinlich durch beide Personen, durch positive Überlast zerstört.

2.1.2 Flugverlauf

Der Pilot startete am Morgen des Unfalltages eine Stunde früher als geplant zu einem VFR-Flug von Ingolstadt (ETSI) nach Klagenfurt (LOWK). Es ist davon auszugehen, dass das Luftfahrzeug von dem im Flugplan angegebenen verantwortlichen Piloten gesteuert wurde.

Der Unfall ereignete sich letztlich auf einem Sichtflug mit Steuerkurs von etwa 160 Grad in Flugfläche 110 mit dem Ziel EDME (Eggenfelden), beginnend südlich des Villach VOR (VIW).

Die telefonisch eingeholte individuelle Wetterberatung hat den Flug als durchführbar bewertet, hat aber den Sinkflug zur Destination nicht abgedeckt.

Wegen Schlechtwetters am Zielflughafen kehrte der Pilot um. Nach der Kurskorrektur nach Norden geriet das Luftfahrzeug in schlechte Sicht, vom Piloten auf Nachfrage als in IMC gemeldet. Der nur für VFR-Flüge zertifizierte Pilot verlor in Wolken die Kontrolle über die Fluglage. Durch mehrere übertriebene Korrekturen endete der Flug in einem Spiralsturz.

Die Tonbandaufzeichnung und die Radardaten wurden überprüft und deren Zeitspuren in Deckung gebracht. Ausgangspunkt für die neue Zeitspur wird der Funkausspruch „no, I turn right now“ mit der Drehung nach links angenommen. „Right now“ wird als „jetzt“ und nicht als „rechts jetzt“ angenommen. Aus dieser neuen Deckung ergibt sich eine Differenz

von plus 3 Minuten gegenüber der ursprünglichen Tonbandaufzeichnung und den Radardaten. Der Audiodatei war keine eigene Zeitspur beigelegt.

In der verfügbaren digitalen Audiodatei in hoher Qualität konnte die im Tonbandprotokoll vermerkte Reiseflughöhe 116 nicht verifiziert werden. Die Aussprache des Piloten ist an der dritten Stelle bei „6“ undeutlich. Laut Radardaten besteht kein Zweifel, dass sich das Luftfahrzeug stationär zu diesem Zeitpunkt auf Flugfläche 110 befand. Weder die Flugfläche 110 noch die im Flugplan als beabsichtigt angegebene Flugfläche 120 entsprechen dem Reiseflughöhenschema für Sichtflüge. Seitens der Flugsicherung war dies offensichtlich akzeptiert.

Klagenfurt (LOWK) liegt in einem Becken und ist von hohen Bergen umgeben. Die Eintrittsflughöhen in das Becken liegen bei Talflugwegen bei mindestens ca. 7.000 ft und ansonsten um 10.000 ft und höher.

Es gibt zwei grundsätzliche Möglichkeiten, den Flugplatz VFR zu erreichen:

1. von oben in das Becken und dann durch eine wolkenfreie Zone einen steilen Sinkflug beginnen oder
2. über Talflugwege in das Becken, wobei ebenfalls Mindesthöhen über Pässe von mindestens 6.000 ft überflogen werden müssen. Der Talflugweg von Spittal an der Drau nach Klagenfurt, welcher bereits im Flachland war, war laut GAFOR zum Unfallzeitpunkt durch diese Wolken als „kritisch“ eingestuft.

Der Pilot hatte sich bereits in der Planungsphase für die Variante 1 entschieden. Dies bedeutet, dass, sofern der Reiseflug in VMC durchführbar war, er aus der Reiseflughöhe durch ca. 9.000 ft geschichtete Bewölkung nach Klagenfurt (LOWK) absinken hätte müssen.

Das Luftfahrzeug befand sich im Luftraum „E“ bzw. „D“, in denen dieselben Sichtfordernisse galten, allerdings mit der Anforderung einer Flugverkehrskontrollfreigabe auch für VFR in „D“.

Bereits bei der Kontaktaufnahme mit Klagenfurt Radar hatte der Pilot Zweifel, dass sein Ziel Klagenfurt (LOWK) unter VFR-Bedingungen erreichbar gewesen wäre. Er meldete dem Kontroller seine Höhe (die tatsächliche Flugfläche war 110) und in der Folge seine Absicht, nach Graz (LOWG) auszuweichen.

Das Reiseflugsegment bis zum Beginn der Umkehrkurve wurde wegen der Konstanz der Parameter Geschwindigkeit, Höhe und Steuerkurs sehr wahrscheinlich mit dem Autopiloten geflogen (siehe **2.1.1.3 Datenanalyse des Reiseflugsegmentes**).

Der Kontroller versicherte sich, dass der Pilot unter Sichtflugbedingungen (VMC) steuert. Der Kontroller nahm die Änderung des Zielflugplatzes zur Kenntnis. Der Kontroller wies den Piloten an, zurück zum Salzburg VOR zu fliegen. Nachdem der Pilot nach diesem Funkspruch ca. 45 Sekunden lang keine ersichtliche Kurskorrektur vornahm, fragte der Kontroller noch einmal nach, ob der Pilot mit der Umkehr bereits begonnen habe. Der Pilot bestätigte und leitete eine linke Umkehrkurve ein.

Während dieser Umkehrkurve fiel nach etwa 40 Sekunden gleichbleibender Höhe der Pitch bis auf etwa 10 Grad nach unten und die Querlage erhöhte sich von bisher normalen 30 Grad deutlich über das Maß einer im Normalfall vom Autopiloten gesteuerten Kurve. Dies lässt den Schluss zu, dass der Autopilot spätestens hier nicht mehr eingeschaltet war. Der beginnende Spiralsturz konnte vom Piloten erfolgreich beendet werden. In weiterer Folge wurden mehrfach exzessive Flugzustände erreicht. Der Pilot destabilisierte eventuell seine Situation zusätzlich durch die gleichzeitige Verwendung der elektrischen Höhenrudertrimmung.

Die Frage des Kontrollers, ob sich der Pilot noch in VMC befinde, verneinte der Pilot prompt. Der Kontroller wies den Piloten kurz darauf an, den offensichtlich unbeabsichtigten Sinkflug bei Flugfläche 100 zu stoppen, wieder zu steigen und den Steigflug bis auf Flugfläche 120 fortzuführen. Beides bestätigte der Pilot prompt. Der Kontroller konnte aufgrund der Hindernissituation und der Mindestflughöhen dem Piloten nur ein Umkehren nahelegen. Er unterstützte ihn bei der Durchführung des Manövers in IMC mit der navigatorischen Empfehlung für ein nördliches Heading und das Steigen auf Flugfläche 120, damit jedenfalls ein hindernisfreier Flugweg garantiert wird.

Der Kontroller fragte den Piloten nach dem aktuellen Heading, worauf dieser mit „330“ antwortete. Der Kontroller wies den Piloten daraufhin an, ein VFR-Heading von 360 Grad zu fliegen und auf Flugfläche 120 zu steigen. Dies bestätigte der Pilot wieder prompt.

Am Radarbild wurde für den Kontroller erkennbar, dass sich der Pilot offenbar in Schwierigkeiten befand und er fragte nochmals nach, ob er auf einem „northerly heading“ fliege, was der Pilot bejahte. Er fragte weiter, ob er sich wieder in VMC befände, was der Pilot verneinte. Der Kontroller fragte noch einmal nach, ob der Pilot die Flugfläche 120 auf

einem nördlichen Heading halten könne und bat den Piloten, dies zu tun. Der Pilot bestätigte wieder. Alle Rückmeldungen des Piloten ließen bis zum letzten Funkspruch darauf schließen, dass er die Anweisungen des Kontrollers stets verstanden hatte.

Der Pilot hatte bei der Einleitung des unkontrollierten Flugzustandes vermutlich zu wenig visuelle Referenzen. Die erste Phase zur Beendigung dieses Flugzustandes gelang ihm. Danach folgten starke Übersteuerungen im Pitch und starkes gesteuertes Pendeln in der Querlage. Das Luftfahrzeug in der letzten Phase des Flugwegs zu stabilisieren gelang dem Piloten zu spät. Im ausgebildeten zweiten Spiralsturz brach das Luftfahrzeug beim Versuch, die Kontrolle über die Fluglage wiederzuerlangen, auseinander. Der Pilot muss großen und unüblichen Beschleunigungskräften ausgesetzt gewesen sein und war daher möglicherweise in seinem Korrekturverhalten eingeschränkt.

Es ist nicht von einem Instrumentenfehler auszugehen, da das Luftfahrzeug sowohl Links- als auch Rechtskurven flog, als auch sank und stieg. Das Luftfahrzeug war mit mehreren Kreiselinstrumenten ausgerüstet, die dem Piloten Informationen über die Fluglage bieten hätten können. Ein ausgefallenes Instrument hätte dabei jederzeit aufgrund der ausreichenden Instrumentierung durch andere Anzeigen substituiert werden können.

Die Radaraufzeichnung endet bei Flugfläche 096 (ca. 9.870 ft / ca. 3.000 m True Altitude MSL) bei einer weiterhin zunehmenden Geschwindigkeit um ca. 200 Knoten im Bereich der Vne. Der Flugweg war nur mit einer Querlage von mindestens 60 Grad möglich. Dies entspricht in etwa einer 2,5-fachen g-Last. Das Zerbrechen des Luftfahrzeuges wurde in den Radardaten selbst nicht erfasst, sondern fand vermutlich erst 4 – 8 Sekunden nach der letzten Signalerfassung statt. Das Potenzial zum Erreichen von Bruchlasten lag bei der letzten Aufzeichnung jedoch bereits vor. Aufgrund der Schräglage war eine Abschattung zur Radarantenne möglich. Bei den nächsten Durchgängen des Antennenstrahls, bei denen die Transponderantenne wieder erreichbar gewesen wäre, gab es keine Übertragung mehr, weil das Luftfahrzeug mit der Rumpfnase beginnend zerbrochen war (siehe **2.2.2 Wrackbefund und Bruchsequenz**).

Während dieser Umkehrkurve war der Autopilot nicht mehr in Betrieb. Der Autopilot hätte im „HDG“ Modus auf eine maximale Querneigung von 20 Grad beschränkt, er hätte das pilotengesteuerte elektrische Trimmen nicht ausgeführt, hätte jedoch an den Steuerhörnern manuell überdreht werden können.

Der Unterschied zwischen Trudeln im Low Speed-Bereich mit hohem Anstellwinkel und dem Spiralsturz im High Speed-Bereich mit niedrigem Anstellwinkel wird in der **Beilage 6.3 Spiralsturz** erläutert. Eine schnelle Drehung um die Hochachse bei gleichzeitigem Höhenverlust kann im niedrigen Geschwindigkeitsbereich auf Trudeln hinweisen und sich im hohen Geschwindigkeitsbereich als Spiralsturz manifestieren.

Ein Auszug aus dem FAA Airplane Flying Handbook FAA-H-8083-3B (siehe **Beilage 6.3 Spiralsturz**) beschreibt diese Phänomene und wie man sie entsprechend beendet. Beide unter Instrumentenflugbedingungen zu erkennen und zu beenden gilt als sehr schwierig. Ein Überlasten der tragenden Struktur kann dabei leicht passieren.

2.1.3 Fernmeldedienste und ATS

Die Zeitachse der Abschrift des Tonbandprotokolls korreliert nicht mit der Zeitachse der Radaraufzeichnungen. Ein systematischer 3 min-Fehler ist naheliegend. Die Zeiten der Tonbandabschrift wurden um plus 3 Minuten verschoben. Ausgangspunkt der Korrektur und Synchronisation war der Funkspruch „no, I turn right now“ des Piloten um 10:08:51 UTC (korrigiert somit 10:11:51 UTC). Der letzte Funkspruch vom Piloten erfolgte um 10:14:19 UTC.

Der kontrollierte Luftraum der Kategorie „E“ kann dann durch besondere Regeln (SRA) zur Kategorie „D“ werden, mit der Anforderung einer Flugverkehrskontrollfreigabe auch für VFR und gleichbleibenden VFR-Sichterfordernissen.

Die in der Tonbandabschrift erwähnte Flugfläche 116 konnte nicht bestätigt werden. Die Audio-Aufzeichnung ist gerade an dieser Stelle sehr undeutlich und die eindeutige Aussage „116“ des Piloten ist nicht zu hören. Laut Radaraufzeichnungen war das Luftfahrzeug zu diesem Zeitpunkt nicht in Flugfläche 116, sondern in Flugfläche 110.

Es wurde ein ATC-Flugplan mit der Statusangabe eines Sichtfluges abgegeben. Die angegebene Flugstrecke und die Flughöhe wurden letztlich geändert. Auch die Startzeit wurde entgegen der ursprünglichen Wetterplanung um eine Stunde vorverlegt.

Die Kommunikation mit Wien Information ist inhaltlich unbekannt.

Der Pilot war in Kontakt mit der mit einer Radaranzeige ausgestatteten Anflugkontrolle in Klagenfurt (LOWK).

Der Flugverkehrsdienst der Anflugkontrollstelle Klagenfurt (LOWK) umfasst:

- Flugverkehrskontrolldienst
- Fluginformationsdienst
- Alarmdienst, mit dem Überwachen der Notfrequenz 121,5 Mhz

Im vorliegenden Fall wurde:

- Informationsdienst ausgeübt,
- Alarm ausgelöst,
- die Besatzung des Luftfahrzeugs bei der Navigation und mit Anweisungen zur sicheren Flughöhe unterstützt

Das Unfallgeschehen fand im kontrollierten Luftraum letztlich D statt. Eine Flugverkehrskontrolle zur Zusammenstoßvermeidung zwischen Luftfahrzeugen für diesen Flug kam nicht zur Anwendung. Dieser Flug hat auch keine Freigaben anderer Flüge beeinflusst.

Das im Flugplan als Teil der Flugstrecke angegebene Villach VOR (VIW 112,0 Mhz) war zum damaligen Zeitpunkt noch aktiv. Der Pilot hatte laut ATC-Flugplan vor, das VOR anzufliegen, steuerte das Luftfahrzeug im Reiseflug aber deutlich daran vorbei. Der bis dahin stationäre Reiseflug mit dem eingeschalteten Autopiloten passte navigatorisch zu einem Radial von 150 Grad vom Salzburg VOR (FROM). Dieser Radial war auch am CDI eingestellt. Diese Navigationspraktik war für das Unfallgeschehen irrelevant.

Der Controller hat:

- über das Flugplatzwetter informiert
- die Änderung des Zielflugplatzes zur Kenntnis genommen
- auf Nachfrage realisiert, dass sich das Luftfahrzeug in IMC befand
- zweckmässige Hilfestellung für eine Umkehr gegeben.

Der nur für VFR-Flüge ausgebildete Pilot war in schlechte Sicht, wahrscheinlich in Wolken, eingeflogen und hatte keine Berechtigung, Flüge in IMC durchzuführen, jedoch Luftraum, ATC und Verfahren hätten jederzeit einen Anflug ermöglicht.

2.1.4 Besatzung, Erfahrung, Verhalten

Der Pilot holte eine individuelle telefonische Wetterberatung ein und zog die geplante Startzeit um eine Stunde vor, obwohl er die publizierten Wettervorhersagen hatte, wonach eine Wetterverbesserung erst deutlich später eintreten würde. Diese mündliche Wetterberatung hat den Flug um 06:22 UTC als durchführbar deklariert.

Der Pilot war ein erfahrener VFR-Pilot und war mit ca. 100 h auf dem gegenständlichen Luftfahrzeug und dessen Bedienungseinrichtungen vertraut. Er hatte keine IFR-Berechtigung und war daher nicht berechtigt, in Wolken einzufliegen.

Inwieweit die NVFR-Berechtigung den Piloten befähigte, die Fluglage über die vorhandenen Kreiselinstrumente zu kontrollieren, ist nicht bekannt. Es kann nicht eindeutig belegt werden, ob der Pilot mit unkontrollierten Flugzuständen und deren Beenden vertraut war.

Im vorliegenden Flugbuch des Piloten (beginnend mit dem 13.03.2000) wurden keine Aufzeichnungen über vorherige Anflüge in Klagenfurt (LOWK) oder allgemein im österreichischen Alpengebiet gefunden.

Laut Aussage eines fachkundigen Bekannten des Piloten war er bereit, besonders bei schlechter Sicht zeitweilig im VFR-Reiseflug den Autopiloten als Assistenzsystem zu benützen und kann daher mit dessen Betriebseinrichtungen als vertraut bezeichnet werden.

Die erhöhten Beschleunigungskräfte, auch während kurzer Zeit, können unter schlechten Sichtverhältnissen Desorientierung auslösen und die Leistungsfähigkeit in Wahrnehmung und Motorik nachteilig beeinflussen. Die Lage im Raum kann gefühlsmäßig nicht mehr richtig erkannt werden und Piloten können dadurch nicht mehr die richtigen Maßnahmen zur Korrektur setzen. Das Ablesen der Instrumente wird für einen ungeübten Piloten erschwert. Das gehobene Alter des Piloten und ein möglicher Überraschungseffekt durch das Szenario kamen möglicherweise erschwerend dazu.

Unter schlechten Sichtverhältnissen ohne Referenz zum Horizont sind entsprechendes Können und Übung erforderlich, um lediglich aufgrund der vorhandenen Instrumenteninformationen einen Spiralsturz zu erkennen und erfolgreich zu beenden. Während der Ausbildung auf 2-motorigen Flugzeugen wird häufig lediglich darauf hingewiesen, wie das Eintreten in Trudeln oder einen Spiralsturz zu vermeiden ist. Es

werden aber der tatsächliche Eintritt bzw. das Beenden nicht trainiert. Bei vielen Baumustern wäre dieses Manöver sogar verboten.

Es ist davon auszugehen, dass aufgrund der beim Spiralsturz zunehmenden Geschwindigkeit, der abnormen Windgeräusche und der Fluglageanzeige am künstlichen Horizont der Pilot den unkontrollierten Flugzustand realisiert hat. Weiters ist davon auszugehen, dass er einen Recovery-Versuch durch Ziehen am Höhenruder und möglicherweise Betätigung des Querruders einleitete, um die Lage des Flugzeugs zu stabilisieren und die Geschwindigkeit zu verringern.

Der deutschsprachige Pilot kommunizierte zu Beginn der Tonbandaufzeichnung beim Anmelden auf Klagenfurt Radar mit dem Controller auf Deutsch. Als dieser dem Piloten dann auf Englisch antwortete, fuhr der Pilot ebenfalls auf Englisch fort und behielt dies bis zum Ende der Aufzeichnungen bei. Häufig tritt das Gegenteil auf, sodass unter extremer Belastung zur Muttersprache gewechselt wird.

Möglicherweise wurde der Pilot durch Eisansatz an den Tragflächen und der Frontscheibe und sich eventuell ablösendem Eis von den Propellern durch laute Schläge auf die Flugzeugnase irritiert.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Wartung

Die Wartungshistorie, soweit dokumentiert, war unauffällig. Es kann davon ausgegangen werden, dass eine technische Komponente kein relevanter Teil des Unfallgeschehens war.

2.2.2 Wrackbefund und Bruchsequenz

Es gab 2 Möglichkeiten, die Bruchsequenz herzuleiten:

1. Rückschlüsse auf den Flugverlauf aufgrund der Verteilung an der Wrackfundstelle. Da die Letzterfassung durch die Radarantenne Koralpe in großer Höhe (ca. 2.000 m über Grund) stattfand und die Wrackteile im Verhältnis dazu nahe beieinander lagen wurde dieser Versuch verworfen.
2. Rückschlüsse aufgrund des Wrackzustandes und der letzten Radarerfassungen lieferten die besseren Anhaltspunkte für die Rekonstruktion

Die Wrackbefundung fand in der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes in Wien statt. Die Befundung ergab, dass der überwiegende Teil der Flugzeugteile geborgen wurde. Die

nachträgliche Analyse wurde erschwert, da die meisten Teile sehr stark beschädigt waren. Die Flugsteuerungen, besonders die Höhensteuerung, wurden in ihrer Kraftschlüssigkeit untersucht und ergaben keine Beanstandungen.

Die vertikale Differenz zwischen dem Auseinanderbrechen und dem massiven Aufprall war sehr groß. Die Aussagen der folgenden Instrumente und Bedieneinrichtungen waren für die Unfallursache:

- Relevante Schalterstellungen: zerstört, Stellung zufällig, daher irrelevant
- Künstliche Horizonte und Wendezeiger: nicht mehr versorgt, auslaufend, daher irrelevant
- Kurskreisel: HDG Bug auf 007 Grad, nicht mehr versorgt, auslaufend, daher irrelevant
- Höhenmesser, Variometeranzeige: irrelevant
- Fahrtmesseranzeige: ohne Pitot-System, daher irrelevant
- Autopilot: irrelevant
- Motordrehzahl: irrelevant
- Öltemperatur: irrelevant
- Stellung der Gashebel: Propellerdrehzahl nicht gefeathered, daher irrelevant
- Stellung des Fahrwerkshebels: irrelevant
- Stellung des Steuerhorns: irrelevant
- Stellung der Landeklappen: eingefahren, daher irrelevant
- Restliche Triebwerksinstrumente: irrelevant
- Kraftstoffvorratsanzeige: irrelevant

Der Autopilot-Wahlschalter für verschiedene Roll-Modi, der unterhalb des Steuerhorns auf der Pilotenseite angebracht war, stand auf „HDG“ (Heading Modus). Die Drehschalterstellung wurde mit hoher Wahrscheinlichkeit durch den Aufprall nicht verändert.

Der eingebaute ELT war nach dem Unfall nicht auffindbar. Die vollständige mechanische Zerstörung durch den Aufprall ist naheliegend. Die konstruktionsbedingte Funktion zur Unterstützung des Rettungsdienstes beim Auffinden der Unfallstelle war nicht mehr notwendig, da auch durch ein schnelleres Auffinden des Wracks keine rechtzeitigen Rettungsmaßnahmen möglich gewesen wären.

Neben vieler Kleinteile wurden besonders auf Unfallrelevanz untersucht:

- Rumpfmittelteil mit
 - linkem Hauptfahrwerk
 - Pilotensitz
 - Copilotensitz
 - Cockpit mit Instrumenten
 - Teilen der Motorgondeln
 - Motoren mit Anbauten
- Passagierbereich mit Sitzen
- Cockpitdach
- Flugzeugnase
- Vorderer Gepäckraum
- Kabinendach
- Kabinenheizung
- Propeller
- Tragwerk und Flugsteuerung
 - Beide Außentragflächen mit Querrudern und Auftriebshilfen
 - Querruder: befanden sich noch an den Flügeln
 - Landeklappen: vorhanden, eingefahren
 - Höhensteuerung: bis zum Anschluss kraftschlüssig verbunden von vorne bis hinten
 - Höhenruder mit Trimmruder: kraftschlüssig verbunden
 - Steuerseile auf beiden Seiten: gleichseitig abgerissen
 - Seitenleitwerk: Anlenkung ausgerissen, Gewaltbruch
- Bugfahrwerk
- Rechtes Hauptfahrwerk
- Cockpitscheiben
- Teile der hinteren Kabinentür
- Teile der Cockpittür

Bis auf den Bruch der tragenden Struktur des Luftfahrzeuges verlief diese Untersuchung ergebnislos.

Allgemeine Feststellungen der Ursachen, die zum Zerschlagen des Luftfahrzeuges in der Luft führen können:

- Durch positive Überlast bei Überschreiten der maximal zulässigen Geschwindigkeit und Überschreiten von sicheren Betriebsgrenzen. Der Hersteller hat im gegenständlichen Lastfall (siehe **Beilage 6.6 Mail Piper und NTSB**) auf das Auftreten

der beginnenden Verformung bereits bei 4,115 g und einer Bruchlast von 6,17 g hingewiesen. Die aerodynamischen Kräfte am Rumpf sind für die Bruchlast vernachlässigbar.

- Laut Handbuch sind die Betriebssicherheitsgrenzen Beschleunigungen von 3,8 g mit einer Sicherheitszahl von 1,5 das allgemeine Festigkeitslimit für die Struktur.
- Wenn die Masse des Luftfahrzeugs geringer ist, können höhere Beschleunigungen von der Struktur ertragen werden. Die gegebene Bruchlast kann bei geringerer Masse der nichttragenden Teile nur durch größere Beschleunigung, also Lastvielfachen, erzeugt werden. Dabei können andere Bauteile lokal bereits ihre Festigkeitsgrenzen und notwendigen Steifigkeitsgrenzen überschreiten.
- Weitere Fälle von positivem Strukturversagen von PA34 Luftfahrzeugen sind in der **Beilage 6.6 Mail Piper und NTSB** angeführt.

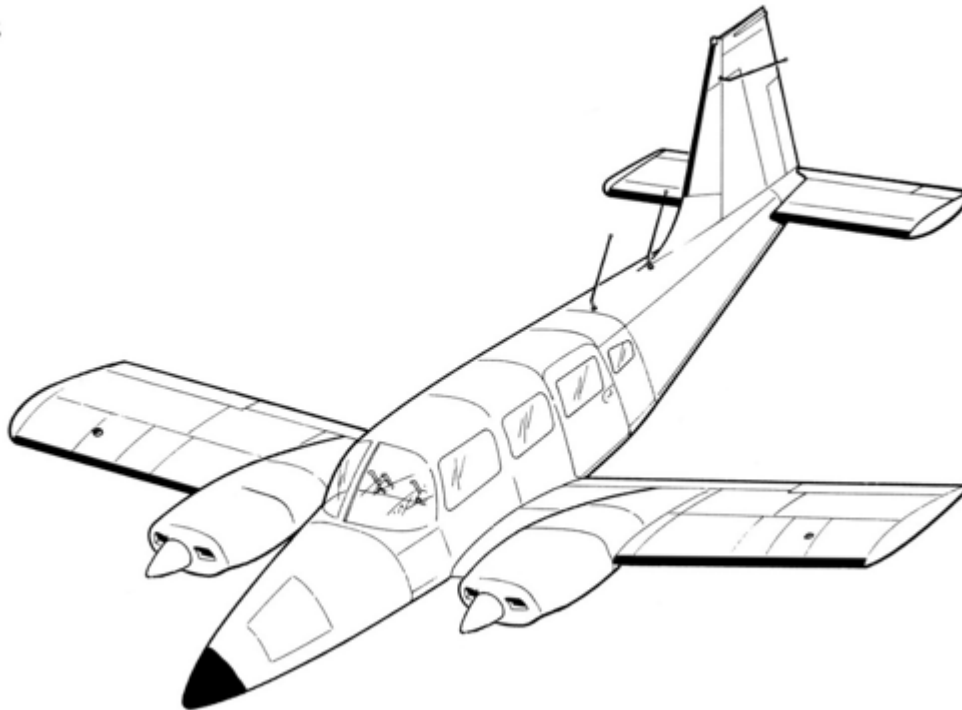
Bruchsequenz:

Die Darstellungen des Flugzeuges mit den Achsen im Raum sind rudimentär und entsprechen nicht den Achsen im Raum bei der letzten Radarerfassung. Alle weiteren Steuereingaben sind nicht ausreichend bekannt und werden nicht bewertet. Es gab keinen Hinweis auf Flattern.

Die angeführten Abbildungen sind in der **Beilage 6.4 Fotobeilagen zu Kapitel 2.2** zu sehen.

Abbildung 22 Bruchverlauf (Bild 1)

Links



Quelle: Sachverständigengutachten

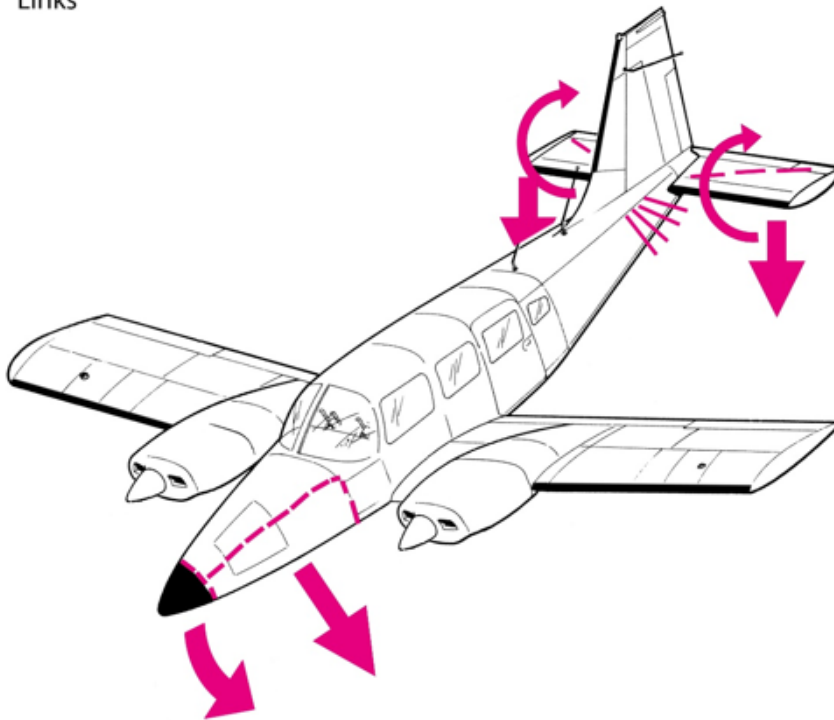
Das Luftfahrzeug befand sich in einer rechten Steilkurve mit mindestens 60 Grad Querlage, mit auch typisch leichtem Schiebeflug nach rechts,

- bei Pitch ca. 10 Grad „Nose down“
- Trimmung „Full Nose Down“
- bei sich erhöhender Geschwindigkeit über die zulässige Höchstgeschwindigkeit V_{ne}
- großer Höhenverlust mit Sinkrate von ca. 3.000 ft/min

Sehr wahrscheinlich wurde am Steuerhorn gezogen, weil die Kurve auch enger wurde. Die Geschwindigkeitszunahme flachte ab, woraus zu schließen ist, dass der Pilot die Motorenleistung reduzierte.

Abbildung 23 Bruchverlauf (Bild 2)

Links



Quelle: Sachverständigengutachten

Das als Pendelruder ausgeführte Höhenruder erfuhr auf beiden Seiten durch eine Überlast nach unten eine Beschädigung durch Biegung und Torsion, mit der typisch verformten Außenhaut. Es gibt keine Hinweise auf Flattern. Nach der Krafteinleitung im Rumpffheck entstanden in der Druckzone ebenfalls Stauchfalten.

In Folge brach die untere Hälfte der glasfaserverstärkten Nasenstruktur mit Radom und der Aufhängung des Bugfahrwerks nach unten weg. Damit ist die örtliche Überschreitung einer Bruchlast an einer nichttragenden Struktur manifestiert. Wegen der geringen Masse der nicht auftriebserzeugenden Teile wurde die Bruchlast der Tragflächen noch nicht erreicht.

In der ausschließlich glasfaserverstärkten Nasenstruktur befanden sich die Batterie und die beiden Überspannungsrelais, Teile des Hydrauliksystems sowie der Gepäckraum mit unbekanntem Beladungszustand.

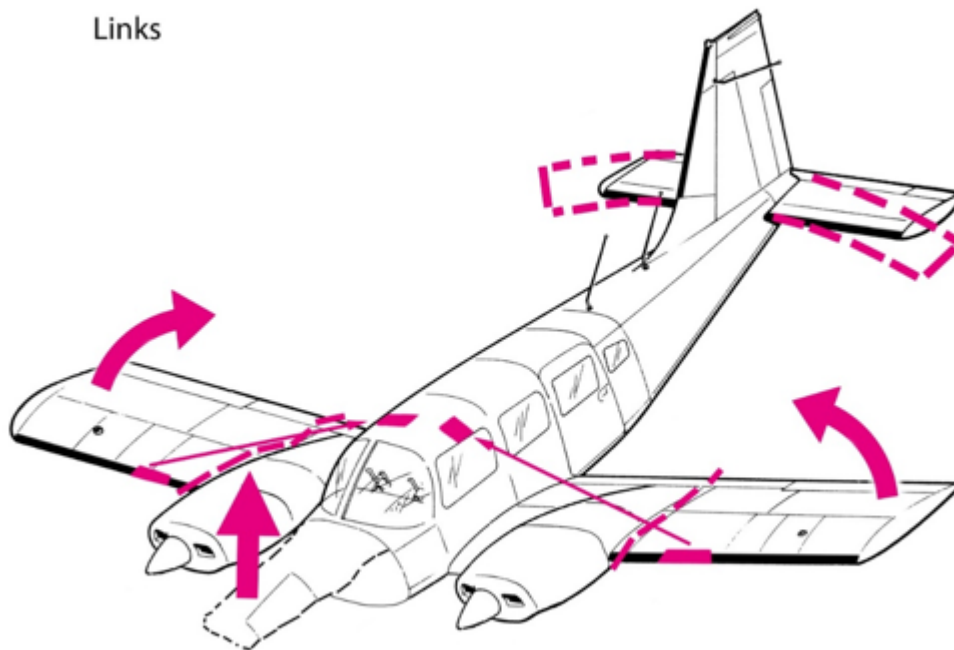
Das Abbrechen der Nase hatte als Konsequenz:

1. Die sofortige Zunahme des Luftwiderstands.
2. Die Lageänderung des Schwerpunkts nach hinten, womit das Höhenruder einen höheren Anstellwinkel leichter erzeugen konnte.
3. Der Ausfall der gesamten Elektrik, weil die Ansteuerung für die Erregerspannung der Generatoren wegfällt, als auch der Batterie und damit Funkgeräte, Transponder und alle anderen elektrischen Geräte betroffen waren. Die Kreiselinstrumente können nur mehr auslaufen.
4. Durch das Abreißen der Hydraulikleitungen war die Verriegelung des eingefahrenen Fahrwerks durch die eingesperrte Flüssigkeitssäule nicht mehr funktionstüchtig. Daher ist der Auffindungszustand des Fahrwerks irrelevant für die Befundung der Position des Hauptfahrwerkszustands.

Die Stellung der Nieten am Spant des Radom beweist ein nach unten Wegbrechen der Nasenstruktur mit dem Bugfahrwerksträger. Auch die Gepäckstür wurde bei funktionierender Scharnieraufhängung an der oberen Seite und Verriegelung des Verschlusses auf der unteren Seite in derselben Linie durchgerissen. Das obere Scharnier war intakt, daher muss der untere Verschlusshaken kraftschlüssig gewesen sein. Die Tür war somit in dieser Phase kraftschlüssig geschlossen und daher kann eine geöffnete Gepäckstür als mitbeteiligt im Unfallgeschehen ausgeschlossen werden. Nur intakte Tragflügel waren in der Lage, die Bruchlast für die Nasenstruktur zu erzeugen. Daher muss die Nasenstruktur vor den Tragflächen (Abbildung 24) versagt haben. Der obere Teil der Nase brach undefiniert ab.

- Abbildung 46, 47: Nietenbild Radom
- Abbildung 42, 43, 45: Luftfahrzeug Nase
- Abbildung 42, 45: Gepäcksraumtür
- Abbildung 48: Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion

Abbildung 24 Bruchverlauf (Bild 3)



Quelle: Sachverständigengutachten

Die Tragflächen wurden durch positive Überbeanspruchung nach oben gebogen und rissen zeitgleich ab. Dabei schlugen die Außenflügel auf das Kabinendach, eine Berührung mit dem Leitwerk fand nicht statt. Beide Querruder sind noch mit den Außenflügeln verbunden.

Das annähernd symmetrische Bruchbild des linken und rechten Holmes bedingt ein zeitgleiches Versagen. Die Außentragflügel rissen im limitierenden Querschnitt unmittelbar nach den Triebwerksgondeln beidseitig an den gleichen Stellen ab. Das Bruchbild zeigt eine einmalige positive Überlast und bestätigt die rasche Abfolge des Bruchs. Es fand eine gerade Biegebeanspruchung um die kleine Hauptachse des I-Trägers statt. Aus der Verformung in der unmittelbaren Nähe des Bruchs war keine Komponente erkennbar, die durch eine schiefe Biegung oder Torsionsbelastung entstanden war. Das gleichzeitige symmetrische Abbrechen der Tragflächen bestätigt auch, dass es keine einseitige Vorschädigung gab.

Der Tragflächenbruch hatte als Konsequenz:

1. Das sofortige Wegfallen des Belastungszustandes.

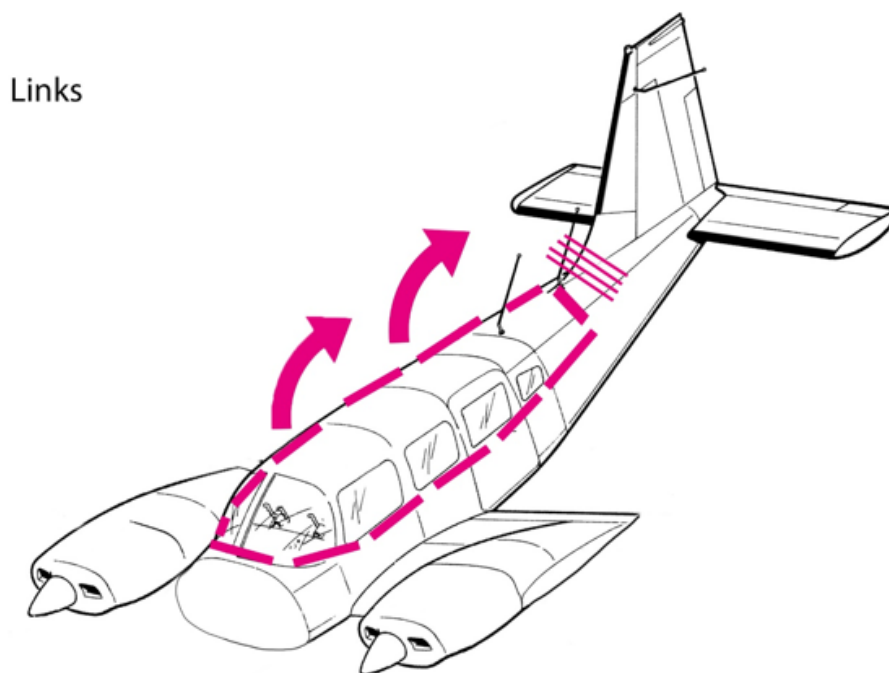
2. Die Öffnung der Kraftstoffleitungen, dadurch aussetzende Förderung zu den Motoren und die Retourleitungen der Triebwerke. Die Kraftversorgung der Triebwerke war damit nicht mehr möglich.

Das Luftfahrzeug war damit verloren.

Bis zu diesem Zeitpunkt hatte das Höhenruder noch die anstellwinkelerhöhende Funktion erfüllt.

- Abbildung 49, 51, 52, 54, 56, 57, 58: Kontaktsuren der Enteisungsanlage
- Abbildung 48: Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion
- Abbildung 50, 53, 55: Holmbrüche

Abbildung 25 Bruchverlauf (Bild 4)



Quelle: Sachverständigengutachten

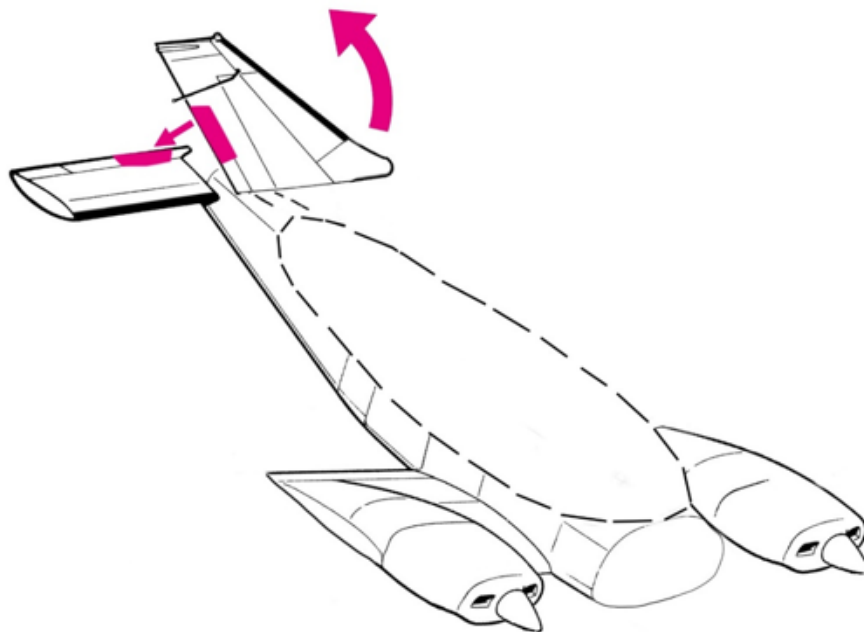
Durch den Schlag der Tragflächen auf das Kabinendach platzte dieses auf. Das Dach und ein Großteil der hinteren Rumpfverkleidung waren dadurch Staudruck ausgesetzt. Die Abwicklung der Außenhaut wurde durch die hohe Geschwindigkeit begünstigt. Die Außenhaut riss in 2 Teilen ab. Der hintere und zweite Teil bildete die Falte aus, die das

Abreißen der Seitenflosse bewirkte. Dabei entstand an der vorderen Befestigung der Seitenflosse ein massiver Biegeknicke in der Außenhaut.

- Abbildung 59, 60, 61: Kabinendach, aufgebogen
- Abbildung 65, 66: Rumpfverkleidung
- Abbildung 62, 68: Knickstelle Kabinendach - Finne

Abbildung 26 Bruchverlauf (Bild 5)

Rechts



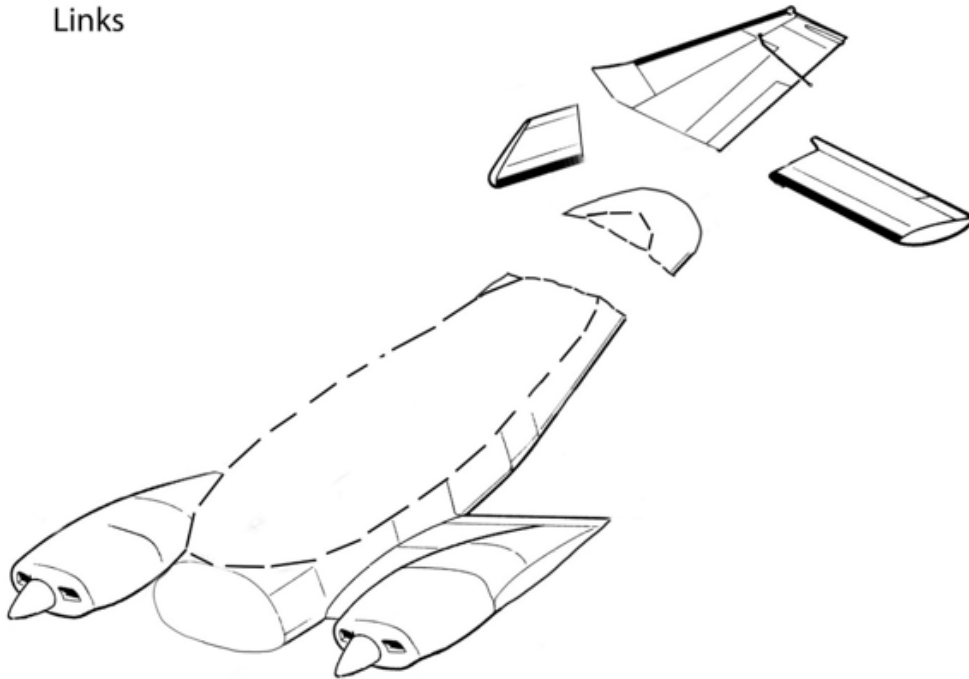
Quelle: Sachverständigengutachten

Unmittelbar riss das abgelöste Teil des Kabinendachs die vordere Verankerung der Seitenflosse durch die aufgetretene Hebelwirkung aus und ermöglichte ein Wegbrechen der Seitenflosse nach hinten. Die hintere Verankerung der Seitenflosse riss daraufhin ebenfalls ab. Die Seitenflosse mit dem nach rechts ausgeschlagenen Seitenruder traf auf die rechte Höhenruderhälfte auf.

- Abbildung 72, 73, 75: Bruchstelle Finne
- Abbildung 71, 74, 76, 77, 78, 79: Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder

Abbildung 27 Bruchverlauf (Bild 6)

Links



Quelle: Sachverständigengutachten

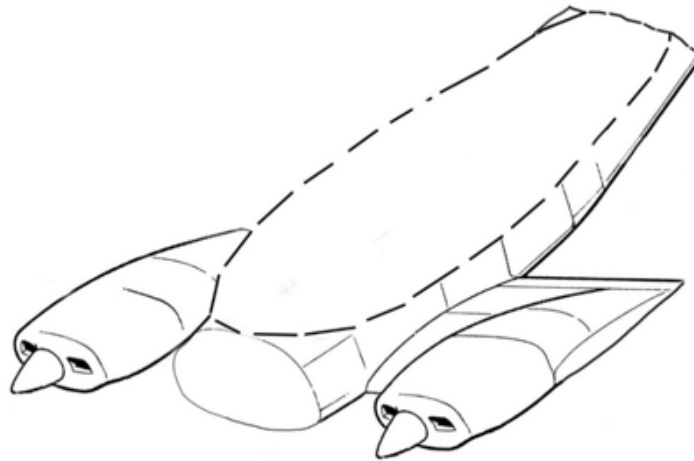
Durch den massiven Aufprall der Seitenflosse brach in Folge das Höhenruder rumpfmittig auseinander. Der hintere untere Rumpfteil mit Heizkanone brach danach in der Druckzone ebenfalls ab.

Abbildungen in der Beilage:

- Abbildung 81, 84: Heizkanone
- Abbildung 82, 83, 85, 86, 87, 88: Einzelteile
- Abbildung 89: Trimmspindel
- Abbildung 80: Gebrochenes Trimmruder

Abbildung 28 Bruchverlauf (Bild 7)

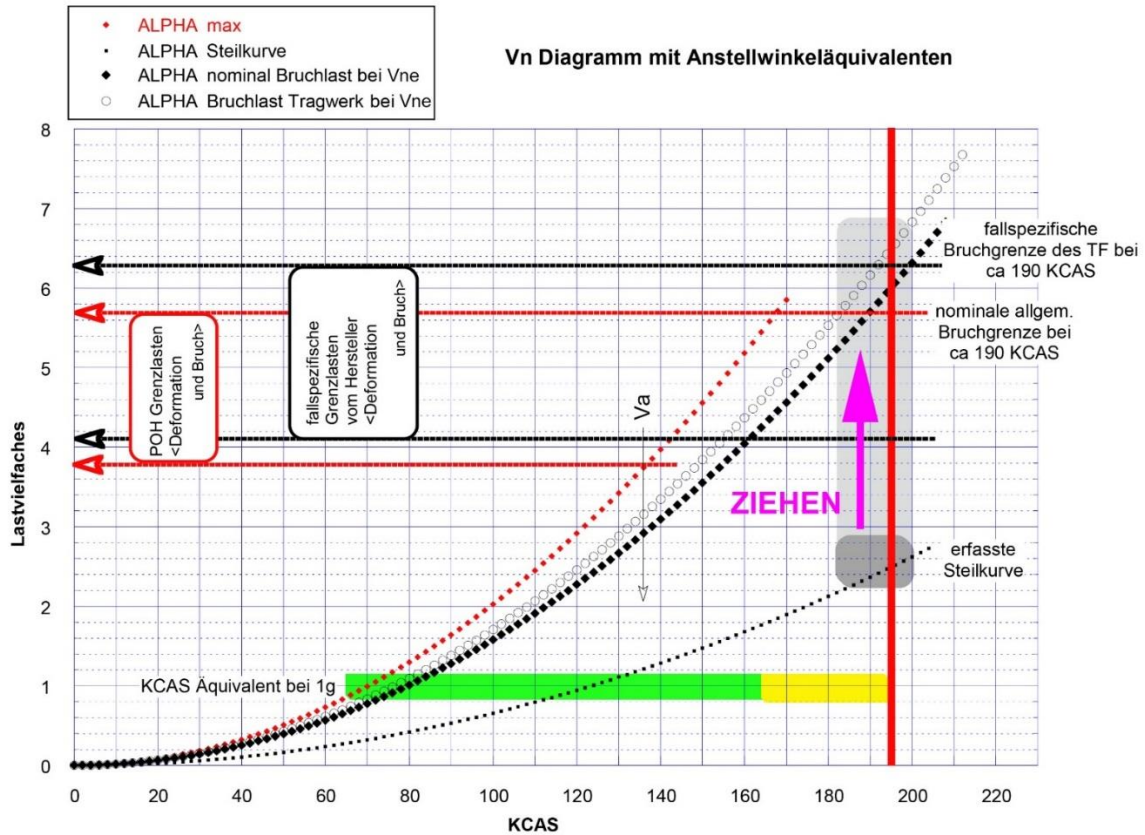
Links



Quelle: Sachverständigengutachten

Das Mittelstück mit Motorgondeln, den beiden Pilotensitzen und den Sitzreihen 2 und 3 stürzte ohne Dach, Außenflügel und Leitwerk zu Boden und schlug nahezu vertikal auf, kippte auf den Rücken und blieb in dieser Position liegen. Beim Aufprall brach der hintere Rumpfteil mit den Reihen 2 und 3 weg und kam neben dem Mittelstück zu liegen.

Abbildung 29 Vn- Diagramm



Quelle: Sachverständigengutachten

Erläuterung zum Vn-Diagramm, Abbildung 29:

Die Parabeln stellen Anstellwinkel-Kurven für die Bruchlast bei einer Geschwindigkeit von ca. 195 KCAS dar. Diese Geschwindigkeit lag weit über der Manövergeschwindigkeit V_a .

Das Zerschlagen des Luftfahrzeugs ist auf eine Überlast mit g-Belastung zurückzuführen. Bei der erfassten Steilkurve im grau schattierten Bereich bei knapp über 60 Grad Querlage ergeben sich bei einer Geschwindigkeit von 195 KCAS (also etwa V_{ne}) 2,5 g. In diesem Moment wurde wohl am Steuerhorn gezogen und es wurden nach anfänglichem Verbiegen des Tragwerks mindestens 6,2 g erreicht. Dies entspricht beim gegenständlichen Unfallflug und Luftfahrzeug einer Auftriebsverteilung bei einem Anstellwinkel bei einer äquivalenten Geschwindigkeit von etwa 76 KCAS bei 1g. Die Bruchbilder des I-Trägers sind entsprechend glatt und gerade. Es gibt keine schiefe Biegung oder Torsion.

2.2.3 Mass and Balance

Das Luftfahrzeug war mit einem Piloten und einer Passagierin am Copilotensitz beladen. Es wurden nur Überreste von leichtem Gepäck gefunden. Es gibt keine Hinweise, die auf eine fehlerhafte Beladung und eine daraus resultierende außergewöhnliche Schwerpunktlage hindeuten. Das Luftfahrzeug war beim Abflug mit ca. 120 USGAL Treibstoff befüllt. Da kein Wiegeplan mit den Angaben über Leermasse mit zugehöriger Schwerpunktlage vorhanden war und vom Piloten keine Schwerpunktberechnungen auffindbar waren, wurde bei 4 Vergleichsflugzeugen derselben Baureihe eine Vergleichsanalyse durchgeführt. Diese Analyse zeigte, dass sich das Unfallflugzeug mit der vorhandenen Menge an Kraftstoff, 2 Personen auf den vorderen Sitzen und leichtem Gepäck zum Unfallzeitpunkt innerhalb zulässiger Betriebsgrenzen befand. Die Schwerpunktlage befand sich zum Unfallzeitpunkt in der vorderen Hälfte des zulässigen Bereichs und gewährte somit ausreichend Stabilität.

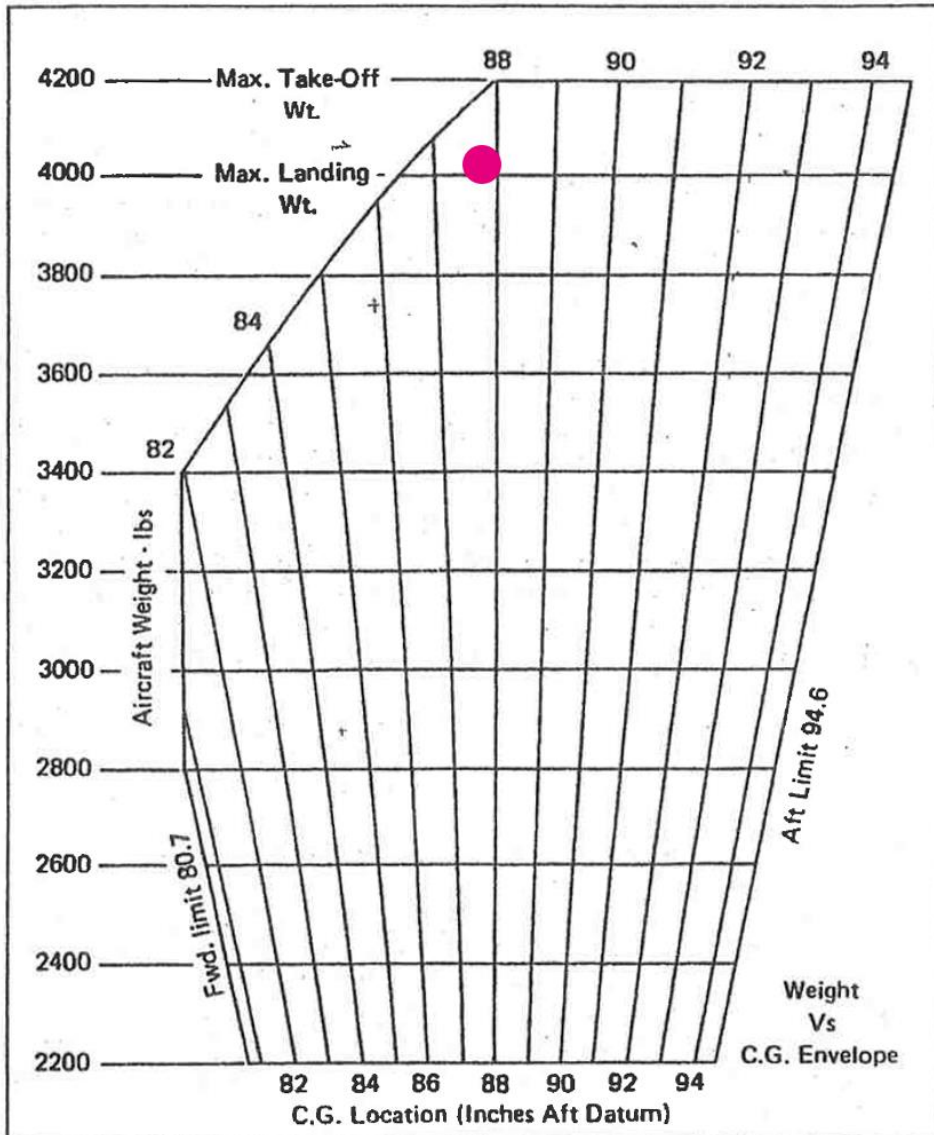
Tabelle 3 Daten Vergleichsflugzeuge und Simulation Unfall Lfz

Kennzeichen	Basic Empty Mass [lbs]	Arm	Moment [lbsin]	MTOW [lbs]	Pilot und Copilot [lbs]	Masse nach 2h Flug inkl. 84 USGAL Treibstoff an Bord	CG nach 2h Flug
Lfz 1	3353	87,14	292175				
Lfz 2	3249	86,28	280337				
Lfz 3	3173	89,67	284544				
Messflugzeug	3220	86,25	277747				
Unfall Lfz	3248	87,33	283700	4200	308	4062	87,84

Unfall Lfz: gemittelte Werte der Vergleichsflugzeuge

Auf einem Referenzschaubild eines Vergleichsflugzeuges ergibt sich die Schwerpunktlage zum Unfallzeitpunkt:

Abbildung 30 Referenzschaubild eines Vergleichsflugzeuges



Quelle: Sachverständigengutachten

2.2.4 Trimmung

Die Trimmung steuert mechanisch das Trimmruder am Höhenruder. Die Verstellung erfolgt manuell über ein Handrad oder elektrisch über einen Schalter am Steuerhorn oder den Autopiloten.

Die aus dem Rumpf gerissene Trimmspindel befindet sich in der Anschlagstellung „Full Nose Down“. Der Trimmindikator im Cockpit zeigte im stark beschädigten Gehäuse die Stellung „Nose Up“, die in der Befundzerlegung bestätigt wurde.

Der Trimmindikator („Nose Up“) stand im Widerspruch zur Stellung der Trimmspindel („Nose Down“). Ein funktionierender Trimmindikator zeigt mechanisch die Position der Höhenrudertrimmung auf einer Referenzskala an und besteht aus einer federnden Metallnadel unter Vorspannung, welche im Falle einer Veränderung der Trimmposition über ein Stahlseil gegen die Vorspannung gezogen wird (siehe Fotos in **Beilage 6.2. Höhenrudertrimmung**).

Bei der Befundung des Trimmindikators und der Begutachtung der Beschädigung des Gehäuses wurde festgestellt, dass diese Stellung des Indikators keine sichere Aussage über den tatsächlichen Trimmzustand mehr ermöglicht. Die Anzeige war zufällig und hat daher keine Aussagekraft. Sehr wahrscheinlich ist der Indikator beim Aufprall von der vorderen Stellung in die rückseitige Stellung gedrückt worden.

Die Trimmspindel wurde in der Position „Full Nose Down“ aufgefunden. Diese Position konnte durch das Unfallgeschehen nicht verändert werden und ist eindeutig. Die beiden Anlenkseile rissen ab. Von der Trimmspindel zum Ruder gab es eine mechanische Stange, alle Teile waren kraftschlüssig verbunden. Die Stange wurde durch Fremdeinwirkung vom Trimmruder abgetrennt, was dem Gewaltbruch am Höhenruder zuzuordnen ist. Die mechanische Verbindung Stange-Spindel in Form von 2 metallischen Verbindungsplatten mit Nieten löste sich im Zuge des Einschlags. Die schwere Spindel brach durch Massenträgheit nach unten weg (siehe Fotos in **Beilage 6.2 Höhenrudertrimmung**). Es gab am Höhentrimmruder nur aufprallbedingte Beschädigungen und keine Anzeichen einer Vorschädigung.

Die elektrische Trimmung greift in den Seilzug ein und war kraftschlüssig verbunden. Sie kann manuell bei Steuereingaben betätigt werden und reagiert sofort. Der Autopilot startet bewusst bei einer notwendigen Trimbewegung mit einer 3-Sekunden-Verzögerung, um eine gewisse Dämpfung zu erreichen.

Aus dem Messflug ergab sich eine Trimmgeschwindigkeit der Spindel zwischen den Anschlagpositionen „Full Nose Up“ und „Full Nose Down“ von etwa 30 Sekunden mit dem Generatorbordnetz. Mit dem Batteriebordnetz am Boden wurden die annähernd gleichen Werte ermittelt.

Der mit dem absichtlich vertrimmten Vergleichsflugzeug durchgeführte Messflug zeigte, dass bei einer Trimmstellung „Full Nose Up“ die Steuerkräfte enorm hoch sind und die Vne nicht erreicht werden kann. Der gegenteilige Fall „Full Nose Down“ wurde nicht gemessen, da eine negative Belastung auftreten hätte können, welche die Festigkeit der Struktur gefährdet hätte. Das Luftfahrzeug verhielt sich in seiner getrimmten Position stets stabil. Die Leistungseinstellung hatte kaum Einfluss auf die getrimmte Flugeschwindigkeit.

2.2.5 Autopilot

Es wird zur Funktionsbeschreibung, den Betriebsgrenzen, Normalen Verfahren und Notverfahren auf **Beilage 6.5 Autopilot** verwiesen.

Der Betrieb des Autopiloten ist nach POH mit Geschwindigkeiten über 172 KIAS verboten. Das im Handbuch vorgeschriebene Placard mit der Teilnummer P/N 13A660-1 erfordert eine Trimmüberprüfung vor dem Abflug und konnte an den Resten des Instrumentenpanels und der Sonnenblende nicht gefunden werden. Die Überprüfung der Trimmung vor dem Abflug soll einen „Trim Runaway“ in Folge einer einfachen Fehlfunktion des Autopiloten verhindern. Das Trimmsystem ist mechanisch und elektrisch gegen unkontrollierte Bewegungen abgesichert.

Im Abschnitt „Emergency Procedures“ im Supplement des Flughandbuchs (siehe **Beilage 6.5 Autopilot**) ist für den Fall einer Fehlfunktion des Autopiloten, das auch bei ungewolltem elektrischem Trimmen zur Anwendung kommt, vermerkt:

Auf dem Steuerhorn des Piloten befindet sich ein Knopf zum Ausschalten des Autopiloten und zur Unterbrechung der elektrischen Trimmung. Wird dieser kurz gedrückt, so springt der Schalter am Hauptpanel in die OFF-Position und der Autopilot wird ausgeschaltet. Wird er gedrückt gehalten, wird in weiterer Folge auch die elektrische Trimmung unterbrochen.

Die Komponenten des Autopiloten umfassen im Wesentlichen:

- elektrischer Motor
- Querruder-Servo
- Höhenruder-Servo
- Analogrechner mit den Bedienelementen

Die mechanischen Teile des Autopiloten waren kraftschlüssig verbunden und lieferten keinen Hinweis auf eine Funktionsstörung.

Im eingeschalteten Roll-Modus lässt der Autopilot mit HDG-Modus maximal 20 Grad Querlage um die Längsachse zu.

Der eingebaute Autopilot verfügte über 2 Wahlschalter-Panele:

1. Hauptpanel links vom Steuerhorn mit einem Pitchrad (DN-UP), einem Rollwahlschalter (L-R), einer Trimmanzeige und Schaltern (Rocker Switches) für:
 - a) ROLL
 - b) HDG
 - c) ALT
 - d) PITCH
5. Panel unterhalb vom Steuerhorn mit einem Wahlschalter für
 - a) NAV
 - b) OMNI
 - c) HDG
 - d) LOC NORM
 - e) LOC REV

Abbildung 31 Einbau in einem Vergleichsflugzeug, Symbolfoto



Quelle: Sachverständigengutachten

Während der Umkehrkurve konnte der Autopilot nicht mehr in Betrieb gewesen sein, denn er hätte im HDG-Modus nur eine maximale Querneigung von 20 Grad zugelassen. Das 20 Grad Limit in der Querlage wäre eine sehr gute Prophylaxe gegen das unbeabsichtigte Einleiten einer Steilkurve mit anschließendem Höhenverlust.

Eine Limit Überschreitung von 172 KIAS ist für die Untersuchung nicht relevant, da der Autopilot bei diesen hohen Geschwindigkeiten nicht mehr eingeschaltet gewesen sein kann.

Das Luftfahrzeug änderte während der Umkehrkurve unzweckmäßig übersteuernd mehrfach seine Fluglage, Flugrichtung und Geschwindigkeit durch zu große Steuereingaben und möglicherweise unterstützt durch manuelle Betätigung der elektrischen Trimmung. Der eingeschaltete Autopilot hätte in jedem Fall eine stabilisierende Funktion gehabt und mit dem Trimmen 3 Sekunden zugewartet.

Die aufgetretenen Parameter schließen die Verwendung des Autopiloten aus. Ob zwischendurch eine kurzzeitige erfolglose Verwendung des Autopiloten stattfand, kann

jedoch nicht ausgeschlossen werden. Spätestens im Moment der letzten maximalen Flughöhe Flugfläche 119 war der Autopilot ausgeschaltet.

2.3 Flugwetter

Der Pilot erhielt eine entgeltliche telefonische individuelle Wetterberatung von der Luftfahrtberatungszentrale Ost in Berlin zu der er unerwartet umgeleitet worden war. Der Pilot hätte vor dem Abflug außer der telefonischen Wetterberatung noch METAR, TAF und weitere Wetterberichte vom Zielflugplatz Klagenfurt (LOWK) abrufen können. Im Protokoll der telefonischen Wetterberatung kommen die VFR-Wetterberatungspakete, Flugwetterübersichten, GAFOR, ALPFOR, Airmet Informationen nicht vor. Ob der Pilot mit den besonderen Serviceleistungen der Austro Control-Meteorologie Erfahrung hatte, ist nicht bekannt.

Vom angegebenen Zeitfenster bei der Wetterberatung her wäre der Pilot erst 1,5 h später am Unfallort gewesen.

Der Berater führte an: *„Südlich der Alpen, im Raum Klagenfurt-Graz, sei zur Zeit schon eine Flugdurchführung ohne Einschränkung möglich.“* Es ist zu ergänzen, dass ein solcher Flug nur mit sehr guten Ortskenntnissen und der örtlichen geographischen Verhältnisse, besonders mit tiefliegenden Wolken, möglich gewesen wäre.

Das Resultat der Wetterberatung war, dass der Berater den Flug zum Beratungszeitpunkt, also 06:22 UTC, als durchführbar wertete.

Nicht zweckmäßig war der Hinweis auf den sich auflösenden Nebel in den Tälern, wo die dazugehörigen Pässe wettermäßig geschlossen waren, also gar keine Möglichkeit bestand, in diese Täler südlich des Alpenhauptkamms einzufliegen. Der Berater ging wohl ursprünglich von Talflugwegen aus, wobei die zugehörigen Pässe geschlossen waren. Daher wird angenommen, dass die GAFOR Meldungen in der Beratung nicht zuhanden waren. Auch unmissverständlich war danach, dass der Pilot die Reiseflughöhe in Flugfläche 100 oder höher angegeben hat. Beurteilend muss festgehalten werden, dass das Sinkflugsegment aus dann Flugfläche 100 oder höher in der Wetterberatung nicht vorkam. Über „Mittag“ war klar, dass es sich um 12:00:00 Ortszeit handelte.

Erläuterung zum Bedeckungsgrad einer Wolkenschicht:

FEW: Few, 1-2 Achtel

SCT: Scattered, 3-4 Achtel

BKN: Broken, 5-7 Achtel

OVC: Overcast, 8 Achtel

TAF bereits verfügbar um 06:22 UTC

```
TAF LOWK 010500Z 010615 VRB02KT 9999 BKN012 BKN040 TX11/13Z TN06/06Z  
  BECMG 0608 FEW015 BKN050  
  TEMPO 0913 -SHRA  
  TEMPO 1215 09006KT=
```

Um 03:52:00 UTC wurde der bis dahin gültige TAF für Klagenfurt (LOWK), herausgegeben um 02:00:00 UTC, mit der Ergänzung „BKN012“ berichtigt und beschrieb damit eine Wetterverschlechterung in der Vorhersage.

METAR bereits verfügbar um 06:22 UTC

```
METAR LOWK 010620Z VRB01KT 9999 FEW004 SCT013 BKN020 07/05 Q1024 NOSIG=  
  
METAR LOWK 010550Z 00000KT 9999 FEW003 SCT010 BKN017 06/04 Q1024 TEMPO BKN009  
OVC017=
```


Das auslaufende Airmet 2 hat auf die Vereisungsgefahr in Wolken hingewiesen. Dies wurde durch aktuelle Pilotenberichte nicht bestätigt. Es gab örtlich und zeitlich kein Sigmet und aufgrund der Wetterinformationen bestand auch keine Notwendigkeit, ein solches zu publizieren.

Inwieweit die auf Deutsch im Klartext abgefasste Wettervorhersage dem Piloten zur Kenntnis gebracht wurde, ist unbekannt.

ALPFOR, bereits verfügbar um 06:22 UTC

Das ALPFOR zeigte eine dichte Bewölkung mit geschichteter Stratocumulus (SC) und Altocumulus (AC) Bewölkung und somit klarem Hinweis auf verschiedene Basishöhen der Schichten. Die Bewölkung war konvektiv durchsetzt, es waren Niederschlag und besonders in den Tops auch Vereisung vorhergesagt.

GAFOR verfügbar um 06:22 UTC

Die Vorhersage zeigte für den Unfallzeitraum im Bereich (1) Mauterndorf - Katschbergpass (ca. 6.000 ft) und (2) Talflugweg Spittal - Klagenfurt:

1. 06:00 – 08:00 UTC: (1) geschlossen durch tiefe Wolken / (2) kritisch durch tiefe Wolken und Nebel
2. 08:00 – 10:00 UTC: (1) geschlossen durch tiefe Wolken / (2) schwierig
3. 10:00 – 12:00 UTC: (1) kritisch durch tiefe Wolken / (2) offen
4. Für den westlichen Teil: leichte Vereisungsbedingungen zwischen Flugfläche 060 und 140

Die Wettervorhersagen des offiziellen Wetterdienstes wurden durch die tatsächliche Wetterentwicklung bestätigt. Die individuelle Wetterberatung hat nicht alle tatsächlich verfügbaren Informationen umfasst. Die beim Unfallflug angetroffenen Wetterverhältnisse, 1,5 h vor der geplanten Abflugzeit, haben den Vorhersagen entsprochen. Es herrschte Südostlage, mit konvektiver Bewölkung durchsetzt und mäßige Vereisung in Wolken.

Die Aussage des Wetterdienstes, dass der Flug unter VFR-Bedingungen durchführbar ist, bezog sich auf das Startfenster mit dem der Pilot erst 1,5 h später an der Unfallstelle gewesen wäre. Der Sinkflug unter Sichtflugregeln nach Klagenfurt (LOWK) wurde bei dem Beratungsgespräch nicht berücksichtigt.

Auf dem Foto (Abbildung 5), welches etwa 30 Minuten vor dem Unfall aus dem Cockpit aufgenommen wurde, ist ersichtlich, dass das Wetter bis dahin aufgelockert bewölkt und für einen Sichtflug ausreichend war. Allerdings war die stärkere Bewölkung am Horizont in Flugrichtung als Südstaulage bereits erkennbar und die auf dem Foto sichtbare Bewölkung entsprach der am Unfalltag mehrfach publizierten Streckenwettervorhersage.

Im Raum um Villach VOR in Flugfläche 110 – 120 dürfte der Pilot schon schlechte Sichtverhältnisse angetroffen haben, möglicherweise zwischen Schichtbewölkung oder in diffusen Lichtverhältnissen. Auch eine bleibende Sichtbeeinträchtigung durch eine vereiste Frontscheibe nach Einflug in Wolken kann aufgetreten sein. Jedenfalls kann davon ausgegangen werden, dass es zu wenig Anhaltspunkte zur Bestimmung der Fluglage auf Sicht gegeben hat.

Nach der misslungenen Einleitung der Umkehrkurve meldete der Pilot auf Nachfrage Instrumentenflugbedingungen. Dies wurde dem Kontroller vom Piloten ein weiteres Mal bestätigt. Es ist davon auszugehen, dass das Luftfahrzeug danach zu keinem weiteren Zeitpunkt in bessere Sichtverhältnisse kam.

Die Wettervorhersage für das Reiseflugsegment und die Platzrunde in Klagenfurt (LOWK) waren wie vorhergesagt. Die telefonische Wetterberatung berücksichtigte nicht den Sinkflug bis zum Einflug in die Platzrunde in Klagenfurt (LOWK). Dieser Flugabschnitt stellte sich als nicht durchführbar heraus. Die besonders hohen Berge und damit die Beckenlage von Klagenfurt erforderten mindestens einen Sinkflug aus Flugfläche 100. Die erforderlichen Wetterdaten dafür waren verfügbar, wurden jedoch in der telefonischen Wetterberatung nicht erwähnt und vom Piloten nicht nachgefragt. Die Talflugwege nach Klagenfurt (LOWK) waren geschlossen. Dem Piloten wurde erst in der Kommunikation mit dem Kontroller in Reiseflughöhe Flugfläche 110 klar, dass die Platzrunden in Klagenfurt (LOWK) und Graz (LOWG) als VFR-Flug nicht erreichbar sein würden.

Von den beiden Möglichkeiten (On Top oder Talflugwege) eines Fluges nach Klagenfurt (LOWK), von Norden kommend, war nur der Weg über den Hindernissen aus ca. 10.000 ft möglich. Die Entscheidung des Piloten dafür war richtig. Die vorhandene Südstaulage erschwerte das Vorhaben, unter Sichtflugbedingungen aus Flugfläche 110 oder mehr in das Klagenfurter Becken zu sinken.

Geringe Vereisungsbedingungen in Wolken wurden bis Flugfläche 140 vorhergesagt, jedoch eine tatsächliche Vereisung von anderen Piloten nicht gemeldet. Die Parameter

des Flugwegs und der erreichten Flugleistungen sprechen mit einer an Sicherheit grenzenden Wahrscheinlichkeit gegen eine Zellenvereisung bis zur Umkehrkurve. Die im Verhältnis kurze Aufenthaltsdauer in Wolken hat möglicherweise die Frontscheibe vereisen lassen. Eine vereiste Frontscheibe hätte die Sichtreferenz nach außen erheblich eingeschränkt. Zellen- und Propellervereisung traten möglicherweise auf, waren jedoch für den Kontrollverlust in High-Speed (Spiralsturz) nicht kausal. Das Luftfahrzeug war mit einer Enteisungsanlage ausgestattet. Ob diese betätigt wurde, ist nicht rekonstruierbar. Eine weitere Untersuchung der Abriebspuren der Enteisungsschläuche am Kabinendach war ohne Ergebnis. Der Pilot hat keine Beeinträchtigung der Steuerbarkeit oder Vereisung des Luftfahrzeuges gemeldet.

Die schlechte Sicht im Nebel und aufliegende Bewölkung behinderten die Suche nach der Unfallstelle.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Flugbetrieb

3.1.1.1 Flugvorbereitung

Für eine zweckmäßige Flugvorbereitung gilt als Norm:

„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. Für den Fall, dass ein Flug nicht in der vorgesehenen Weise durchgeführt werden kann, sind Ausweichmaßnahmen zu planen und die hierfür notwendigen Betriebsstoffmengen vorzusehen.“

Für den Unfallflug wurde vom Piloten die notwendige Flugvorbereitung für einen Streckenflug durchgeführt:

- Eine individuelle Wetterberatung mit Wettermeldungen und Vorhersagen, die von Bedeutung waren, wurde eingeholt mit:
 - entsprechender Absichtserklärung des Piloten über die geplante Flugstrecke, Flughöhe und Zeitfenster in Flugfläche 100
 - der Aussage der Wetterberatung, dass entlang der Flugstrecke in den Tälern mit auflösendem Nebel zu rechnen sei
 - der Aussage der Wetterberatung, dass der Flugplatz Klagenfurt (LOWK) bereits anfliegbar sei

- Bei der Wetterberatung wurde übersehen, dass:
 - der Pilot den Flug in Flugfläche 100 durchführen wollte
 - der Flug über die Talflugwege nicht hätte stattfinden können
 - der Sinkflug aus der geplanten Reisflughöhe nach Klagenfurt (LOWK) nicht unter VFR durchgeführt werden hätte werden können und dies
 - vom Piloten auch nicht nachgefragt wurde.
- Ein Ausweichszenario wurde eingeplant.
- Ein ATC Flugplan wurde aufgegeben.
- Die nötigen Betriebsstoffmengen wurden mitgeführt.

3.1.1.2 Flugdurchführung

- Spätestens beim Umkehrmanöver waren die Sichtverhältnisse sehr schlecht. Insbesondere bei diffusem Licht oder zwischen Wolkenschichten kann VMC nicht ausreichend sein, um die Fluglage im Raum zu erkennen und zu kontrollieren. Somit ist auch bei Sichtflügen eine richtige Interpretation der Fluglageinstrumente erforderlich. Bei schlechter Sicht bedarf es eines besonderen Trainings, um mit Hilfe von Instrumenten die Lage des Luftfahrzeugs zu überwachen und mit adäquaten Steuereingaben zu kontrollieren. Ein auslösender Faktor war die unkritische Wetterberatung, die das Umkehrmanöver möglicherweise verzögert hat. Auch die Bereitschaft, Zonen schlechter Sicht durch Verwendung des Autopiloten zu überbrücken, kann zu dieser Verzögerung beigetragen haben.
- Der Kraftstoffvorrat war für das Flugvorhaben inklusive Ausweichszenario ausreichend.
- Während des Unfallgeschehens gab es keinen Hinweis, dass die Masse und Schwerpunktlage zulässige Betriebsgrenzen überschritten oder einen Einfluss auf das Unfallgeschehen hatte.
- Der Pilot war berechtigt und ausgebildet, diesen Flug als VFR-Flug mit diesem Luftfahrzeug durchzuführen. Seine VFR-Flugerfahrung war ausreichend, die Flugerfahrung auf Multi Engine und dem Unfallmuster war gering. Er war zur Durchführung von Instrumentenflügen nicht berechtigt und offensichtlich überfordert, das Luftfahrzeug unter Instrumentenflugbedingungen manuell zu steuern, obwohl ein Basiswissen aus seiner NVFR Berechtigung vorhanden hätte sein müssen. Das Luftfahrzeug im Reiseflug wurde mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit von dem links sitzenden Piloten, auch unter Zuhilfenahme des Autopiloten, geführt.
- Die Überwachung, Kontrolle und das adäquate Korrigieren der Fluglage mit Steuereingaben sind essentiell und erfordern unter Umständen bessere Sichtverhältnisse als die vorgeschriebenen VFR zur Kollisionsvermeidung.

- Die sachkundige Passagierin am Copilotensitz ist im Funksprechverkehr mit Klagenfurt (LOWK) nie in Erscheinung getreten. Das Mitbetätigen der Steueranlage durch die sachkundige Passagierin im Zuge des Recovery vom Spiralsturz kann vermutet werden.
- Es gibt keine Hinweise auf eine psychische oder vorbestandene physische Beeinträchtigung des Piloten oder einen Einfluss auf das Unfallgeschehen durch die Passagierin am rechten Sitz. Jedoch haben wahrscheinlich die aufgetretenen Beschleunigungskräfte eine Beeinträchtigung der richtigen Wahrnehmung der Fluglage und auch der Handlungsfähigkeit des Piloten bewirkt.
- Zellen- und Propellervereisung traten möglicherweise kurzfristig auf, waren für den Kontrollverlust nicht unfallkausal. Möglicherweise wurde der Pilot in seiner Sicht nach außen durch Eisbelag an der Frontscheibe beeinträchtigt oder durch Eispartikel, die vom Propeller auf die Rumpfnase prallten, irritiert. Der Pilot hat keine Beeinträchtigung der Steuerbarkeit oder Vereisung des Luftfahrzeuges gemeldet.
- Die für die Rekonstruktion zugrundeliegenden Radardaten waren nicht mit zweckmäßigeren Geräten wie GPS oder Flugschreiber vergleichbar.

Es darf dennoch geschlossen werden:

- Die Einleitung der Umkehrkurve begann verzögert und misslang durch zu große Schräglage und in der Folge Absenken der Nase unter den Horizont. Die Geschwindigkeit erreichte dabei die Vne.
- Das Luftfahrzeug änderte während der Umkehrkurve unzweckmäßig übersteuernd mehrfach seine Fluglage, Flugrichtung und Geschwindigkeit durch zu große Steuereingaben und wahrscheinlich wiederholt unterstützt durch Betätigung der elektrischen Trimmung. Die anhand der Radardaten rekonstruierten Steig- und Sinkraten lagen betragsmäßig weit außerhalb üblicher Betriebsverfahren und entsprachen nicht der Verwendung eines Luftfahrzeugs im Reiseflug. Der Pilot hatte wiederholt nur verzögert die Übersicht über die Lage im Raum und verlor dadurch die Kontrolle über das Luftfahrzeug.
- Die aufgetretenen Parameter schließen die Verwendung des Autopiloten aus. Ob zwischendurch eine kurzzeitige erfolglose Verwendung des Autopiloten stattfand, ist nicht bekannt. Spätestens im Moment der letzten großen Flughöhe Flugfläche 119 war der Autopilot ausgeschaltet.
- Der Heading Bug am HSI auf 007 Grad passte zu den Instruktionen des Kontrollers, jedoch nicht zum vorhergehenden Reiseflug. Die letzte Rechtskurve wurde nach Überdrehen des Headings eingeleitet und war ein Spiralsturz mit den typischen

Merkmale einer großen Schräglage, großer Sinkrate und einer Geschwindigkeitszunahme über Vne. Damit wurde das Potenzial für das Erreichen der Bruchlast geschaffen. Es fehlte nur noch die Anstellwinkelerhöhung.

- Ein intuitiv kräftiges Ziehen am Höhenruder durch den Piloten ist bei enormem Höhenverlust und Geschwindigkeitszunahme über den „roten Strich“ ein normales Verhalten, auch für einen sachkundigen Copiloten. Die Stellung der Trimmung auf „Full Nose Down“ hat den unkontrollierten Flugzustand im High-Speed-Bereich indiziert und schließt ein konträres Low-Speed-Szenario wie Trudeln aus.
- Beim Versagen der Nasenstruktur, also der Schwerpunktverlagerung, war es an der Steueranlage durch Kraft und Weg einfacher, den Anstellwinkel Richtung Bruchlast weiter zu erhöhen.
- Die Verwendung eines funktionierenden Autopiloten hätte konstruktionsbedingt den Spiralsturz verhindert oder verzögert. Ein korrekt bedienter Autopilot, sofern verwendet, hätte stabilisierend gewirkt.
- Die Kommunikation zwischen dem Kontroller und dem Piloten war routiniert, zweckmäßig und es gab keine Missverständnisse. Der Pilot bestätigte stets ruhig die Anweisungen des Kontrollers während die Fluglage gleichzeitig außer Kontrolle geriet. Beim Abflug vom Salzburg VOR in Richtung Villach VOR korrelierte der Flugweg nicht mit der im Flugplan angegebenen Flugstrecke und führte am Villach VOR vorbei.
- Die Anflugkontrolle Klagenfurt hat, der Geographie angepasst, zweckmäßige Anweisungen in Steuerkurs und Höhe erteilt, um den Piloten auf einen sicheren Flugweg zu führen, bis er wieder Sichtflugbedingungen erlangt hätte.
- Ein Autopilot kann zur Vermeidung eines unkontrollierten Flugzustandes mit Begrenzung der Querlage und Beibehalten der Längsneigung behilflich sein. Einem Sichtflugpiloten mit Multi Engine Berechtigung ist das korrekte Ablesen der Symbolik am künstlichen Horizont zumutbar. Ein wiederholtes Trainieren einer Umkehrkurve unter Zuhilfenahme von Instrumenten ist auch für VFR-Piloten sinnvoll.
- Ein komplexes Flugzeug mit Assistenzsystem Autopilot bedarf einer intensiveren Schulung und Praxis bei der Bedienung.
- Nebel und aufliegende Bewölkung an der Unfallstelle behinderten den Such- und Rettungsdienst und bewirkten das verzögerte Auffinden. Ein ELT-Signal wurde nicht empfangen.

3.1.2 Luftfahrzeug

- Lufttüchtigkeitszeugnis und Verkehrszulassung waren am Unfalltag gültig. Das zweimotorige Flugzeug PIPER PA34-200T Seneca war in der Bundesrepublik Deutschland von der zuständigen Behörde Luftfahrt-Bundesamt (LBA) für Flüge nach

Instrumentenregeln zugelassen und die dafür notwendige Ausrüstung befand sich an Bord.

- Im vorliegenden Bordbuch gab es in den letzten 7 Monaten keinen Eintrag über eine Störung. Es gab auch keinen Hinweis auf vorbestandene technische Mängel vor dem Unfallflug und keine Hinweise auf ein technisches Gebrechen während des Unfallfluges.
- Mit den geschätzten Massen von Zuladung und Personen waren zum Unfallzeitpunkt die Gesamtmasse und Schwerpunktlage innerhalb der zulässigen Grenzen und hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.
- Der Auffindungszustand korreliert nicht mit dem Unfallzeitpunkt und dem endgültigen Zerschlagen des Luftfahrzeuges. Nach dem Zerschlagen waren die Stromversorgung, die Hydraulik und die Treibstoffversorgung nicht mehr intakt. Die Anzeigen der Fahrtmesser, der Variometer, der Instrumente, der Lampen etc. waren zufällig und für die Rekonstruktion des Unfallgeschehens irrelevant. Außer der Trimmspindelstellung, der Autopilotenwahlschalterposition auf „HDG“ und dem Heading Bug auf 007 Grad konnten keine weiteren Schalterstellungen als aussagekräftige Information verwertet werden. Die Stellung der Trimmung kann nicht vom Autopiloten positioniert worden sein.
- Während des Umkehrmanövers wurde die zulässige Höchstgeschwindigkeit V_{ne} einmal erreicht und ca. eine Minute später sicher überschritten. Bruchbild und Bruchsequenz belegen eine glatte Überlast durch einen großen Anstellwinkel bei hoher Geschwindigkeit.
- Die Bruchbilder der Zelle zeigen keine Spuren einer Vorschädigung. Besondere Aufmerksamkeit wurde auf Schwingungsrisse, Korrosion und unsachgemäße Reparaturen an tragenden Teilen und der Steuerung gelegt. Es traten durchwegs glatte Gewaltbrüche auf. Die Flügelholme sind über eine gerade Biegung um die kleine Trägheitsachse gebrochen. Es gab keine Hinweise auf Flattern. Aufgrund des geringen Beladungszustandes hat die Nasenstruktur als erstes versagt. Die Tragflächen sind gleichzeitig an der gleichen Stelle unmittelbar nach den Motorgondeln abgebrochen und schlugen auf das Kabinendach auf. Das Versagensbild ist typisch für die einachsige Biegebelastung eines I-Trägers mit Ober- und Untergurt ohne Torsion. Es gab keine Komponenten einer schiefen Biegung. Die Kraftschlüssigkeit und Funktionstüchtigkeit der Steueranlage für alle drei Achsen war zum Unfallzeitpunkt gegeben.
- Das Luftfahrzeug brach symmetrisch durch Überbeanspruchung im positiven Lastfall auseinander.
- Rumpfmittelteil, beide Tragflächen, das Höhen- und Seitenleitwerk, sowie Teile der Kabine kamen bereits getrennt voneinander am Boden auf.

- Es brach kein Brand aus.

3.1.3 Flugwetter

- Die angetroffenen Wetterverhältnisse haben den Vorhersagen entsprochen. Die Wetterverhältnisse waren erst nach Überflug des Alpenhauptkamms kritisch.
- Die Talflugwege nach Klagenfurt im geplanten Flugkorridor waren kritisch und die Pässe bei dieser Wetterlage unpassierbar.
- Die Flugsicht und die Bewölkung waren ein Auslöser für den Unfall.
- Der Zielflugplatz Klagenfurt (LOWK) und der Ausweichflugplatz Graz (LOWG) waren im Flugplatzverkehr für einen erfahrenen Piloten anfliegbar. Beide Flugplätze hätten durch den Abstieg aus der Reiseflughöhe unter Sichtflugbedingungen nicht erreicht werden können.
- Die besonders hohen Berge, und damit die Beckenlage von Klagenfurt, erforderten einen Sinkflug aus mindestens Flugfläche 100-110. Das Segment Sinkflug aus einer etwaigen VMC-Reiseflughöhe in den Flugplatzverkehr wurde in der individuellen Wetterberatung nicht abgedeckt und auch nicht nachgefragt.
- Der Pilot legte seinen geplanten Startzeitpunkt bei einer sich bessernden Wetterlage um eine Stunde vor. Die Wetterberatung hatte den Flug für den Flugplatzverkehr in Klagenfurt (LOWK) und Graz (LOWG) 2,5 h vor dem Startzeitpunkt als bereits durchführbar eingestuft.
- Es ist nicht bekannt, ob den Piloten außer der telefonischen Wetterberatung auch noch GAFOR, ALPFOR, die Flugwettervorhersage Österreich Süd oder andere Wetterinformationen im Fluge seine Entscheidung beeinflusst haben könnten.
- Mäßige Vereisung in Wolken war vorhergesagt, es lagen keine Pilotenberichte über tatsächliche Vereisung vor.
- Möglicherweise hat die Wetterberatung in Berlin die geographischen Gegebenheiten um das Klagenfurter Becken nicht ausreichend berücksichtigt und damit dem Piloten eine optimistische Einstellung für sein Flugvorhaben vermittelt.

3.1.4 Sonstige Angaben

- Es gab in der Vergangenheit mit diesem Baumuster „Inflight-Breakups“, die durchwegs auf gesteuerte Überlast des Tragwerks zurückzuführen waren.
- Bei der glasfaserverstärkten Rumpfnasenkonstruktion gibt es mindestens 2 Versagensbrüche im Fluge laut NTSB-Berichten. Siehe **Beilage 6.6 Mail Piper und NTSB**.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Fortsetzung eines Sichtfluges unter nicht mehr normierten und für den Piloten unzureichenden Sichtbedingungen.

Ursachenkette

Beitragender Faktor:

1. Flugvorbereitung mit unvollständiger Wetterinformation
2. Mitgebrachte Erfahrung und Bereitschaft, örtliche Schlechtwetterzonen mit dem Autopiloten zu durchfliegen

Unfallursache:

1. Zu späte Anwendung von Ausweichmaßnahmen
2. Tatsächlicher Einflug in zu schlechte Sichtverhältnisse
3. Beim Umkehrmanöver die Kontrolle über die Fluglage verloren
4. Bruch der Zelle beim Versuch, einen Spiralsturz zu beenden

Dieser Unfall ordnet sich in eine lange Liste leicht vermeidbarer Unfälle ein, die alle die gemeinsamen Merkmale haben:

- Unerlaubter Einflug in IMC und daraus resultierend
- unkontrollierter Flugzustand oder
- Verlust der Kontrolle über das Luftfahrzeug während des Fluges.

4 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

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

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

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

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

6 Beilage

6.1 Radardaten

Plotlisting 10:00 – 10:15

Radar Site: Koralpe

Record Type: Plots

Anmerkung: VALID_MODE_C = 1 bedeutet: Mode C gültig; * = not valid Mode C

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
1	10:00:02.23	2	CMB	56.56	292.21	1550	11000	1
2	10:00:06.20	2	SSR	56.39	292.59	1550	10900	1
3	10:00:10.13	2	CMB	56.20	292.02	1550	10900	1
4	10:00:14.07	2	SSR	56.05	291.99	1550	10900	1
5	10:00:18.01	2	CMB	55.88	291.82	1550	10900	1
6	10:00:21.94	2	SSR	55.72	291.75	1550	10900	1
7	10:00:25.88	2	SSR	55.56	291.67	1550	11000	1
8	10:00:29.82	2	SSR	55.39	291.62	1550	10900	1
9	10:00:33.76	2	SSR	55.25	291.36	1550	10900	1
10	10:00:37.70	2	SSR	55.08	291.36	1550	10900	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
11	10:00:41.63	2	SSR	54.95	291.14	1550	10900	1
12	10:00:45.56	2	SSR	54.83	291.07	1550	10900	1
13	10:00:49.51	2	SSR	54.69	290.81	1550	10900	1
14	10:00:53.45	2	SSR	54.58	290.76	1550	10900	1
15	10:00:57.38	2	SSR	54.45	290.54	1550	10900	1
16	10:01:01.33	2	SSR	54.33	290.46	1550	11000	1
17	10:01:05.26	2	SSR	54.20	290.24	1550	10900	1
18	10:01:09.20	2	SSR	54.09	290.13	1550	10900	1
19	10:01:13.14	2	SSR	53.97	289.95	1550	10900	1
20	10:01:17.08	2	SSR	53.86	289.80	1550	10900	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
21	10:01:21.01	2	SSR	53.75	289.67	1550	10900	1
22	10:01:24.95	2	SSR	53.61	289.47	1550	10900	1
23	10:01:28.89	2	SSR	53.50	289.31	1550	10900	1
24	10:01:32.83	2	CMB	53.39	289.16	1550	10900	1
25	10:01:36.77	2	SSR	53.25	289.01	1550	10900	1
26	10:01:40.70	2	SSR	53.16	288.87	1550	10900	1
27	10:01:44.65	2	CMB	53.02	288.54	1550	10900	1
28	10:01:48.59	2	SSR	52.92	288.52	1550	10900	1
29	10:01:52.53	2	CMB	52.78	288.30	1550	10900	1
30	10:01:56.46	2	SSR	52.69	288.19	1550	10900	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
31	10:02:00.41	2	SSR	52.56	288.08	1550	10900	1
32	10:02:04.34	2	SSR	52.44	287.91	1550	10900	1
33	10:02:08.29	2	CMB	52.34	287.82	1550	10900	1
34	10:02:12.22	2	CMB	52.22	287.51	1550	10900	1
35	10:02:16.16	2	SSR	52.11	287.45	1550	10900	1

36	10:02:20.10	2	SSR	52.00	287.27	1550	11000	1
37	10:02:24.05	2	SSR	51.88	287.14	1550	11000	1
38	10:02:27.98	2	SSR	51.77	286.94	1550	10900	1
39	10:02:31.92	2	SSR	51.66	286.81	1550	10900	1
40	10:02:35.86	2	SSR	51.55	286.63	1550	10900	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
41	10:02:39.80	2	SSR	51.42	286.50	1550	10900	1
42	10:02:43.74	2	SSR	51.33	286.33	1550	10900	1
43	10:02:47.69	2	SSR	51.20	286.17	1550	10900	1
44	10:02:51.62	2	SSR	51.08	285.97	1550	10900	1
45	10:02:55.56	2	SSR	51.00	285.82	1550	10900	1
46	10:02:59.50	2	SSR	50.88	285.67	1550	10900	1
47	10:03:03.45	2	SSR	50.77	285.47	1550	11000	1
48	10:03:07.38	2	SSR	50.66	285.31	1550	11000	1
50	10:03:15.26	2	SSR	50.44	285.01	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
51	10:03:19.20	2	SSR	50.33	284.81	1550	11000	1
52	10:03:23.13	2	SSR	50.22	284.66	1550	11000	1
53	10:03:27.08	2	SSR	50.11	284.48	1550	11000	1
54	10:03:31.02	2	CMB	50.00	284.24	1550	10900	1
55	10:03:34.96	2	CMB	49.89	284.08	1550	10900	1
56	10:03:38.89	2	SSR	49.78	283.93	1550	10900	1
57	10:03:42.84	2	CMB	49.67	283.78	1550	10900	1
58	10:03:46.77	2	CMB	49.55	283.54	1550	11000	1
59	10:03:50.71	2	SSR	49.47	283.38	1550	11000	1
60	10:03:54.64	2	CMB	49.36	283.23	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
61	10:03:58.59	2	SSR	49.25	283.05	1550	11000	1
62	10:04:02.52	2	CMB	49.14	282.81	1550	11000	1
63	10:04:06.46	2	SSR	49.05	282.72	1550	11000	1
64	10:04:10.39	2	SSR	48.94	282.52	1550	11000	1
65	10:04:14.34	2	SSR	48.84	282.35	1550	11000	1
66	10:04:18.27	2	SSR	48.75	282.17	1550	11000	1
67	10:04:22.21	2	CMB	48.67	281.95	1550	11000	1
68	10:04:26.14	2	SSR	48.53	281.84	1550	11000	1
69	10:04:30.09	2	SSR	48.42	281.60	1550	11000	1
70	10:04:34.02	2	SSR	48.34	281.45	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
71	10:04:37.96	2	SSR	48.25	281.25	1550	11000	1
72	10:04:41.90	2	SSR	48.12	281.07	1550	11000	1
73	10:04:45.84	2	SSR	48.03	280.88	1550	11000	1
74	10:04:49.77	2	SSR	47.94	280.70	1550	11000	1
75	10:04:53.71	2	SSR	47.84	280.50	1550	11000	1
76	10:04:57.65	2	CMB	47.75	280.31	1550	11000	1
77	10:05:01.59	2	SSR	47.66	280.13	1550	11000	1
78	10:05:05.52	2	SSR	47.56	279.93	1550	11000	1
79	10:05:09.46	2	SSR	47.47	279.73	1550	11000	1
80	10:05:13.40	2	SSR	47.38	279.58	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
81	10:05:17.34	2	CMB	47.27	279.23	1550	11000	1
82	10:05:21.28	2	SSR	47.19	279.18	1550	11000	1
83	10:05:25.21	2	SSR	47.09	278.96	1550	11000	1
84	10:05:29.15	2	CMB	47.00	278.75	1550	11000	1
85	10:05:33.09	2	SSR	46.92	278.59	1550	11000	1
86	10:05:37.02	2	SSR	46.83	278.35	1550	11000	1
87	10:05:40.96	2	SSR	46.75	278.22	1550	11000	1
88	10:05:44.90	2	SSR	46.64	278.02	1550	11000	1

89	10:05:48.84	2	SSR	46.56	277.80	1550	11000	1
90	10:05:52.77	2	SSR	46.47	277.62	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
91	10:05:56.71	2	CMB	46.38	277.47	1550	11000	1
92	10:06:00.65	2	SSR	46.30	277.21	1550	11000	1
93	10:06:04.59	2	SSR	46.22	277.03	1550	11000	1
94	10:06:08.52	2	CMB	46.12	276.83	1550	11000	1
95	10:06:12.46	2	CMB	46.05	276.70	1550	11000	1
96	10:06:16.40	2	CMB	45.95	276.50	1550	11000	1
97	10:06:20.33	2	SSR	45.89	276.22	1550	11000	1
98	10:06:24.27	2	CMB	45.78	276.11	1550	11000	1
99	10:06:28.20	2	CMB	45.70	275.87	1550	11000	1
100	10:06:32.14	2	SSR	45.62	275.60	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
101	10:06:36.08	2	CMB	45.53	275.38	1550	11000	1
102	10:06:40.02	2	SSR	45.47	275.19	1550	11000	1
103	10:06:43.95	2	SSR	45.39	274.99	1550	11000	1
104	10:06:47.88	2	SSR	45.31	274.72	1550	11000	1
105	10:06:51.82	2	CMB	45.25	274.48	1550	11000	1
106	10:06:55.76	2	CMB	45.14	274.24	1550	11000	1
107	10:06:59.69	2	CMB	45.06	274.13	1550	11000	1
108	10:07:03.62	2	CMB	45.00	273.78	1550	11000	1
109	10:07:07.56	2	CMB	44.94	273.71	1550	11000	1
110	10:07:11.49	2	SSR	44.86	273.49	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
111	10:07:15.43	2	CMB	44.77	273.14	1550	11000	1
112	10:07:19.37	2	CMB	44.72	272.99	1550	11000	1
113	10:07:23.30	2	SSR	44.64	272.81	1550	11000	1
114	10:07:27.23	2	CMB	44.58	272.55	1550	11000	1
115	10:07:31.17	2	CMB	44.50	272.33	1550	11000	1
116	10:07:35.11	2	CMB	44.42	272.18	1550	11000	1
117	10:07:39.04	2	SSR	44.36	271.93	1550	11000	1
118	10:07:42.98	2	CMB	44.30	271.67	1550	11000	1
119	10:07:46.91	2	CMB	44.22	271.45	1550	11000	1
120	10:07:50.84	2	CMB	44.14	271.25	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
121	10:07:54.77	2	CMB	44.08	271.05	1550	11000	1
122	10:07:58.71	2	CMB	44.02	270.79	1550	11000	1
123	10:08:02.64	2	CMB	43.95	270.57	1550	11000	1
124	10:08:06.58	2	CMB	43.89	270.35	1550	11000	1
125	10:08:10.52	2	CMB	43.80	270.11	1550	11000	1
126	10:08:14.45	2	CMB	43.75	270.02	1550	11000	1
127	10:08:18.38	2	SSR	43.70	269.69	1550	11000	1
128	10:08:22.33	2	SSR	43.64	269.45	1550	11000	1
129	10:08:26.26	2	SSR	43.58	269.23	1550	11000	1
130	10:08:30.20	2	SSR	43.53	268.99	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
131	10:08:34.13	2	CMB	43.50	268.90	1550	11000	1
132	10:08:38.06	2	SSR	43.42	268.55	1550	11000	1
133	10:08:42.00	2	SSR	43.36	268.31	1550	11000	1
134	10:08:45.94	2	SSR	43.30	268.07	1550	11000	1
135	10:08:53.80	2	SSR	43.19	267.60	1550	11000	1
136	10:08:57.74	2	SSR	43.12	267.36	1550	11000	1
137	10:09:01.67	2	SSR	43.08	267.12	1550	11000	1
138	10:09:05.61	2	CMB	43.02	266.84	1550	11000	1
139	10:09:09.55	2	CMB	42.95	266.64	1550	11000	1
140	10:09:13.48	2	CMB	42.89	266.42	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
141	10:09:17.41	2	CMB	42.86	266.20	1550	11000	1
142	10:09:21.35	2	CMB	42.83	265.91	1550	11000	1
143	10:09:25.29	2	SSR	42.77	265.72	1550	11000	1
144	10:09:29.23	2	SSR	42.70	265.50	1550	11000	1
145	10:09:33.16	2	CMB	42.66	265.19	1550	11000	1
146	10:09:37.09	2	CMB	42.59	264.92	1550	11000	1
147	10:09:41.03	2	CMB	42.55	264.77	1550	11000	1
148	10:09:44.97	2	CMB	42.52	264.48	1550	11000	1
149	10:09:48.90	2	CMB	42.47	264.22	1550	11000	1
150	10:09:52.84	2	CMB	42.45	263.96	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
151	10:09:56.77	2	CMB	42.38	263.61	1550	11000	1
152	10:10:00.70	2	CMB	42.34	263.43	1550	11000	1
153	10:10:04.64	2	SSR	42.30	263.32	1550	11000	1
154	10:10:08.58	2	SSR	42.25	263.06	1550	11000	1
155	10:10:12.52	2	SSR	42.20	262.81	1550	11000	1
156	10:10:16.45	2	CMB	42.16	262.57	1550	11000	1
157	10:10:20.39	2	CMB	42.12	262.27	1550	11000	1
158	10:10:24.32	2	CMB	42.09	262.07	1550	11000	1
159	10:10:28.26	2	CMB	42.06	261.83	1550	11000	1
160	10:10:32.19	2	CMB	42.02	261.52	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
161	10:10:36.12	2	CMB	41.97	261.21	1550	11000	1
162	10:10:40.06	2	CMB	41.92	260.99	1550	11000	1
163	10:10:43.99	2	CMB	41.89	260.68	1550	11000	1
164	10:10:47.93	2	CMB	41.88	260.51	1550	11000	1
165	10:10:51.87	2	CMB	41.84	260.22	1550	11000	1
166	10:10:55.80	2	CMB	41.81	259.98	1550	11000	1
167	10:10:59.74	2	CMB	41.77	259.72	1550	11000	1
168	10:11:03.68	2	CMB	41.75	259.48	1550	11000	1
169	10:11:07.61	2	CMB	41.72	259.28	1550	11000	1
170	10:11:11.55	2	CMB	41.67	259.01	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
171	10:11:15.48	2	CMB	41.66	258.71	1550	11000	1
172	10:11:19.42	2	CMB	41.64	258.40	1550	11000	1
173	10:11:23.36	2	CMB	41.61	258.20	1550	11000	1
174	10:11:27.30	2	SSR	41.59	258.02	1550	11000	1
175	10:11:31.23	2	CMB	41.56	257.72	1550	11000	1
176	10:11:35.17	2	CMB	41.52	257.52	1550	11000	1
177	10:11:39.10	2	CMB	41.50	257.21	1550	11000	1
178	10:11:43.04	2	CMB	41.42	257.01	1550	11000	1
179	10:11:46.98	2	CMB	41.38	256.75	1550	11000	1
180	10:11:50.91	2	CMB	41.34	256.53	1550	11000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
181	10:11:54.85	2	CMB	41.25	256.31	1550	11000	1
182	10:11:58.79	2	CMB	41.17	256.11	1550	11000	1
183	10:12:02.72	2	CMB	41.09	255.78	1550	11000	1
184	10:12:06.66	2	CMB	40.94	255.52	1550	11000	1
185	10:12:10.59	2	CMB	40.80	255.43	1550	11000	1
186	10:12:18.48	2	CMB	40.39	255.39	1550	10800	1
187	10:12:22.41	2	CMB	40.19	255.45	1550	10600	1
188	10:12:26.35	2	CMB	40.00	255.65	1550	10300	1
189	10:12:30.30	2	CMB	39.84	256.00	1550	10100	1
190	10:12:34.23	2	CMB	39.77	256.29	1550	10000	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
-------	------	--------	-----------	-------	---------	-------------	-------------	--------------

191	10:12:38.17	2	SSR	39.75	256.62	1550	10100	1
192	10:12:42.12	2	CMB	39.75	256.88	1550	10100	*
193	10:12:46.05	2	CMB	39.80	257.08	1550	10900	*
194	10:12:49.99	2	CMB	39.88	257.23	1550	11200	1
195	10:12:53.92	2	CMB	39.97	257.23	1550	11500	1
196	10:12:57.86	2	CMB	40.03	257.26	1550	11600	1
197	10:13:01.80	2	CMB	40.11	257.50	1550	11700	1
198	10:13:05.74	2	CMB	40.19	257.43	1550	11700	1
199	10:13:09.68	2	CMB	40.27	257.59	1550	11700	1
200	10:13:25.44	2	SSR	40.20	258.51	1550	10600	1

Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
201	10:13:29.38	2	CMB	40.03	258.71	1550	10400	1
202	10:13:33.32	2	CMB	39.88	258.99	1550	10500	1
203	10:13:37.26	2	CMB	39.69	259.04	1550	10800	1
204	10:13:41.19	2	SSR	39.56	259.21	1550	11100	1
205	10:13:45.12	2	CMB	39.44	259.28	1550	11100	*
206	10:13:49.06	2	CMB	39.39	259.37	1550	11700	1
207	10:13:53.01	2	SSR	39.34	259.63	1550	11900	1
208	10:13:56.95	2	SSR	39.34	259.74	1550	11900	1
209	10:14:00.89	2	CMB	39.34	259.85	1550	11800	1
210	10:14:04.83	2	SSR	39.42	260.09	1550	11600	1

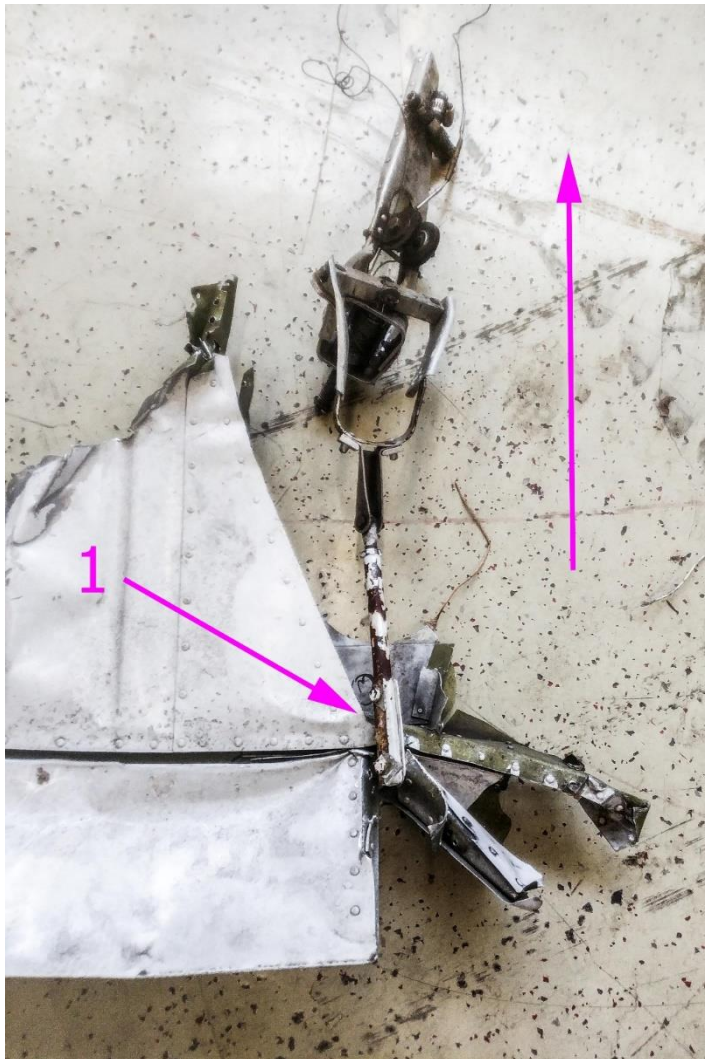
Index	TIME	RDR_NO	PLOT_TYPE	RANGE	AZIMUTH	MODE_A_CODE	MODE_C_CODE	VALID_MODE_C
211	10:14:08.77	2	CMB	39.50	260.31	1550	11300	1
212	10:14:20.59	2	SSR	39.42	261.19	1550	10700	1
213	10:14:28.48	2	SSR	39.02	261.61	1550	10300	1
214	10:14:32.41	2	SSR	38.77	261.52	1550	10000	1
215	10:14:36.34	2	SSR	38.59	261.25	1550	9800	1
216	10:14:40.28	2	CMB	38.53	260.97	1550	9600	1
217	10:14:44.21	2	SSR	38.67	260.64	1550	9300	1

6.2 Höhenrudertrimmung

6.2.1 Trimmspindel

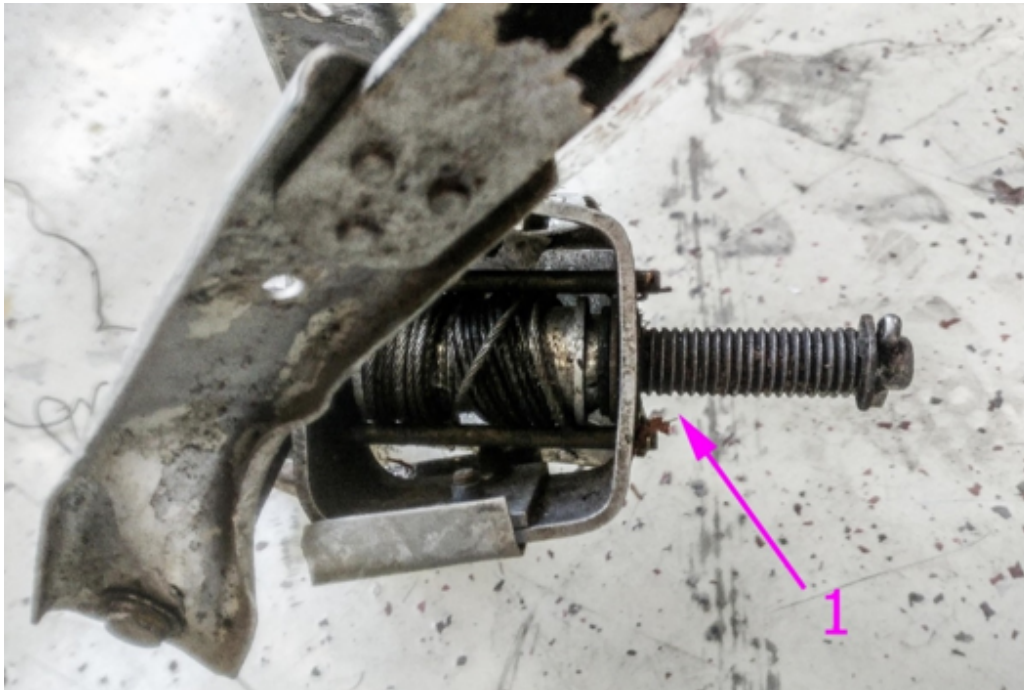
Hinweis: Magentafarbene Pfeile ohne Bezeichnung stellen die Flugrichtung dar.

Abbildung 32 (1) Verbindung Trimmspindel-Trimmruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 33 (1) Stellung Trimmspindel bei Auffindung



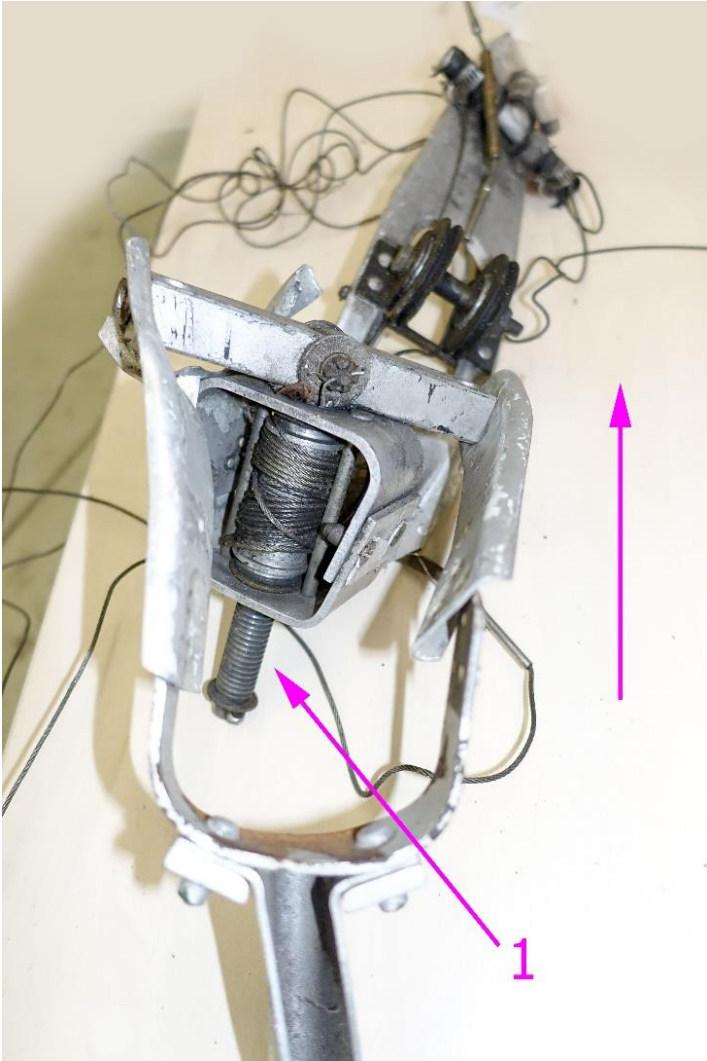
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 34 Trimmspindel



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 35 (1) Stellung Trimmspindel bei Auffindung



Quelle: Sachverständigengutachten

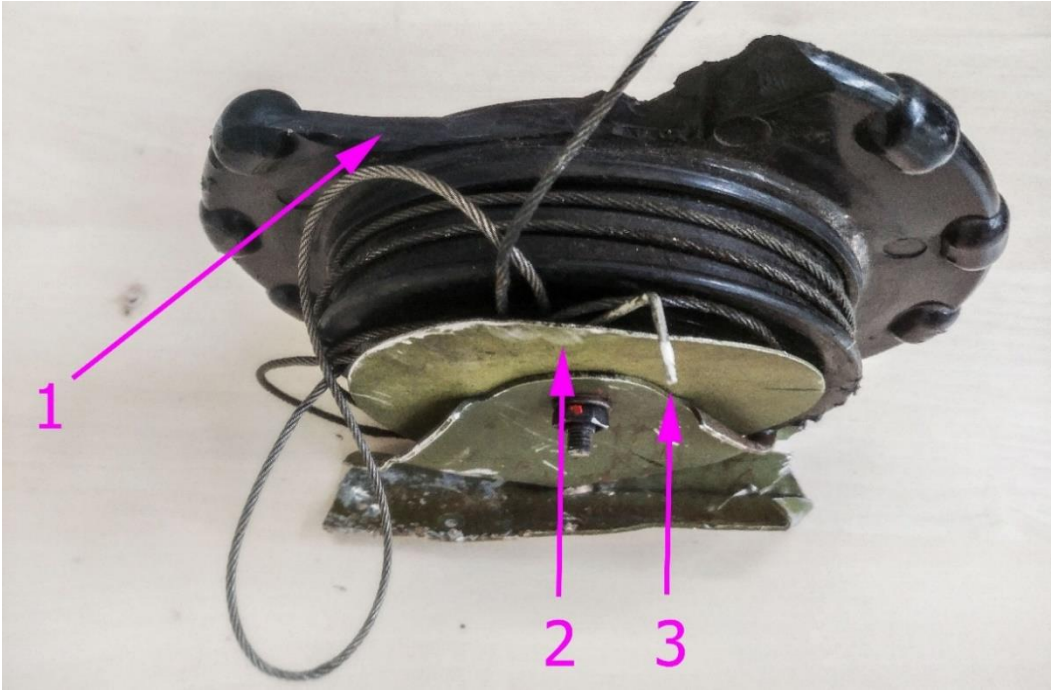
6.2.2 Indikator

Abbildung 36 Trimmrad mit Trimmindikator



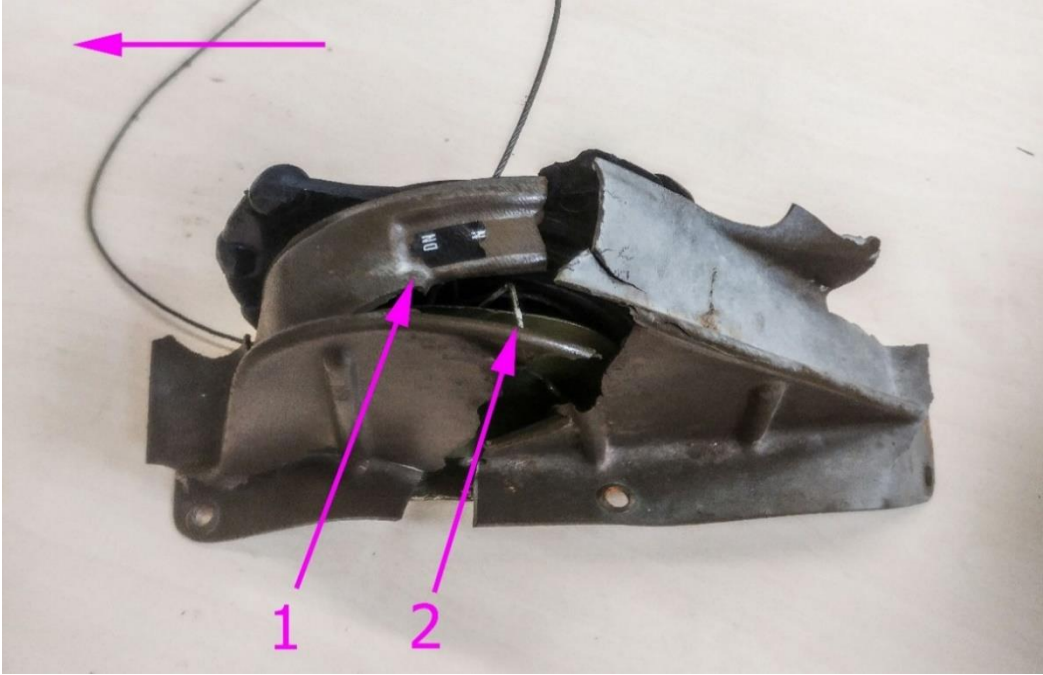
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 37 (1) Fehlendes abgebrochenes Teil des Trimmrades, (2) Mögliche Einschlagspur, (3) Trimmindikator



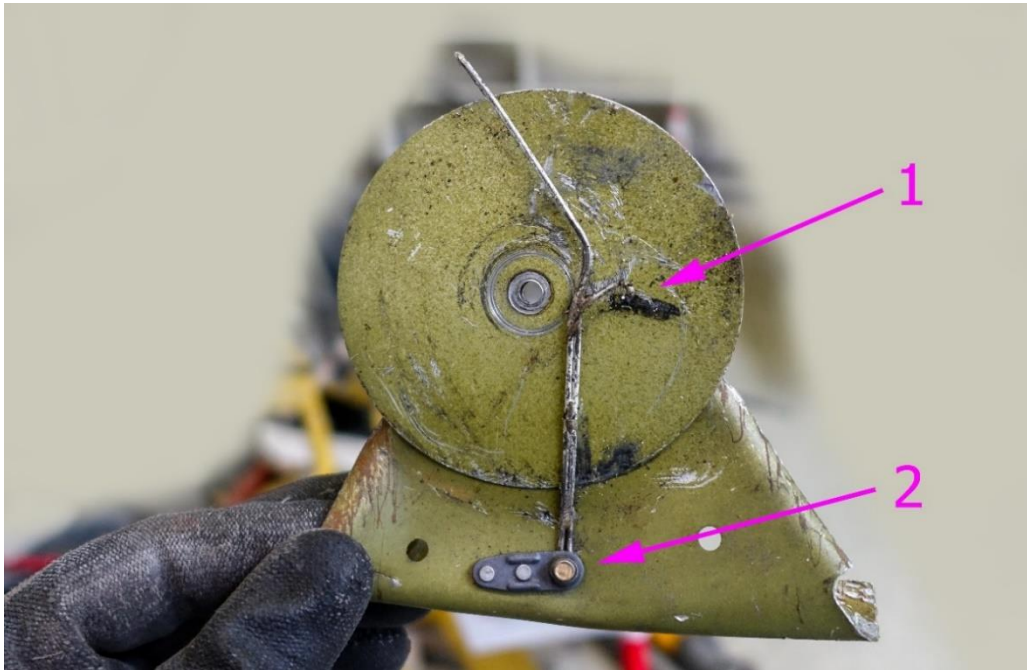
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 38: (1) Placard Trimmstellung, (2) Trimmindikator



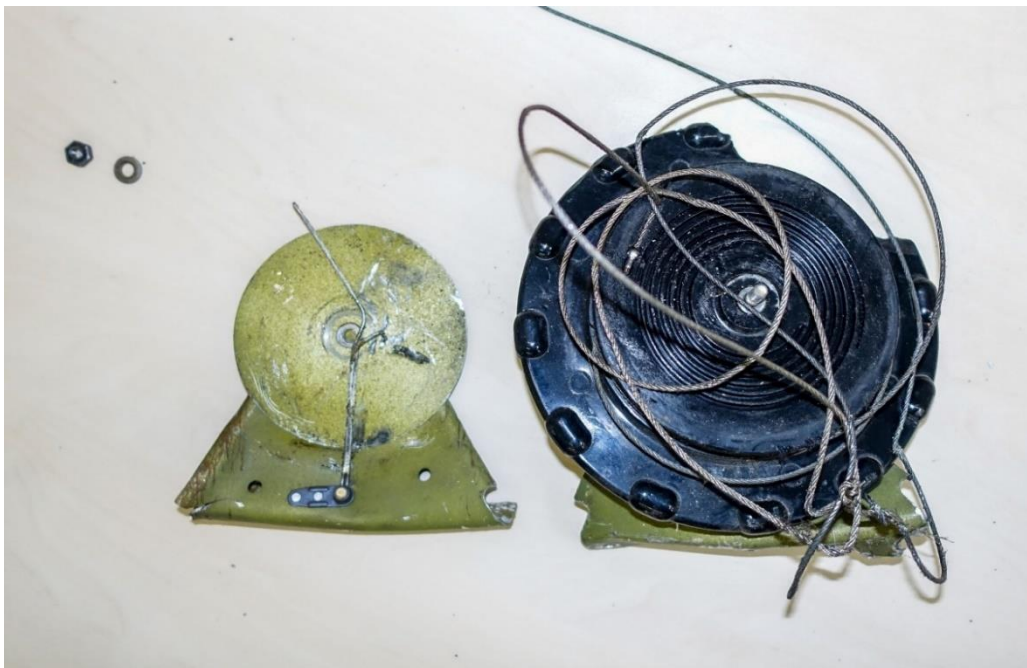
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 39 (1) Schleifspuren durch Trimmindikatorbewegung, (2) Befestigung Trimmindikator



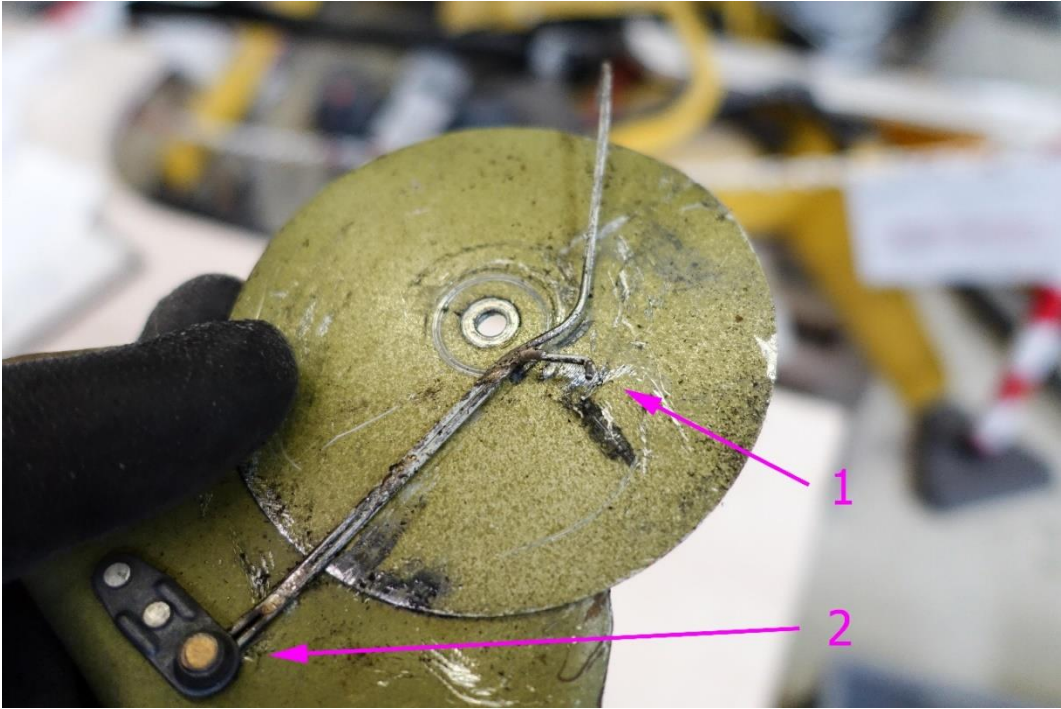
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 40 Trimmrad, Trimmindikator



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 41 (1) Schleifspuren durch Trimmindikatorbewegung, (2) Befestigung Trimmindikator



Quelle: Sachverständigengutachten

6.3 Spiralsturz

Einen Spiralsturz in IMC zu erkennen und erfolgreich zu beenden zählt zu einer sehr schwierigen Aufgabe.

Das FAA Airplane Flying Handbook FAA-H-8083-3B, Chapter 4 zum Thema Kontrollverlust im Fluge sagt zum Spiralsturz (im Gegensatz zu einer Trudelbewegung) im Originaltext:

“Spiral Dive

A spiral dive, a nose low upset, is a descending turn during which airspeed and G-load can increase rapidly and often results from a botched turn. In a spiral dive, the airplane is flying very tight circles, in a nearly vertical attitude and will be accelerating because it is no longer stalled. Pilots typically get into a spiral dive during an inadvertent IMC encounter, most often when the pilot relies on kinesthetic sensations rather than on the flight instruments. A pilot distracted by other sensations can easily enter a slightly nose low, wing low, descending turn and, at least initially, fail to recognize this error. Especially in IMC, it may be only the sound of increasing speed that makes the pilot aware of the rapidly developing situation. Upon recognizing the steep nose down attitude and steep bank, the startled pilot may react by pulling back rapidly on the yoke while simultaneously rolling to wings level. This response can create aerodynamic loads capable of causing airframe structural damage and /or failure.

- 1. Reduce Power (Throttle) to Idle*
- 2. Apply Some Forward Elevator*
- 3. Roll Wings Level*
- 4. Gently Raise the Nose to Level Flight*
- 5. Increase Power to Climb Power“*

6.4 Fotobeilagen zu Kapitel 2.2

Hinweis: Magentafarbene Pfeile ohne weitere Bezeichnung stellen die Flugrichtung dar.

Abbildung 42 Luftfahrzeug Nase, Gepäckraumtür



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 43 Luftfahrzeug Nase



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 44 Übersicht Wrack



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 45 Luftfahrzeug Nase, Gepäckraumtür



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 46 (Nietenbild Radom) Nietenwinkel nach Abbruch der Nase nach unten



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 47 (Nietenbild Radom) Nietenwinkel nach Abbruch der Nase nach unten



Quelle: Sachverständigengutachten

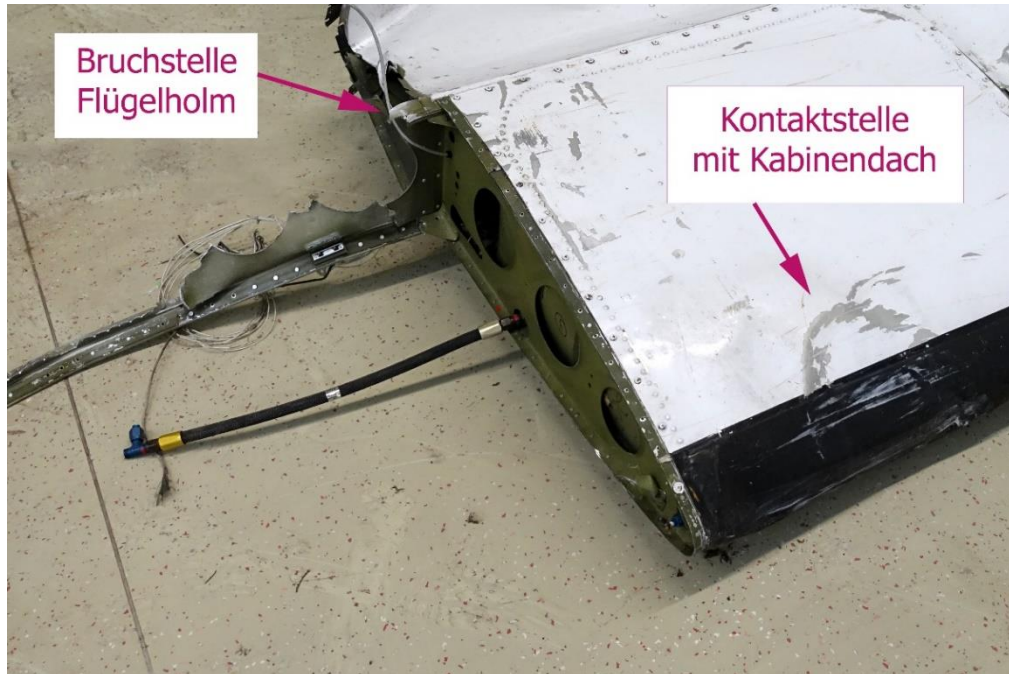
Abbildung 48 Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion, Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion



Quelle: Sachverständigengutachten

Linke Tragfläche mit Bruchstelle Mittelstück – Flügelholm

Abbildung 49 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



Quelle: Sachverständigengutachten

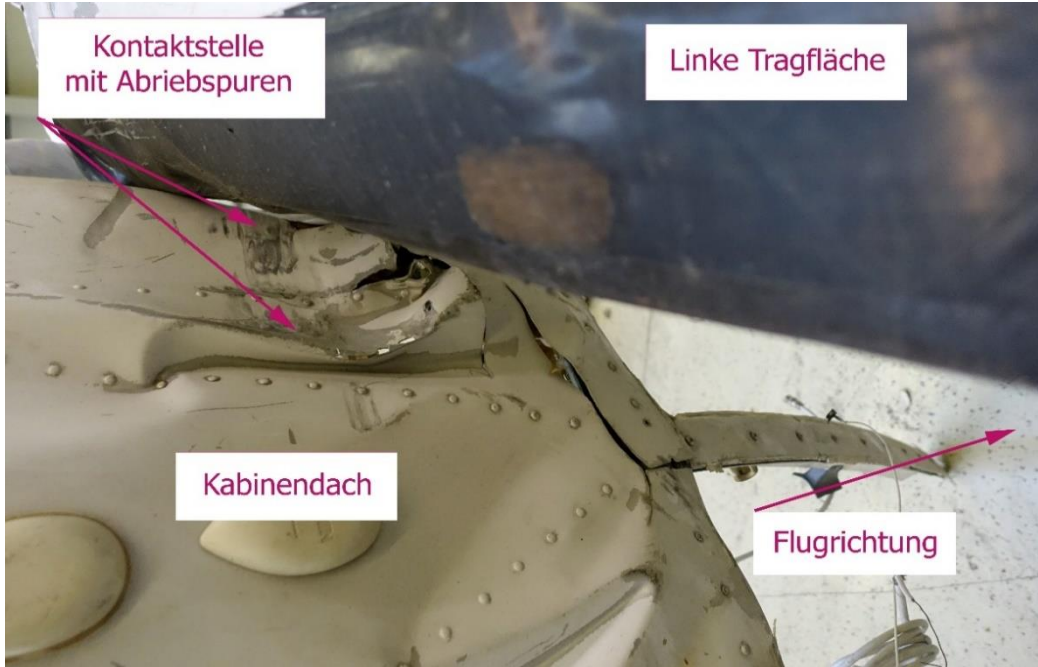
Abbildung 50 (Holmbrüche) Linke Tragfläche



Quelle: Sachverständigengutachten

Kabinendach mit Abriebspuren

Abbildung 51 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



Quelle: Sachverständigengutachten

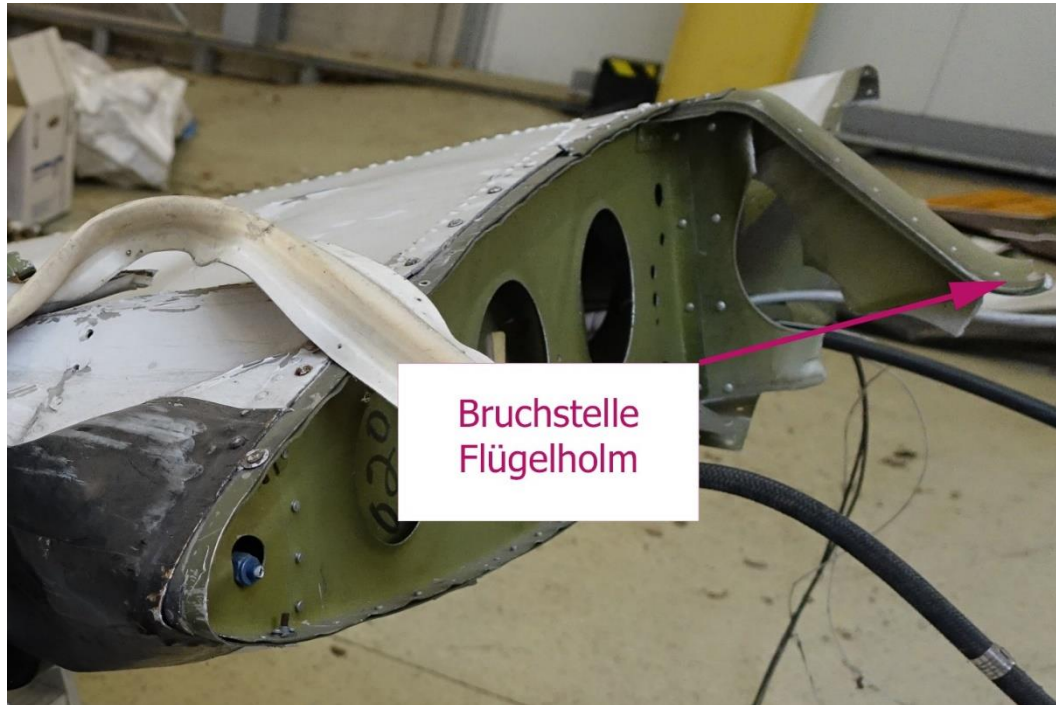
Abbildung 52 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



Quelle: Sachverständigengutachten

Rechte Tragfläche mit Bruchstelle Mittelstück – Flügelholm (Obergurt)

Abbildung 53 Holmbrüche



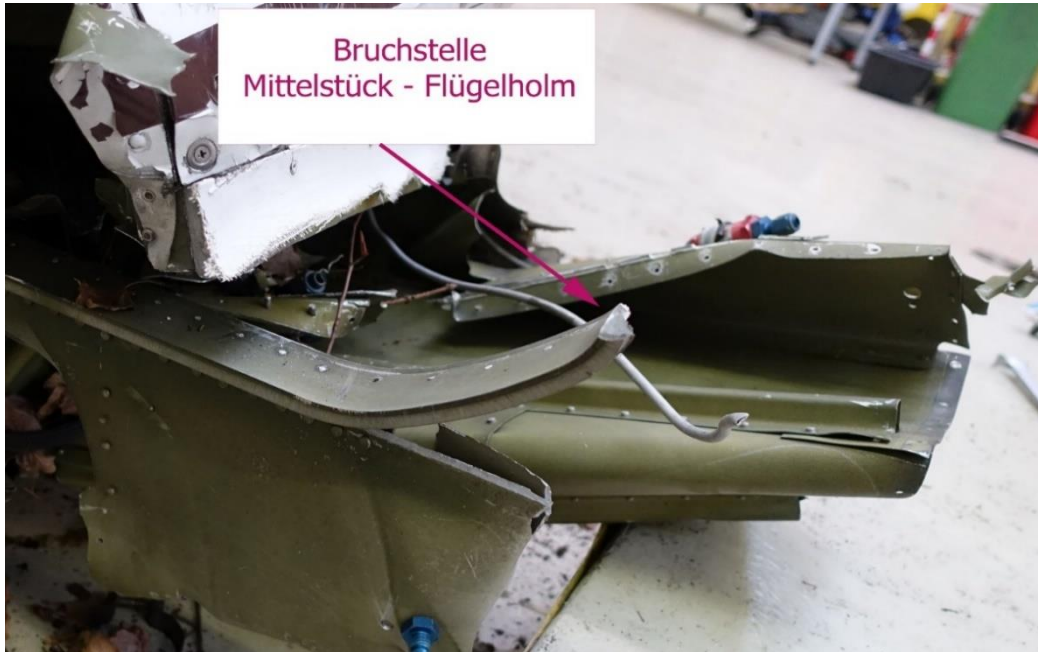
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 54 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 55 Holmbrüche



Quelle: Sachverständigengutachten

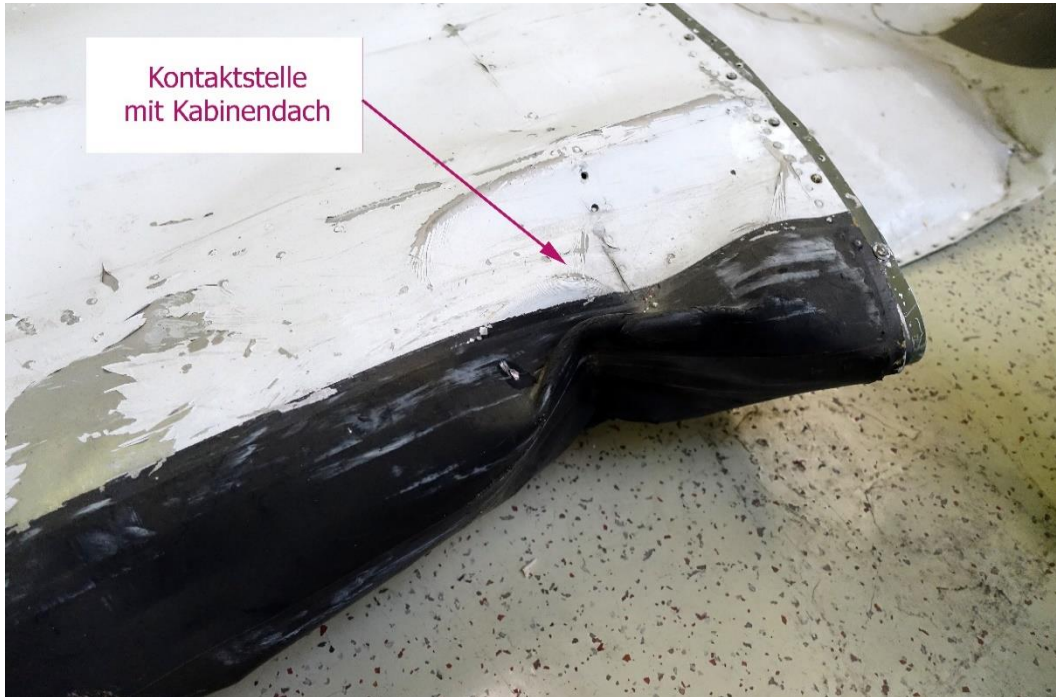
Kabinendach (Aussenhaut) und Cockpittüre mit Abriebspuren

Abbildung 56 Kontaktpuren der Enteisungsanlage



Quelle Sachverständigengutachten

Abbildung 57 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 58 Kontaktsuren der Enteisungsanlage



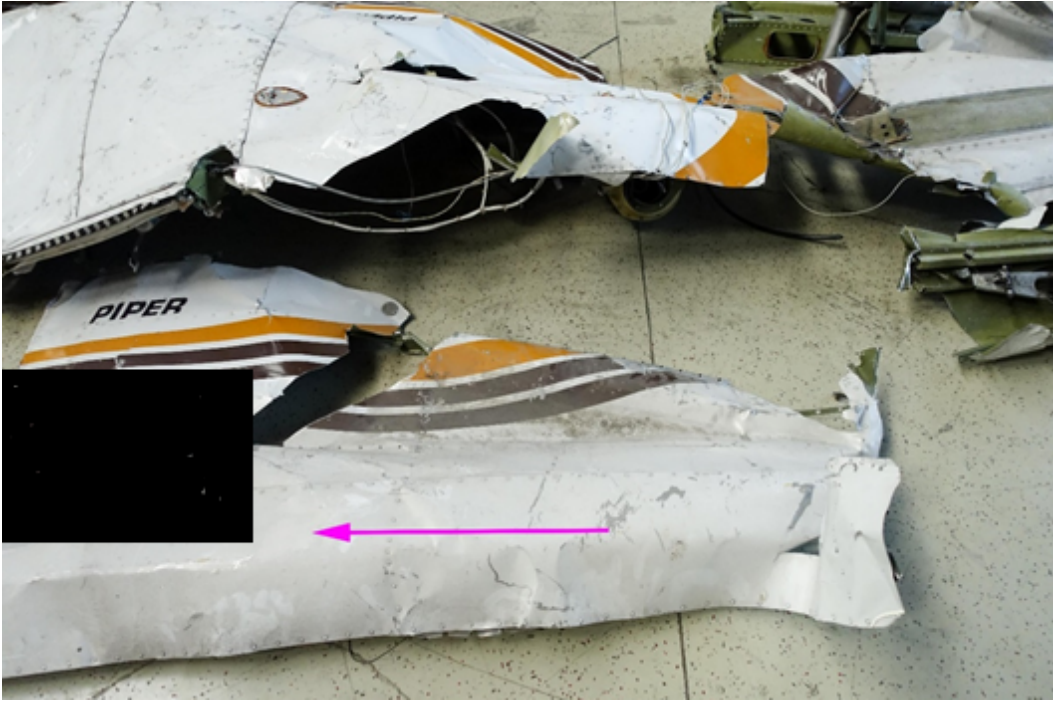
Quelle Sachverständigengutachten

Abbildung 59 Kabinendach, aufgebogen



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 60 Kabinendach, aufgebogen



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 61 Kabinendach, aufgebogen



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 62 (Knickstelle Kabinendach – Finne) (1) Trimmspindel, (2) Abrissknick Kabinendach - Finne



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 63 (1) Heizkanone, (2) Trimmspindel



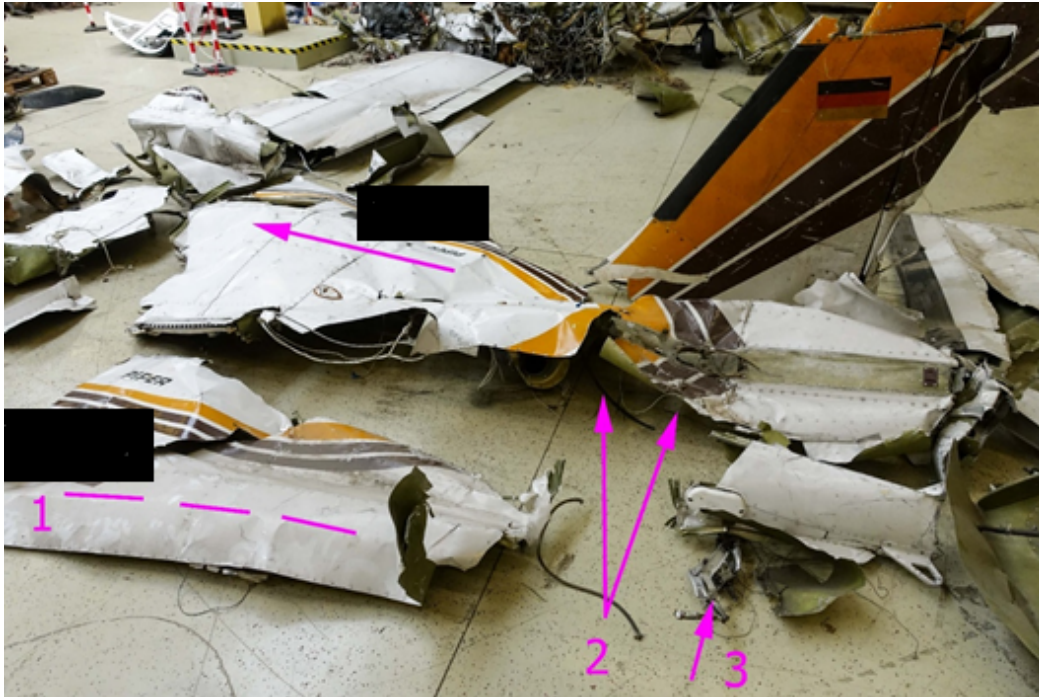
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 64 Luftfahrzeug Heck



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 65 Rumpfverkleidung: (1) Durch Abwicklung aufgebogenes Kabinenblech im eingebauten Zustand ca. 80 Grad gebogen, (2) Knickstelle Kabinendach – Finne, (3) Trimmspindel



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 66 Rumpfverkleidung



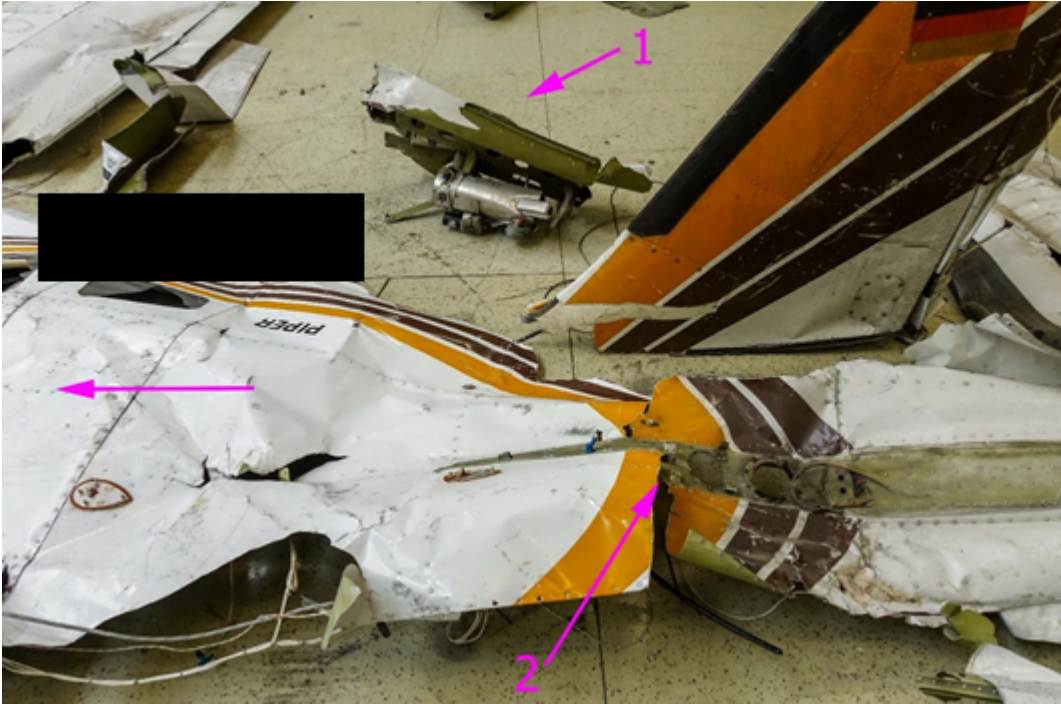
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 67 Luftfahrzeug Heck



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 68 (Knickstelle Kabinendach – Finne): (1) Heizkanone, (2) Knickstelle Kabinendach - Finne



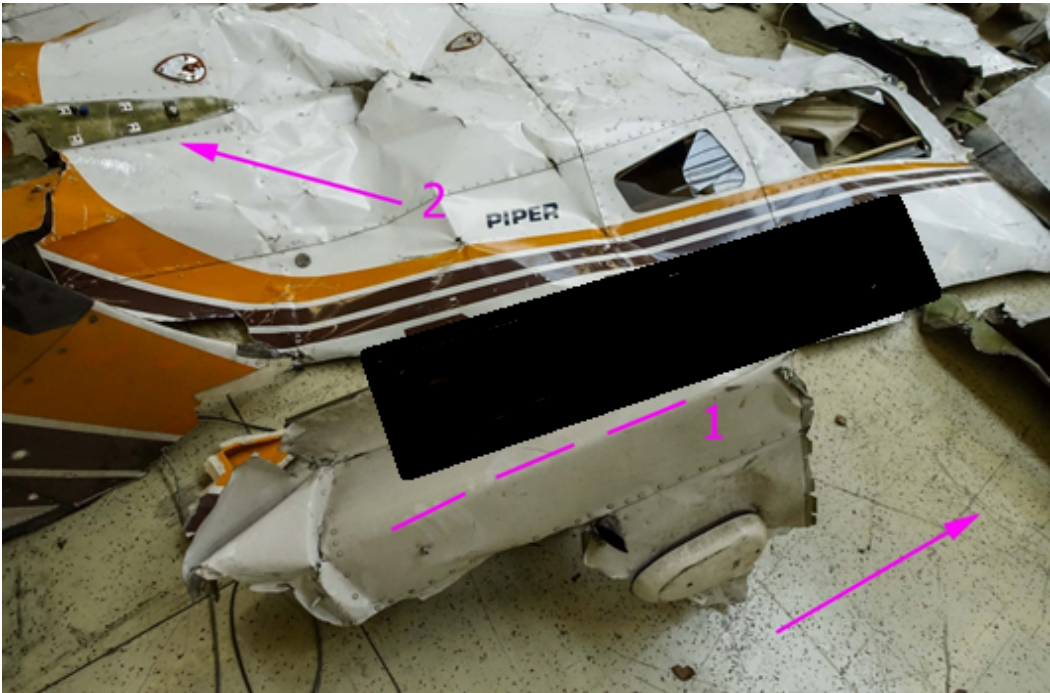
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 69 Luftfahrzeug Heck



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 70 (1) Normale Biegung Kabinenblech ca. 80 Grad, (2) Einbauort Finne



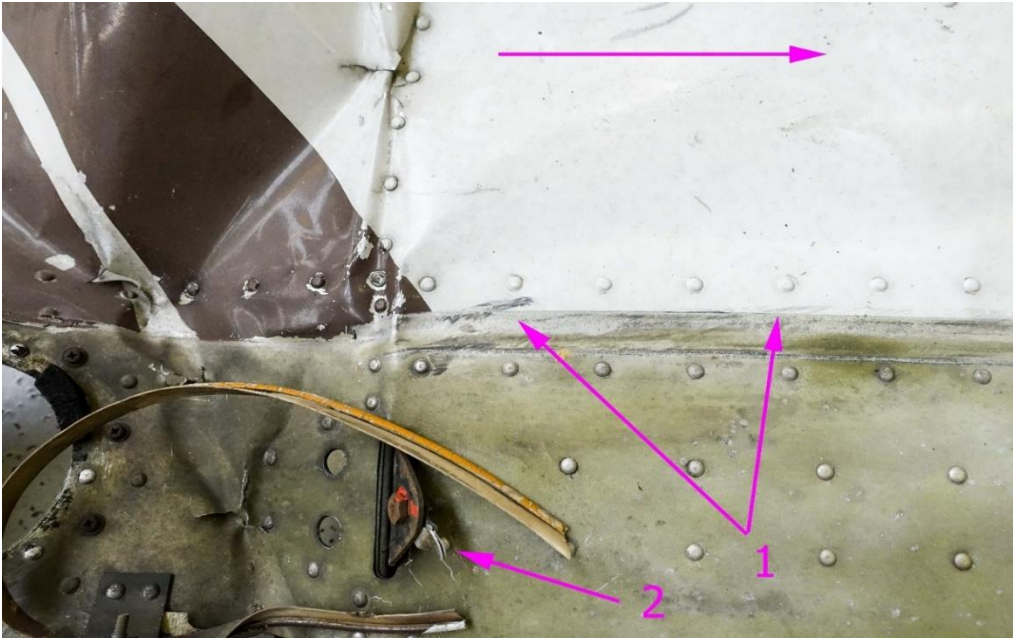
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 71 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Aufschlagfläche der Finne am rechten Höhenruder



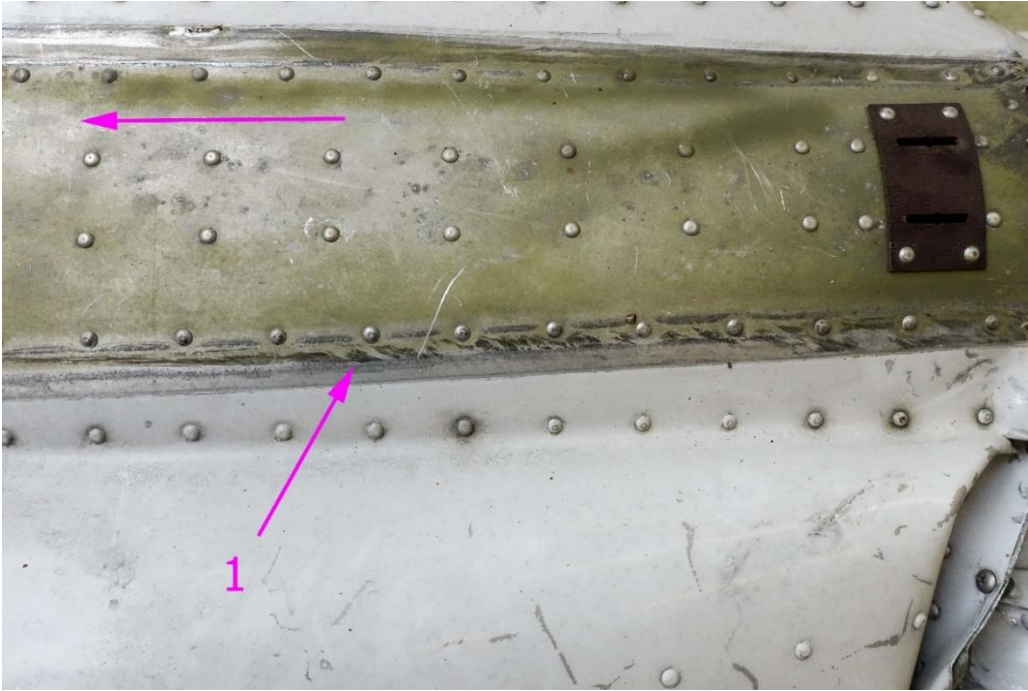
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 72 Bruchstelle Finne: (1) Abriebspuren der Finne am Kabinendach, (2) Vordere Finnenbefestigung



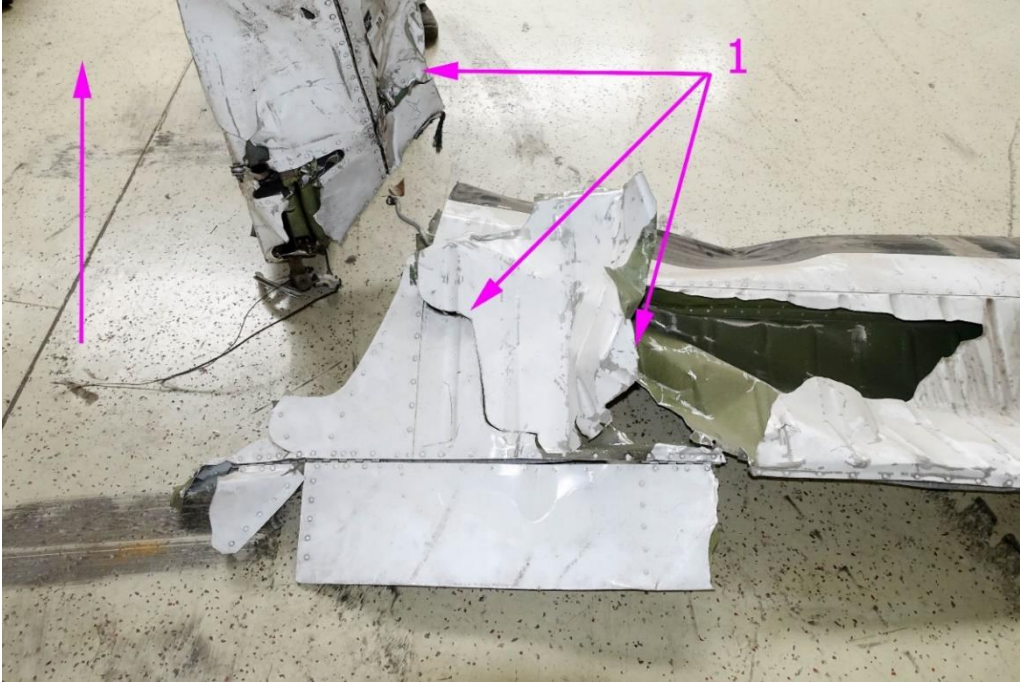
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 73 Bruchstelle Finne: (1) Abriebspuren der Finne am Kabinendach



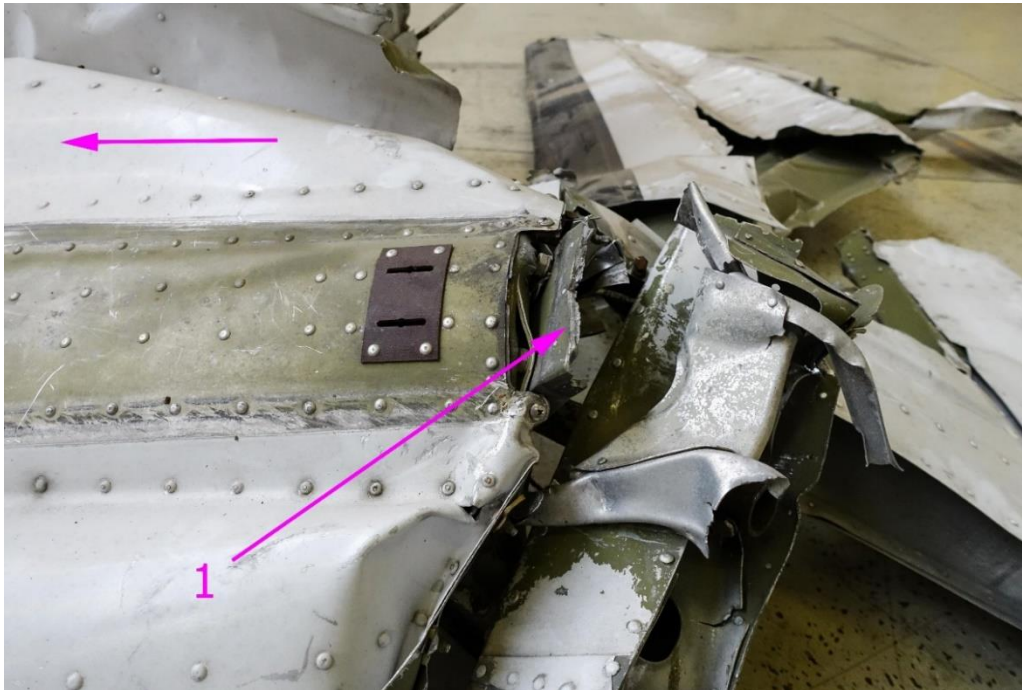
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 74 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 75 Bruchstelle Finne: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 76 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 77 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 78 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



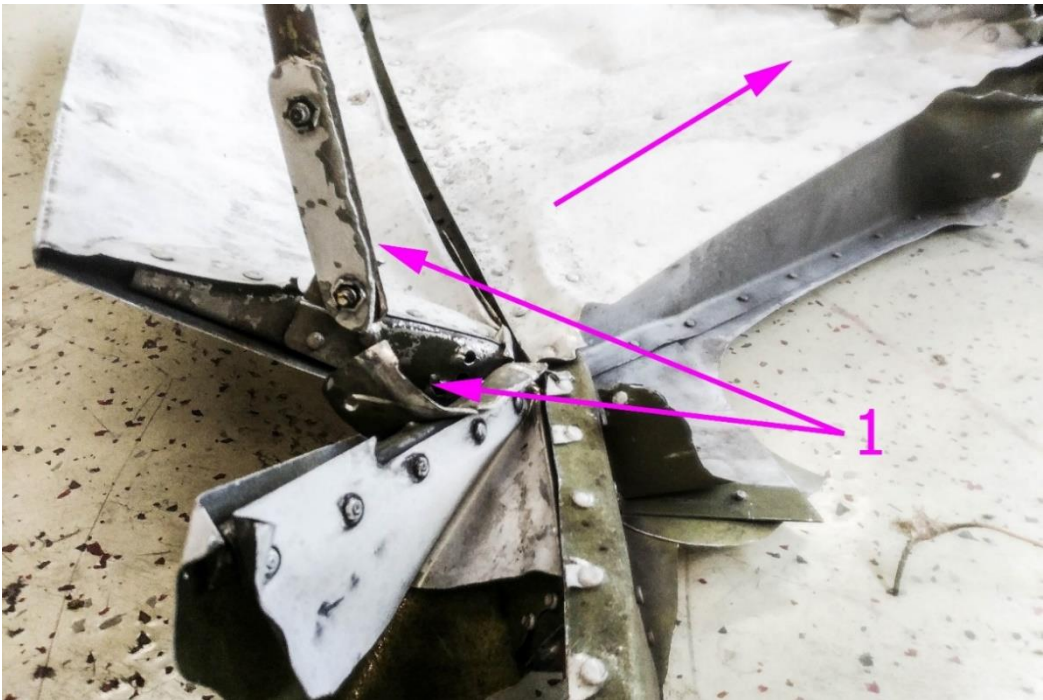
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 79 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 80 Gebrochenes Trimmruder: (1) Verbindung Trimmspindel - Trimmruder



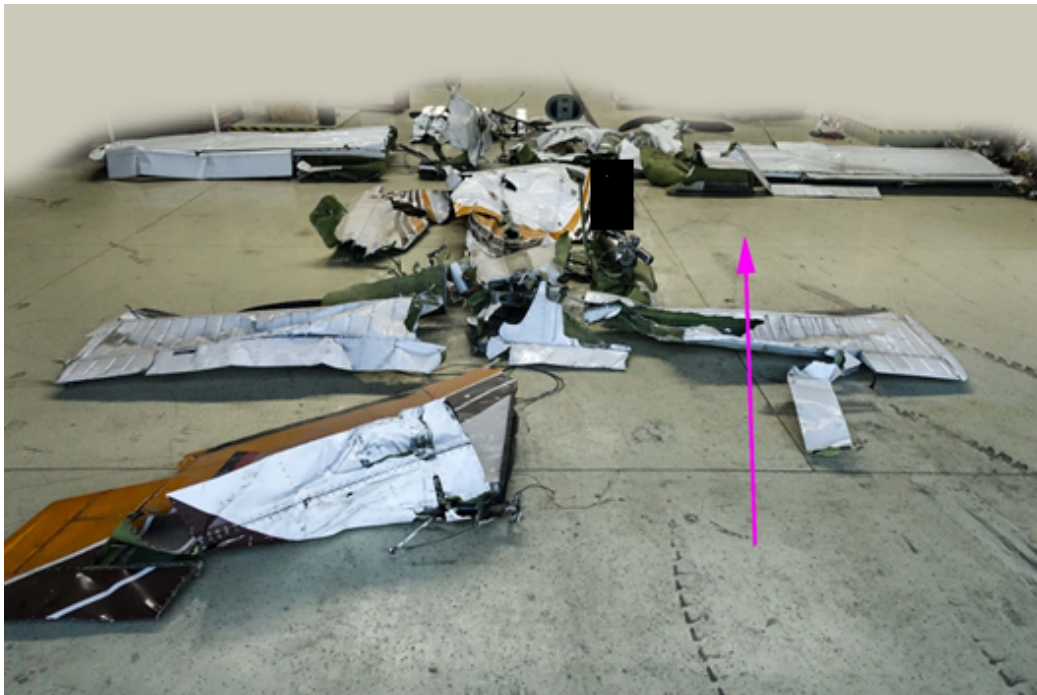
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 81 Heizkanone



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 82 Einzelteile (elektronisch bearbeitet)



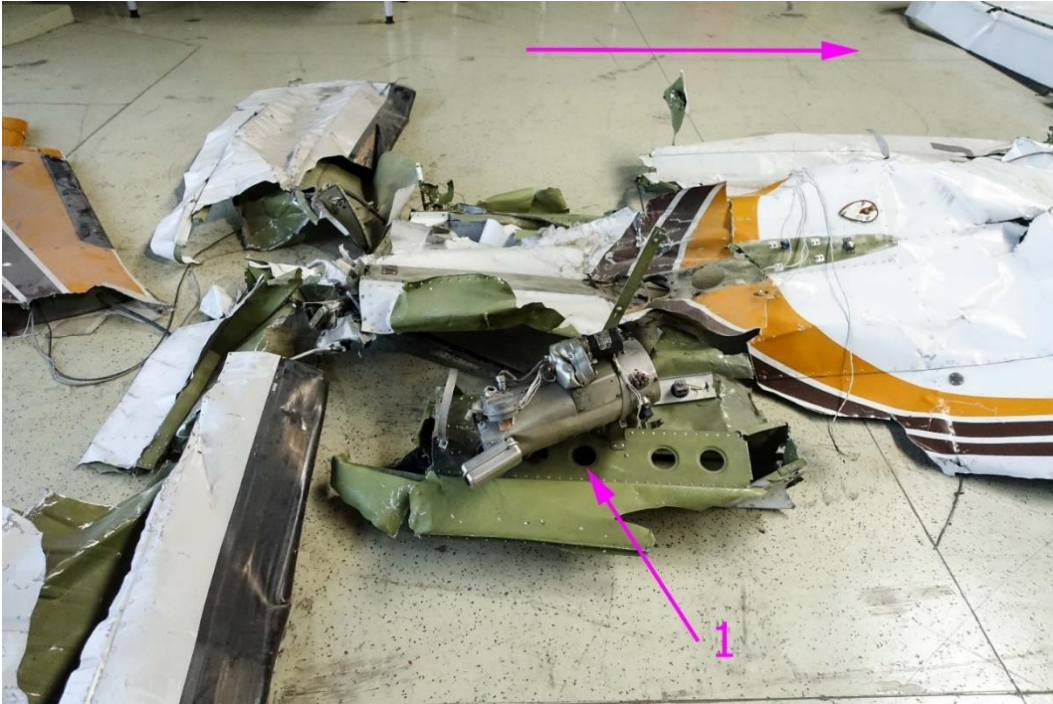
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 83 Einzelteile



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 84 Heizkanone: (1)Heizkanone



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 85 Einzelteile



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 86 Einzelteile (elektronisch bearbeitet)



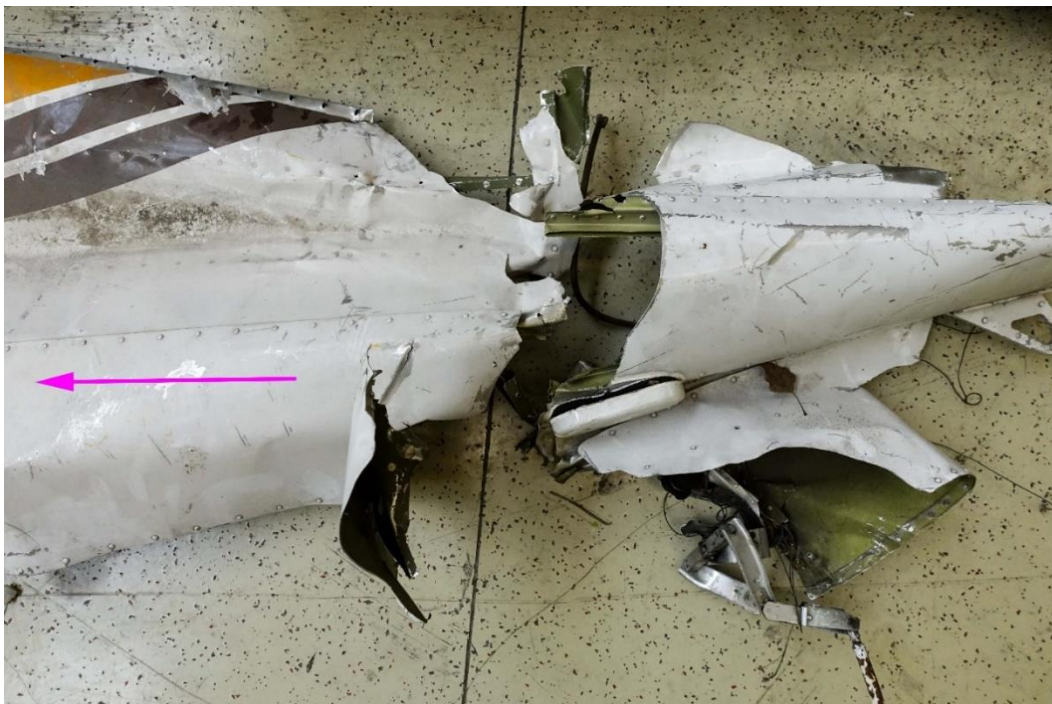
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 87 Einzelteile



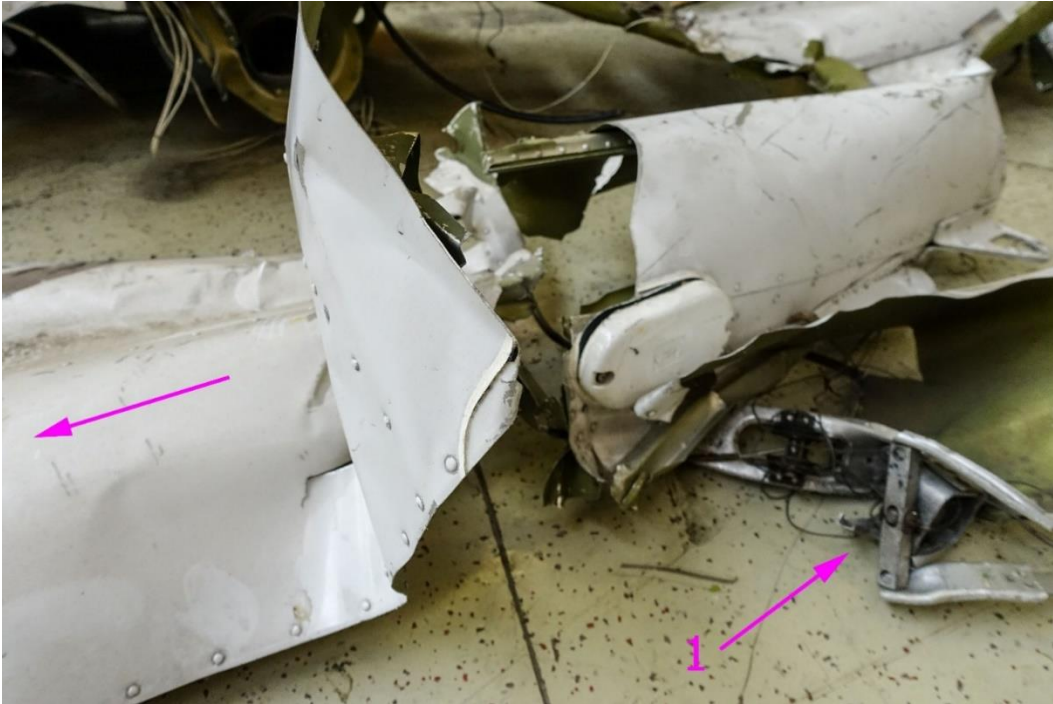
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 88: Einzelteile



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 89 Trimmspindel: (1) Trimmspindel



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 90 Luftfahrzeug Heck



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 91 Luftfahrzeug Heck

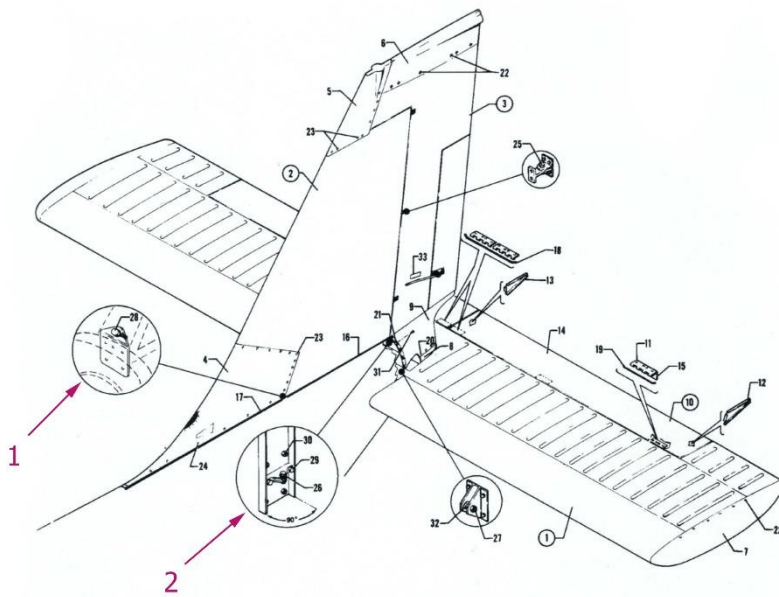


Quelle: Sachverständigengutachten

Heckflosse und Leitwerk

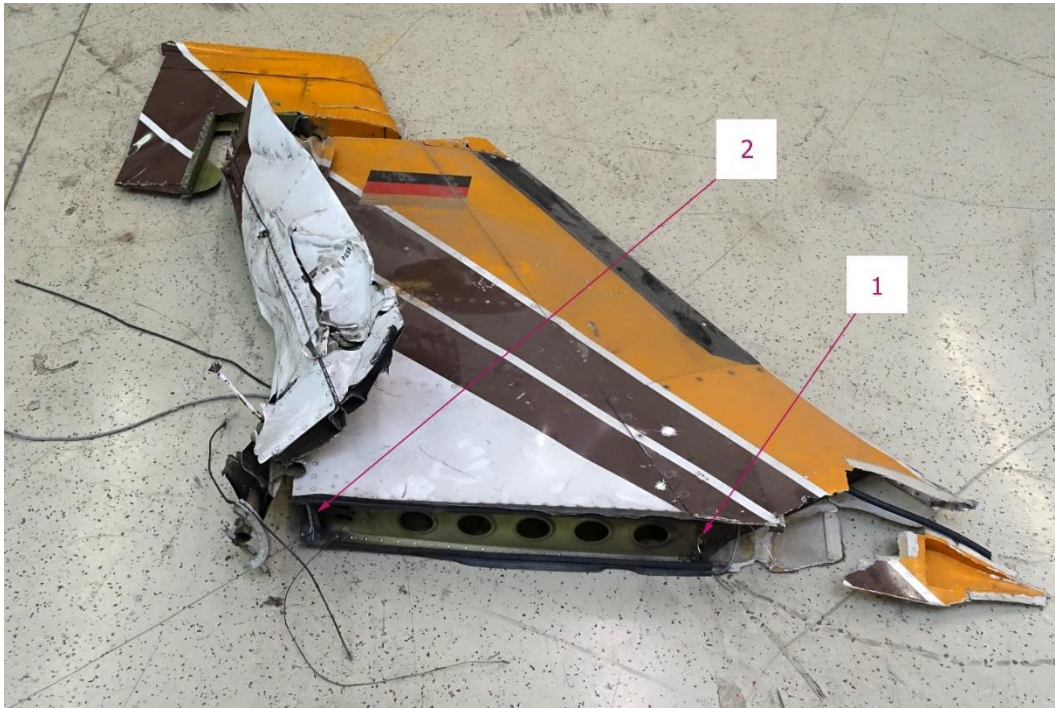
Aus dem Parts-Katalog von Piper sind die mechanischen Verbindungen Pos. 1 und Pos. 2 zu ersehen. Diese sind auf den Aufnahmen der Wrackteile entsprechend vermerkt worden.

Abbildung 92 Luftfahrzeug Heck



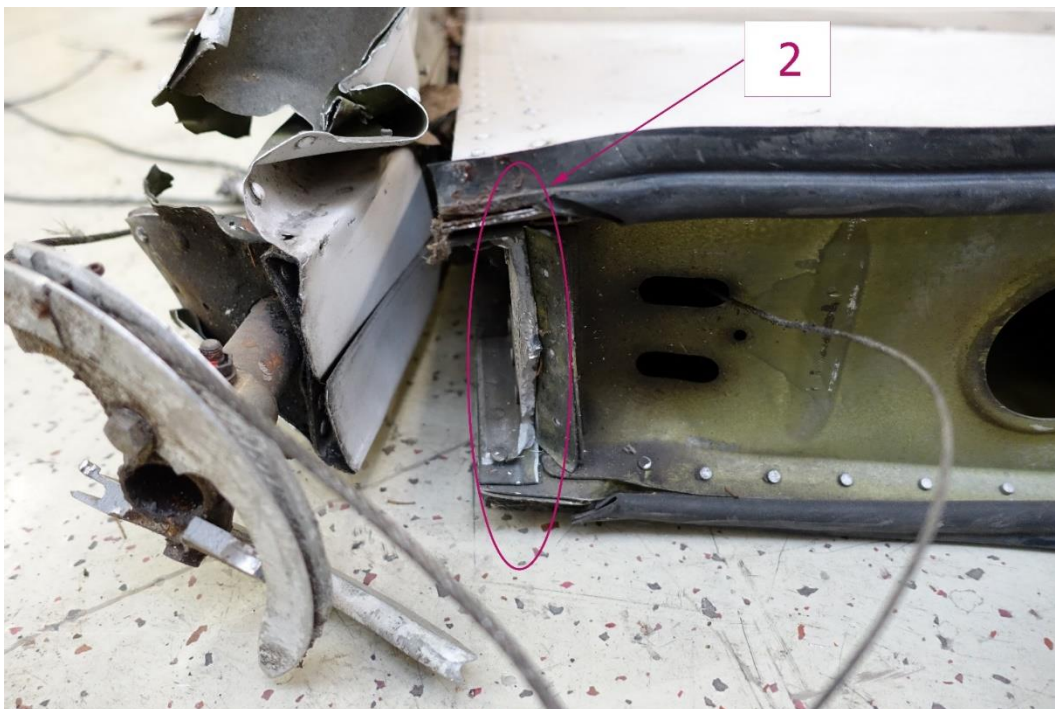
Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 93 Seitenleitwerk (1) Vorderes Verbindungselement, (2) Hinteres Verbindungselement



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 94 (2) Hinteres Verbindungselement



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 95 (1) Vorderes Verbindungselement



Quelle: Sachverständigengutachten

Abbildung 96 Verbindungselement Seitenflosse- Rumpf



Quelle: Sachverständigengutachten

Rumpfmittelstück mit Durchbiegung aufgrund von Überlast

Abbildung 97 Rumpfmittelstück



Quelle: Sachverständigengutachten

6.5 Autopilot

Abbildung 98 Supplement 4 (9-11)

PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-34-200T, SENECA II

SECTION 9
SUPPLEMENTS

SUPPLEMENT 4

ALTIMATIC IIC AUTOPILOT INSTALLATION

SECTION 1 - GENERAL

This supplement supplies information necessary for the operation of the airplane when the optional AltiMatic IIC Autopilot is installed. The information contained within this supplement is to be used in conjunction with the complete handbook.

This supplement has been "FAA Approved" as a permanent part of this handbook based on EDO-AIRE Mitchell STC SA3023SW-D and must remain in this handbook at all times when the optional AltiMatic IIC Autopilot is installed.

SECTION 2 - LIMITATIONS

- (a) Autopilot operation prohibited above 172 KIAS. (Autopilot Vmo)
- (b) Autopilot must be "OFF" during takeoff and landing.
- (c) Autopilot operation not authorized with greater than 25° of flap extension.
- (d) Required placard P/N 13A660-1 "Conduct Trim Check prior to flight (see P/O/H)" to be installed in clear view of pilot.
- (e) During autopilot operation, the pilot must be in his seat with the safety belt fastened.

SECTION 3 - EMERGENCY PROCEDURES

This aircraft is equipped with a Master Disconnect/Interrupt Switch on the pilot's control wheel. When the switch button is depressed it will disconnect the autopilot. When depressed and held it will interrupt all Electric Elevator Trim Operations. Trim operations will be restored when the switch is released. If an autopilot or trim emergency is encountered, do not attempt to determine which system is at fault. Immediately depress and hold the Master Disconnect/Interrupt button. Turn off autopilot and trim master switch and retrim aircraft, then release the interrupt switch.

NOTE

During examination of this supplement, the pilot is advised to locate and identify the autopilot controls, the trim master switch and circuit breaker for both systems.

ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977

REPORT: VB-850
9-11

Quelle: Piper Aircraft Corporation

**SECTION 9
SUPPLEMENTS**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-34-200T, SENECA II**

- (a) In the event of an autopilot malfunction the autopilot can be:
(1) Overpowered at either control wheel.

CAUTION

Do not overpower autopilot pitch axis for periods longer than 3 seconds because the autotrim system will operate in a direction to oppose the pilot and will, thereby, cause an increase in the pitch overpower forces.

- (2) Disconnected by depressing the Master Disconnect/Interrupt Switch.
(3) Disconnected by depressing the Trim Switch "AP OFF" bar.
(4) Disconnected by pushing the roll rocker switch "OFF."
- (b) In the event of a trim malfunction:
(1) Depress and hold the Master Trim Interrupt Switch.
(2) Trim Master Switch - "OFF." Retrim aircraft as necessary using manual trim system.
(3) Release Master Interrupt Switch - be alert for possible trim action.
(4) Trim Circuit Breaker - Pull. Do not operate trim until problem is corrected.
- (c) If a trim runaway occurs with the autopilot operating, the above procedure will disconnect the autopilot which will immediately result in higher control wheel forces. Be prepared to manually retrim, as necessary to eliminate undesirable forces.
- (d) Altitude Loss During Malfunction:
(1) An autopilot malfunction during climb, cruise or descent with a 3 second delay in recovery initiation could result in as much as 60° of bank and 200' of altitude loss.
(2) Altitude loss - high altitude descent - 3 second delay in recovery could result in a 60° bank and a 420' altitude loss.
(3) An autopilot malfunction during an approach with a 1 second delay in recovery initiation could result in as much as 20° of bank and 75' altitude loss. Maximum altitude loss measured in approach configuration gear down and operating either coupled or uncoupled, single or multi-engine.
- (e) Emergency Operation With Optional NSD 360 and NSD 360A (HSI) - Slaved and/or Non-Slaved:
NSD 360
(1) Appearance of HDG Flag:
a. Check air supply gauge (vac or pressure) for adequate air supply (4 in. Hg. min.).
b. Check compass circuit breaker.
c. Observe display for proper operation.
(2) To disable heading card - pull circuit breaker and use magnetic compass for directional data.

NOTE

If heading card is not operational, autopilot should not be used.

**REPORT: VB-850
9-12**

**ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977**

Quelle: Piper Aircraft Corporation

- (3) With card disabled:
 - a. VOR and Glide Slope displays are still functional; use card set to rotate card to aircraft heading for correct picture.
 - b. Localizer - left-right information still usable. Flag information is disabled - compare needle with No. 2 indicator for valid left-right needle operation.
- (4) Slaving Failure - (i.e. failure to self-correct for gyro drift):
 - a. Check gyro slaving switch is set to No. 1 position.
 - b. Check for HDG Flag.
 - c. Check compass circuit breaker.
 - d. Reset heading card while observing slaving meter.
 - e. Select slaving amplifier No. 2 (gyro slaving switch is set to No. 2 position).
 - f. Reset heading card while checking slaving meter.
 - g. Switch to free gyro and periodically set card as unslaved gyro.

NSD 360A (Instrument with red-white striped NAV-HDG Flags)

- (1) The emergency procedures for the NSD 360A remain identical to those listed for the NSD 360 (above), except that the presence of the NAV Flag on a localizer frequency invalidates the NAV left-right information. Usable navigation data will be indicated in both VOR and Localizer modes by the absence of the NAV Flag, whether the card is disabled or not.
- (2) In the localizer mode the "TO-FROM" arrows may remain out of view, depending upon the design of the NAV converter used in the installation.

(f) Single Engine Operations:

- (1) Engine failure during an autopilot approach operation: Disengage autopilot conduct remainder of approach manually.
- (2) Engine failure during go around: Disengage autopilot, retrim aircraft, perform normal aircraft engine out procedures then re-engage autopilot.
- (3) Engine failure during normal climb, cruise, descent: Retrim aircraft, perform normal aircraft engine out procedures.
- (4) Maintain aircraft yaw trim throughout all single engine operations.

SECTION 4 - NORMAL PROCEDURES

PREFLIGHT INSPECTION - AUTOPILOT

- (a) Roll Section
 - (1) Place Radio Coupler in "Heading" mode and place roll rocker switch "ON" to engage roll section. Rotate roll command knob left and right and observe that control wheel describes a corresponding left and right turn, then center knob.
 - (2) Set proper D.G. Heading on D.G. and turn Heading Bug to aircraft heading. Engage "Heading" mode rocker switch and rotate heading bug right and left. Aircraft control wheel should turn same direction as bug. Grasp control wheel and manually override servo, both directions.
 - (3) Disengage autopilot by depressing trim switch. Check aileron operation is free and autopilot is disconnected from controls.

ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977

REPORT: VB-850
9-13

Quelle: Piper Aircraft Corporation

- (b) Pitch Section
 - (1) Engage "Roll" rocker switch.
 - (2) Center pitch command disc and engage "Pitch" rocker switch.
 - (3) Rotate pitch command disc full DOWN and full UP and check that control wheel moves same direction. Check to see that servo can be overridden by hand at control wheel.

NOTE

Autopilot might not be able to raise elevators, on ground, without assistance from pilot.

- (4) Hold control wheel and disengage autopilot by pressing Master Autopilot Disconnect/Trim Interrupt Switch button. Check Roll and Pitch controls to assure autopilot has disconnected.

TRIM SYSTEM

General

This aircraft is equipped with a Command Trim System designed to withstand any type of single malfunction, either mechanical or electrical, without uncontrolled operation resulting. The preflight check procedure is designed to uncover hidden failures that might otherwise go undetected. Proper operation of the electric trim system is predicated on conducting the following preflight check before each flight. If the trim system fails any portion of the procedure, pull the trim circuit breaker out until trim system is repaired. Substitution of any trim system component for another model is not authorized. For emergency interrupt information, refer to Section 3 of this Supplement.

Command Electric Trim Switch

The Command Electric Trim Switch on the left hand portion of the pilot's control wheel has two functions:

- (1) When the top bar (AP OFF) is pressed, it disconnects the Autopilot.
 - (2) When the top bar is pressed AND the rocker is moved forward, nose down trim will occur, when moved aft, nose up trim will occur.
- (a) Preflight: Command Trim - Before Each Flight
 - (1) Check trim circuit breaker - IN.
 - (2) Trim Master Switch - ON.
 - (3) AP OFF - Check normal trim operation - UP. Grasp trim wheel and check override capability. Check nose down operation. Recheck override.
 - (4) Activate center bar only. Trim should not operate.
 - (5) Without pressing center bar, move rocker fore and aft - trim should not operate with either separate action.
 - (b) Autotrim - Before Each Flight
 - (1) AP ON - (Roll and Pitch Sections) Check automatic operation by activating autopilot pitch command UP then DN. Observe trim operation follows pitch command direction.

NOTE

In autopilot mode, there will be approximately a 3 second delay between operation of pitch command and operation of trim.

**REPORT: VB-850
9-14**

**ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977**

Quelle: Piper Aircraft Corporation

- (2) Press center bar (AP OFF) - release - check autopilot disengagement.
- (3) Rotate trim wheel to check manual trim operation. Reset to takeoff position prior to takeoff.

AUTOPILOT IN-FLIGHT PROCEDURE

- (a) Trim airplane (ball centered).
- (b) Check air pressure or vacuum to ascertain that the directional gyro and attitude gyro are receiving sufficient air.
- (c) Roll Section
 - (1) To engage - Center ROLL COMMAND knob, push ROLL rocker to "ON" position. To turn, rotate console ROLL knob in desired direction.
 - (2) For heading mode, set directional gyro with magnetic compass. Push directional gyro HDG knob in, rotate to select desired heading. Push console heading rocker (HDG) to "ON" position. (Maximum angle to bank will be 20° with heading lock engaged.)
- (d) Pitch Section (Roll section must be engaged prior to pitch section engagement).
 - (1) Center pitch trim indicator with the pitch command disc.
 - (2) Engage pitch rocker switch. To change attitude, rotate pitch command disc in the desired direction.
- (e) Altitude Hold

Upon reaching desired or cruising altitude, engage altitude hold mode rocker switch. As long as Altitude Hold mode rocker is engaged, aircraft will maintain selected altitude. For maximum passenger comfort, rate of climb or descent should be reduced to approximately 500 FPM prior to altitude hold engagement. For accurate Altitude Holding below 100 KIAS lower flaps one or two notches.

NOTE

Prior to disengaging Altitude Hold mode, rotate Pitch Command Disc to center.

- (f) Radio Coupling VOR-ILS with H.S.I. type instrument display. (Optional)
 - (1) VOR Navigation
 - a. Tune and identify VOR Station. Select desired course by rotating CRS knob of H.S.I.
 - b. Select OMNI mode on Radio Coupler.
 - c. Select HDG mode on autopilot console to engage coupler. Aircraft will turn to a 45° intercept angle to intercept the selected VOR course. Intercept angle magnitude depends on radio needle off - course magnitude, 100% needle deflection will result in 45° intercept angle, diminishing as the needle off-set diminishes.
 - d. NAV mode - NAV mode provides reduced VOR sensitivity for tracking weak, or noisy, VOR signals. NAV mode should be selected after the aircraft is established on course.

**ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977**

**REPORT: VB-850
9-15**

Quelle: Piper Aircraft Corporation

**SECTION 9
SUPPLEMENTS**

**PIPER AIRCRAFT CORPORATION
PA-34-200T, SENECA II**

- (2) ILS-LOC Front Course
 - a. Set inbound, front, localizer course with H.S.I. course knob.
 - b. Select LOC-Normal on Radio Coupler to intercept and track inbound on the localizer. Select LOC-REV to intercept and track the localizer course outbound to procedure turn area.
 - c. Select HDG mode on autopilot console to engage coupler.
- (3) ILS - Back Course
 - a. Set inbound, front, localizer course with H.S.I. course knob.
 - b. Select LOC-REV, on radio coupler to intercept and track inbound on the back localizer course. Select LOC-NORM to intercept and track outbound on the back course to the procedure turn area.
 - c. Engage HDG mode on autopilot console to engage coupler.
- (g) Radio Coupling - VOR/ILS with standard directional gyro. (Optional)

Radio Coupler operation in conjunction with a standard directional gyro and VOR/LOC display differs from operation with an integrated display (H.S.I.) only in one respect. The HDG bug is used as the radio course datum and therefore must be set to match the desired VOR/ILS course as selected on the O.B.S.

 - (1) For VOR Intercepts and Tracking:

Select the desired VOR Course and set the HDG bug to the same heading. Select OMNI mode on the coupler and engage HDG mode on the autopilot console.
 - (2) For ILS Front Course Intercepts and Tracking:

Tune the localizer frequency and place the HDG bug on the inbound, front course heading. Select LOC-NORM mode on the coupler and engage HDG mode on the autopilot console.
 - (3) For LOC Back Course Intercepts and Tracking:

Tune the localizer frequency and place the HDG bug on the inbound course heading to the airport. Select LOC-REV mode on the coupler and engage HDG mode on the autopilot console.
- (h) Coupled Approach Operations
 - (1) VOR or LOC
 - a. After arrival at the VOR Station, track outbound to the procedure turn area as described in Section 4 (f) or (g) as appropriate. Slow to 100 -105 KIAS while inbound to FAF and lower one or two notches of flaps (10° or 25°).
 - b. Use HDG mode and Pitch or Altitude Hold modes as appropriate during procedure turn.
 - c. At the F.A.F. inbound, return to pitch mode for control of descent and lower landing gear.
 - d. At the M.D.A. select altitude hold mode and add power for level flight. Monitor altimeter to assure accurate altitude control is being provided by the autopilot.
 - e. Go Around - For missed approach select desired pitch attitude with pitch command disc and disengage altitude hold mode. This will initiate the pitch up attitude change. Immediately add takeoff power and monitor Altimeter and rate of climb for positive climb indication. After climb is established, retract flaps and gear. Adjust attitude as necessary for desired airspeed and select HDG mode for turn from the VOR final approach course.

**REPORT: VB-850
9-16**

**ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977**

Quelle: Piper Aircraft Corporation

- (2) ILS - Front Course Approach With Glide Slope Capture. (Optional)
- a. Track inbound to LOM as described in Section 4 (f) or (g) above and in Altitude Hold mode.
 - b. Inbound to LOM slow to 100 to 105 KIAS and lower flaps one or two notches (10° or 25°).
 - c. Automatic Glide Slope capture will occur at Glide Slope intercept if the following conditions are met:
 1. Coupler in LOC-Normal mode.
 2. Altitude Hold mode engaged (Altitude Rocker on Console).
 3. Under Glide Slope for more than 20 seconds.
 4. Localizer radio frequency selected on NAV Receiver.
 - d. At Glide Slope Intercept immediately reduce power to maintain 100 KIAS on final approach and lower landing gear. Glide Slope capture is indicated by lighting of the green Glide Slope engage Annunciator Lamp and by a slight pitch down of the aircraft.
 - e. Monitor localizer and Glide Slope raw data throughout approach. Adjust power as necessary to maintain correct final approach airspeed. All power changes should be of small magnitude and smoothly applied for best tracking performance. Do not change aircraft configuration during approach while autopilot is engaged.
 - f. Conduct missed approach maneuver as described in (h) (1) e. above.

NOTE

Glide Slope Coupler will not automatically decouple from Glide Slope. Decoupling may be accomplished by any of the following means:

1. Disengage Altitude Mode.
2. Switch Radio Coupler to HDG Mode.
3. Disengage Autopilot.

SECTION 5 - PERFORMANCE

No changes to the basic performance provided by Section 5 of the Pilot's Operating Handbook are necessary for this supplement.

**ISSUED: AUGUST 23, 1976
REVISED: AUGUST 1, 1977**

**REPORT: VB-850
9-17**

Quelle: Piper Aircraft Corporation

6.6 Mail Piper und NTSB

Piper

Eine E-Mail-Korrespondenz zum Thema Überlast auf PA34 Luftfahrzeugen brachte folgende Aussage von Herrn Robert Martelotti, Air Safety Investigation beim Hersteller Piper:

„Maximum positive Limit load factor for the PA-34 is 4.115 G's. The structure would have been designed to this limit load factor multiplied by 1.5 to determine the ultimate load = 6.17 g's. There was also a comment that this represents the inertial load and the aerodynamic load is considered negligible for most fuselage load cases.

Also, for the fuselage, positive g's means down loading.

*Robert Martellotti
Manager, Air Safety Investigation
robert.martellotti@piper.com | piper.com
P: 772.299.2316 |
Piper Aircraft, Inc., 2926 Piper Drive, Vero Beach, FL 32960“*

NTSB

Eine Nachfrage beim National Transportation Safety Board (NTSB) im Herstellerstaat USA ergab weitere 2 Fälle von Abbruch der Nasenstruktur, die unter den Unfallnummern

- NYC97FA013
- FTW85FA131

untersucht wurden.

6.7 Telefonische Wetterberatung

Abbildung 105 Telefonische Wetterberatung vom 01.04.2007 (Deckblatt)



Amtliche Auskunft

im Zusammenhang dem Unfall des Luftfahrzeuges [REDACTED]
am 01.04.2007 im Raum Feldkirchen



Quelle: Deutscher Wetterdienst

Amtliche Auskunft über den Inhalt der bei der Luftfahrtberatungszentrale Ost (Berlin) für die [REDACTED] eingeholten Flugwetterberatung am 01.04.2007

1. Individuelle Flugwetterberatung

Am 01.04.2007 wurde gegen 06.22 UTC bei der Luftfahrtberatungszentrale Ost (Berlin) für das Luftfahrzeug mit dem Kennzeichen [REDACTED] eine individuelle Flugwetterberatung für einen VFR-Flug von Ingolstadt (ETSI) nach Klagenfurt (LOWK) eingeholt. Von der eingeholten Flugwetterberatung liegt eine Tonbandaufzeichnung vor, von der die nachfolgende *inhaltliche Wiedergabe* erstellt wurde.

2. Inhalt der individuellen Flugwetterberatung von 06.22 UTC

Der Anrufer (A) meldete sich mit dem Namen [REDACTED]. Er informierte den (B), dass er in Hersching bei München sei und bat um eine Flugwetterberatung für einen VFR-Flug von Ingolstadt (ETSI) nach Klagenfurt (LOWK). Er fügte hinzu, dass der Start gegen 12.00 Uhr MESZ (10.00 UTC) geplant sei.

Anmerkung: Der Anrufer war zu Beginn des Gespräches überrascht, dass sein Anruf (vermutlich aufgrund einer Rufumleitung) von der Luftfahrtberatungszentrale Ost (Berlin) entgegengenommen wurde.

Der (B) bestätigte, die Aussage des (A) verstanden zu haben und informierte den (A), dass auf der Flugstrecke in einigen Alpentälern aktuell noch Nebel vorhanden wäre. Er gehe jedoch von einer verbreiteten Nebelauflösung bis zum Startzeitpunkt aus. Südlich der Alpen, im Raum Klagenfurt-Graz, sei zur Zeit schon eine Flugdurchführung ohne Einschränkung möglich.

Der (A) bestätigte, die Ausführungen des (B) verstanden zu haben.

Der (B) fragte den (A), noch einmal nach dem geplanten Startzeitpunkt am Mittag.

Der (A) wiederholte seine Aussage, dass der Start gegen 12.00 Uhr MESZ geplant sei.

Der (B) teilte dem (A) mit, dass er davon ausgehe, dass zu diesem Zeitpunkt die geplante Flugdurchführung möglich sei.

Der (A) bestätigte, die Aussage des (B) verstanden zu haben.

Der (B) wiederholte noch einmal die Möglichkeit von auftretendem Nebel in einzelnen Tälern. Es sei schon erforderlich darauf zu achten, ob Nebel gegebenenfalls noch vorhanden sei.

Der (A) kommentierte darauf die Aussage des (B) und gab an, dass die geplante Reiseflughöhe oberhalb von FL 100 liegen werde.

Anmerkung: Die Auswertung der Tonbandaufzeichnung beinhaltete in diesem Bereich einzelne unverständliche Worte.

Der (B) informierte den (A), dass er sich gerade noch einmal einen Überblick über die zu erwartenden Flugwetterbedingungen im Zielgebiet verschaffe. Man müsse im Tagesverlauf nur von Quellbewölkung ausgehen. Er fügte hinzu, dass „das alles sei“.

Quelle: Deutscher Wetterdienst

-2-

Der (A) bestätigte, die Aussage des (B) verstanden zu haben und fügte hinzu, dass er somit von störungsfreien Flugwetterbedingungen ausgehen werde.

Der (B) bestätigte die Aussage des (A) und fügte hinzu, dass es für die ab Mittag geplante Flugdurchführung nach störungsfreien Wetterbedingungen aussehe.

Nachfolgend informierte der (B) den (A) über die zum Zeitpunkt der Beratung vorliegende aktuelle Wettermeldung von Klagenfurt: horizontale Sichtweite am Boden mehr als 10 km, geringe (FEW) Bewölkung in 300 ft AGL sowie durchbrochene Bewölkung (BKN) in 1.700 ft AGL. Der Flugplatzwettervorhersage (TAF), gültig für den Zeitraum von 06.00 UTC bis 15.00 UTC, sei eine sich allmähliche einstellende Verbesserung der Bewölkungsverhältnisse mit Wolkenuntergrenzen auf 5.000 ft AGL für den Zeitraum zwischen 06.00 UTC und 08.00 UTC zu entnehmen. Zeitweise müsse man von leichten Regenschauern ausgehen.

Der (A) bestätigte, die Ausführungen des (B) verstanden zu haben und wiederholte noch einmal die zu erwartenden Wettererscheinung (Regenschauer).

Der (B) bestätigte die Aussage des (A) und fügte hinzu, dass man der Flugplatzwettervorhersage für Klagenfurt (LOWK) im Zeitraum von 09.00 UTC bis 13.00 UTC leichte Regenschauer entnehmen könne.

Der (A) bestätigte, die Ausführungen des (B) verstanden zu haben.

Der (B) fügte hinzu, dass sich aus der vorliegenden Flugplatzwettervorhersage eine andere Wetterentwicklung nicht zu erkennen sei.

Der (A) bestätigte, die Informationen des (B) verstanden zu haben und fragte den (B) nach dem Zeitpunkt des Sonnenunterganges in Klagenfurt.

Der (B) informierte den (A), dass für Klagenfurt der Zeitpunkt des Sonnenunterganges gegen 17.28 UTC sei.

Der (A) bestätigte, die Informationen des (B) verstanden zu haben und nannte das Kennzeichen, D-GMBE.

(A) und (B) verabschiedeten sich voneinander.

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden	11
Tabelle 2 Werte für Messungen (Yoke in Abhängigkeit von Leistungseinstellungen der Motoren)	40
Tabelle 3 Daten Vergleichsflugzeuge und Simulation Unfall Lfz	73

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Skizze PA34-200T	13
Abbildung 2 ALPFOR	19
Abbildung 3 GAFOR	20
Abbildung 4 Auszug Wetterdaten	24
Abbildung 5 Perspektive rechter Pilotensitz	25
Abbildung 6 Radardaten 10:11:03 - 10:14:45 UTC (Letzterfassung)	27
Abbildung 7 Overlay des Flugweges auf der AMAP mit Absturzstelle	28
Abbildung 8 Overlay des Flugweges zu Referenzzwecken auf der Sichtflugkarte von Juli 2016	29
Abbildung 9 Ort des Unfalles	34
Abbildung 10 Blickrichtung Süden, ansteigendes Gelände	34
Abbildung 11 Blickrichtung Süden	35
Abbildung 12 Kartenmaterial AMAP 1:50.000	36
Abbildung 13 Radaranalyse Radarstation Koralpe	42
Abbildung 14 Gesamtübersicht der berücksichtigten Datensätze	43
Abbildung 15 Detailübersicht der berücksichtigten Datensätze	44
Abbildung 16 Analysierte Daten des Reiseflugsegmentes	45
Abbildung 17 Datenanalyse der Flugfläche und Vertikalgeschwindigkeiten in der Umkehrkurve	46
Abbildung 18 Datenanalyse der Geschwindigkeit über Grund und des Vektors in der Umkehrkurve	47
Abbildung 19 Datenanalyse der Querlage und des Headings in der Umkehrkurve	48
Abbildung 20 Datenanalyse der gesamten Umkehrkurve	49
Abbildung 21 In 6 Segmente aufgeteilte Gesamtübersicht	50
Abbildung 22 Bruchverlauf (Bild 1)	64
Abbildung 23 Bruchverlauf (Bild 2)	65
Abbildung 24 Bruchverlauf (Bild 3)	67
Abbildung 25 Bruchverlauf (Bild 4)	68
Abbildung 26 Bruchverlauf (Bild 5)	69
Abbildung 27 Bruchverlauf (Bild 6)	70
Abbildung 28 Bruchverlauf (Bild 7)	71
Abbildung 29 Vn- Diagramm	72
Abbildung 30 Referenzschaubild eines Vergleichsflugzeuges	74
Abbildung 31 Einbau in einem Vergleichsflugzeug, Symbolfoto	78
Abbildung 32 (1) Verbindung Trimmspindel-Trimmruder	98

Abbildung 33 (1) Stellung Trimmspindel bei Auffindung	99
Abbildung 34 Trimmspindel	99
Abbildung 35 (1) Stellung Trimmspindel bei Auffindung	100
Abbildung 36 Trimmrad mit Trimmindikator	101
Abbildung 37 (1) Fehlendes abgebrochenes Teil des Trimmrades, (2) Mögliche Einschlagspur, (3) Trimmindikator	102
Abbildung 38: (1) Placard Trimmstellung, (2) Trimmindikator	102
Abbildung 39 (1) Schleifspuren durch Trimmindikatorbewegung, (2) Befestigung Trimmindikator	103
Abbildung 40 Trimmrad, Trimmindikator	103
Abbildung 41 (1) Schleifspuren durch Trimmindikatorbewegung, (2) Befestigung Trimmindikator	104
Abbildung 42 Luftfahrzeug Nase, Gepäckraumtür	106
Abbildung 43 Luftfahrzeug Nase	107
Abbildung 44 Übersicht Wrack	107
Abbildung 45 Luftfahrzeug Nase, Gepäckraumtür	108
Abbildung 46 (Nietenbild Radom) Nietenwinkel nach Abbruch der Nase nach unten	108
Abbildung 47 (Nietenbild Radom) Nietenwinkel nach Abbruch der Nase nach unten	109
Abbildung 48 Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion, Höhenleitwerk mit Einziehfalte für Torsion	109
Abbildung 49 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	110
Abbildung 50 (Holmbrüche) Linke Tragfläche	110
Abbildung 51 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	111
Abbildung 52 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	111
Abbildung 53 Holmbrüche	112
Abbildung 54 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	113
Abbildung 55 Holmbrüche	114
Abbildung 56 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	114
Abbildung 57 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	115
Abbildung 58 Kontaktsuren der Enteisungsanlage	115
Abbildung 59 Kabinendach, aufgebogen	116
Abbildung 60 Kabinendach, aufgebogen	116
Abbildung 61 Kabinendach, aufgebogen	117
Abbildung 62 (Knickstelle Kabinendach – Finne) (1) Trimmspindel, (2) Abrissknick Kabinendach - Finne	117
Abbildung 63 (1) Heizkanone, (2) Trimmspindel	118
Abbildung 64 Luftfahrzeug Heck	118

Abbildung 65 Rumpfverkleidung: (1) Durch Abwicklung aufgebogenes Kabinenblech im eingebauten Zustand ca. 80 Grad gebogen, (2) Knickstelle Kabinendach – Finne, (3) Trimmspindel	119
Abbildung 66 Rumpfverkleidung	119
Abbildung 67 Luftfahrzeug Heck	120
Abbildung 68 (Knickstelle Kabinendach – Finne): (1) Heizkanone, (2) Knickstelle Kabinendach - Finne	120
Abbildung 69 Luftfahrzeug Heck	121
Abbildung 70 (1) Normale Biegung Kabinenblech ca. 80 Grad, (2) Einbauort Finne	121
Abbildung 71 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Aufschlagfläche der Finne am rechten Höhenruder	122
Abbildung 72 Bruchstelle Finne: (1) Abriebspuren der Finne am Kabinendach, (2) Vordere Finnenbefestigung	122
Abbildung 73 Bruchstelle Finne: (1) Abriebspuren der Finne am Kabinendach	123
Abbildung 74 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	123
Abbildung 75 Bruchstelle Finne: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	124
Abbildung 76 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	124
Abbildung 77 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	125
Abbildung 78 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	125
Abbildung 79 Stellprobe Finne mit Seitenruder - rechtes Höhenruder: (1) Kontaktstelle Finne – rechtes Höhenruder	126
Abbildung 80 Gebrochenes Trimmruder: (1) Verbindung Trimmspindel - Trimmruder	126
Abbildung 81 Heizkanone	127
Abbildung 82 Einzelteile (elektronisch bearbeitet)	127
Abbildung 83 Einzelteile	128
Abbildung 84 Heizkanone: (1) Heizkanone	128
Abbildung 85 Einzelteile	129
Abbildung 86 Einzelteile (elektronisch bearbeitet)	129
Abbildung 87 Einzelteile	130
Abbildung 88: Einzelteile	130
Abbildung 89 Trimmspindel: (1) Trimmspindel	131
Abbildung 90 Luftfahrzeug Heck	131
Abbildung 91 Luftfahrzeug Heck	132

Abbildung 92 Luftfahrzeug Heck	133
Abbildung 93 Seitenleitwerk (1) Vorderes Verbindungselement, (2) Hinteres Verbindungselement	134
Abbildung 94 (2) Hinteres Verbindungselement	134
Abbildung 95 (1) Vorderes Verbindungselement	135
Abbildung 96 Verbindungselement Seitenflosse- Rumpf	135
Abbildung 97 Rumpfmittelstück	136
Abbildung 98 Supplement 4 (9-11)	137
Abbildung 99 Supplement 4 (9-12)	138
Abbildung 100 Supplement 4 (9-13)	139
Abbildung 101 Supplement 4 (9-14)	140
Abbildung 102 Supplement 4 (9-15)	141
Abbildung 103 Supplement 4 (9-16)	142
Abbildung 104 Supplement 4 (9-17)	143
Abbildung 105 Telefonische Wetterberatung vom 01.04.2007 (Deckblatt)	145
Abbildung 106 Telefonische Wetterberatung vom 01.04.2007 (Seite 1)	146
Abbildung 107 Telefonische Wetterberatung vom 01.04.2007 (Seite 2)	147

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 92/2017.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/2015.

Verordnung (EU) Nr.996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG in der geltenden Fassung.

Abkürzungen

ADF	Automatic Direction Finder
AGL	Above Ground Level
AIRMET	Airman's Meteorological Information
ALPFOR	Alp Forecast
ALT	Altitude (Höhe)
ATC	Air Traffic Control
ATIS	Automatic Terminal Information Service
ATS	Air Traffic Services
AVGAS	Aviation Gasoline
BANK	Querlage (Winkel um die Längsachse)
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
BLS	Bezirksleitstelle
BMK	Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation
CDI	Course Deviation Indicator (Nadel eines VOR-Instruments)
CFIT	Controlled Flight Into Terrain
CG	Center of Gravity (Schwerpunkt)
COM	Funkgerät
DME	Distance Measuring Equipment
DN	Down
DOF	Date Of Flight
DWD	Deutscher Wetterdienst
EASA	European Aviation Safety Agency
EET	Estimated Enroute Time
ELT	Emergency Locator Transmitter
FL	Flight Level (Flugfläche)
FORM 1	EASA Konformitätsbescheinigung
GAFOR	General Aviation Forecast
GMBH	Gesellschaft mit beschränkter Haftung
GPS	Global Positioning System
GÜ	Grundüberholung
GS	Ground Speed (Geschwindigkeit über Grund)
HDG	Heading
HSI	Horizontal Situation Indicator
IB	Instrumentenbrett
IFR	Instrument Flight Rules
IMC	Instrument Meteorological Conditions
KIAS	Knots Indicated Airspeed
LB	Pound (Pfund, Gewichtseinheit)
LBIN	Pound Inch (Pfund Inch, Drehmomenteneinheit)
LOC NORM	Localizer Normal
LOC REV	Localizer Reverse
LDG GEAR	Landing Gear
LTA	Lufttüchtigkeitsanweisung

MEP-L	Multi Engine Piston-Land
METAR	Meteorological Aerodrome Report
MILWARN	Flugwetterwarnungen ausgegeben vom Militär
MHz	Megahertz
MP	Manifold Pressure (Ladedruck)
MM	Maintenance Manual
MSL	Mean Sea Level (Meereshöhe)
MTOW	Maximum Take Off Weight (Höchstabfluggewicht)
NAV	Navigationsgerät
NFQ	Night Flight Qualification
NM	Nautische Meilen
NVFR	Night VFR
NTSB	National Safety and Transportation Board
PIC	Pilot In Command
PITCH	Steigung (Winkel um die Querachse)
PPL-A	Private Pilot License-Aeroplane
POH	Pilot's Operating Handbook (Flughandbuch)
RPM	Revolutions Per Minute (Umdrehungen pro Minute)
SEP-L	Single Engine Piston-Land
SIGMET	Significant Meteorological Phenomena
SUB	Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes, Fachbereich Luftfahrt
SR	Verantwortlicher Flugverkehrsleiter
SRA	Special Rules Area
TAF	Terminal Aerodrome Forecast
TM	Technische Mitteilung
USGAL	United States Gallons
UVE	Ultra High Frequency - Very High Frequency - Equipment
VFR	Visual Flight Rules
VMC	Visual Meteorological Conditions
VNE	Velocity Never Exceed (zulässige Höchstgeschwindigkeit 195 KIAS)
VOR	Very High Frequency Omnidirectional Radio Range
WGS84	World Geodetic System 1984

Impressum

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2020. Stand: 04. 12.2020

Untersuchungsbericht

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

Copyright und Haftung:

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

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen. Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/datenschutz.

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub