

Untersuchungsbericht

3X035-0/99
April 2000

Sachverhalt

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	22. April 1999
Ort:	(nahe) Ilfeld (Harz)
Luffahrzeug:	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Piper PA 28R-201T
Personenschaden:	Pilot getötet
Sachschaden:	Luffahrzeug zerstört
Drittschaden:	keiner

Flugverlauf

Der Pilot traf am Tage des Unfalles auf dem Verkehrslandeplatz Damme (EDWC) ein, um seine *Piper Cherokee* (PA 28R-201T) aus der Werft abzuholen. Nach 30 Minuten Aufenthalt, einschließlich Betanken seines Flugzeuges, startete er (lt. Startliste) um 15:28 Uhr MESZ zum Heimflug nach Merseburg (EDAM) nach Sichtflugregeln (VFR). Außer dem Piloten waren keine weiteren Personen an Bord.

Der Flugzeugführer einer *Rockwell Commander*, der den Pilot der *Piper* nach Damme gebracht hatte und zwei Minuten vor diesem ebenfalls mit Ziel Merseburg wieder gestartet war, gab an, dass er und der obige Pilot einen Direktkurs zum Ziel sowie eine Flughöhe von FL 95 vereinbart und unterwegs dreimal per Sprechfunk Navigationsdaten ausgetauscht hätten.

Der Weg der *Piper* deckte sich (lt. Radaraufzeichnung) nicht mit der Direktflugstrecke, sondern führte über den nördlichen *Harz* zum *Brocken*, wo der Pilot um 16:07 Uhr seinen Kurs von 110° um 50° nach Süden

änderte und 3 Minuten später seine Reishöhe FL 97 verließ. Die *Rockwell Commander* auf Direktkurs kreuzte die Spur der *Piper* über dem Harz mit vier Minuten Rückstand.

Der Sinkflug der *Piper* war durch eine mittlere Sinkrate von 800 bis 900 ft/min, eine mittlere Geschwindigkeit über Grund von über 180 kt und eine erneute Kursänderung zurück auf 135° gekennzeichnet. Um 16:12:13 Uhr in FL 79, gab es in der Bahn des Luffahrzeuges quasi einen Knick. Die letzten Meßpunkte bildeten nun eine sehr steil nach unten geneigte Bahn, die eine größte horizontale Abweichung von 500 m und kaum eine vertikale Abweichung von der Geraden aufwies, und woraus sich eine Bahngeschwindigkeit von rund 150 kt errechnete.

Zeugen im Bereich der *Eisfelder Talmühle* 5 km nördlich von *Ilfeld* vernahmen (lt. Polizei) einen Knall und sahen dann das Flugzeug nebst mehreren Bruchstücken in das stark zerklüftete und bewaldete Gelände stürzen.

Wrack und Aufprall

Das letzte Radarsignal kam aus FL 35 und Position 51 36 55 N und 10 49 07 E. Davon 380 m in Richtung 220° entfernt, an einem steilen Südwesthang, wurde der Rumpf des Flugzeuges vorgefunden, zusammen mit dem Innenbereich der Tragflächen. Das Wrack war vom Brand des Kraftstoffes aus den geborstenen Flügeltanks gezeichnet, wodurch vor allem der Kabinenbereich zerstört, hingegen das Heck kaum betroffen war. Die Außenbereiche beider Tragflächen, beide Querruder, das Höhenleitwerk und die Seitenflosse fehlten. Die vermißten Bruchstücke der Tragflächen und des Höhenleitwerkes wurden in einem

600 m in Richtung 040° vom Rumpf entfernt gelegenen Streifen von 400 m Länge und 100 m Breite entdeckt. Ihre Oberflächen wiesen keinerlei Spuren eines Brandes oder von Fremdkörpern auf. Die Querruder und die Seitenflosse wurden nicht gefunden.

Der Pilot hatte den Aufprall und den Brand nicht überlebt. Mit dem Brand wurden auch die an Bord befindlichen Dokumente, insbesondere die Lebenslaufakte zum Flugzeug und das persönliche Flugbuch des Piloten vernichtet.

Schäden und Spuren am Luftfahrzeug

Nach einer Aufnahme der Sachlage am Unfallort durch zwei Mitarbeiter der BFU, wurden das Wrack und seine Einzelteile zur weitergehenden Untersuchung in die Dienststelle nach Braunschweig überführt. Da vor allem der Zentralbereich des Flugzeuges durch Brand weitgehend vernichtet war, konnte diese Untersuchung nicht ohne Lücken bleiben. Nicht auswertbar waren sämtliche Instrumente, die meisten Bedienorgane, viele Seilrollen und -führungen sowie einige Anschlussbeschläge des Tragwerkes. Aufschluß geben konnten die Flugzeugteile, die weit entfernt vom Rumpf aufgefunden und offensichtlich bereits in der Luft davon getrennt worden waren, das ganze Heck, das vom Brand verschont geblieben war und die Stahlteile im Wrack, die dem Feuer hatten widerstehen können.

Die trapezförmigen Außenflügel zeigten sich beim Anpassen an die rumpfseitigen Tragflächenstummel gegenüber diesen nach unten abgewinkelt und verdreht. Die plastischen Verformungen an Haupt- und Hinterholm und die diagonalen Falten in der Beplankung glichen sich auf der rechten und der linken Seite des Flugzeuges wie Spiegelbilder. Die rechte Fläche des Höhenleitwerkes war nach oben gewinkelt und verdreht, die andere Seite im Gegensinn mit dem Rumpfheck kombinierbar.

Bei der makroskopischen Betrachtung aller maßgeblichen Bruchstellen fanden sich keinerlei Hinweise auf eine Vorschädigung durch Korrosion, Schwingungsrisse oder eine unsachgemäße Reparatur sondern ausschließlich Merkmale von Gewaltbrüchen.

An den noch erhaltenen Steuerseilen, Hebeln, Führungen und Anschlüssen für alle Ruder waren keine Mängel zu erkennen. Vom Autopilot war nur noch der Pitch Servo im Heck so gut wie unbeschädigt und noch voll funktionsfähig. Alle anderen Komponenten des Systems waren zerstört. Auffällig am gut erhaltenen Rumpfheck war die extreme Einstellung der Trimmspindel auf kopflastig, die aufgrund entsprechender Spuren vor dem Abgang des Höhenruders so bestanden haben mußte.

Die Landeklappen waren vollständig am Flügel verblieben und der Bedienhebel der Klappen in Stellung 0 gerastet. Am Propeller war eine einheitliche Einstellung der drei Blätter auf ca. 15° an der Blattspitze

abzulesen. Alle Fahrwerke hatten in ihren Schächten tiefe Schlagmarken hinterlassen bzw. waren in diesem Sinne verformt.

Besatzung

Der Pilot besaß (lt. Luftfahrerakte) eine gültige Erlaubnis für Privat-Luftfahrzeugführer PPL-A, die er im September 1994 in einer gewerblichen Flugschule nach 4 Wochen Ausbildung mit 35 Flugstunden und 186 Starts erworben hatte. Als verantwortlicher Luftfahrzeugführer brachte er es bis zum Tage des Unfalles auf etwa 180 Stunden mit etwa 250 Landungen, die er fast ausschließlich auf den Mustern PA 28 und seit März 1997 auf dem betroffenen Stück absolviert hatte.

Der Mann soll das Flugzeug (lt. einer Zeugenaussage) überwiegend für Geschäftsreisen genutzt, dabei eine Reiseflughöhe von FL 40 bis FL 50 bevorzugt und weitgehend vom Autopiloten Gebrauch gemacht haben.

Luftfahrzeug-Muster

Die Piper PA 28R-210T ist ein einmotoriger viersitziger Tiefdecker in Ganzmetallbauweise, mit einziehbarem Bugradfahrwerk, angetrieben von einem *Continental TS10 360 F* Kolbenantriebswerk mit Turbolader und *Hartzell* Verstellpropeller. Die Lufttüchtigkeit des Musters basiert auf den *Civil Air Regulations* (CAR) Part 3 vom Mai 1956. Der weiter unten zitierte § 23.335 der *Federal Aviation Regulation* (FAR) repräsentiert den heutigen Standard. Für die Baureihe werden im Kennblatt 518a unter anderem folgende Betriebsgrenzen angegeben:

Geschwindigkeiten		[KIAS]	[KCAS]
Manöver - bei MTOW	V_A	118	121
Maximale Reise -	V_{NO}	146	148
Höchstzulässige	V_{NE}	183	186

(Diese Werte sind fast identisch mit den Angaben für die o.g. *Rockwell Commander 114 A*)

Der Bereich von V_{NO} bis V_{NE} ist am Fahrtmesser durch einen gelben Bogen als „Vorsichtsbereich“ gekennzeichnet, während auf die V_A , die im „grünen Bereich“ liegt, eine Plakette am Instrumentenbrett hinweist. Die V_{NO} sollte laut Flughandbuch „nur bei ruhiger Luft und nur mit Vorsicht“ überschritten werden.

Nach einer Reihe von tödlichen Unfällen mit Flugzeugen der PA-28 Familie in den 70er Jahren, bei denen es zum Bruch des Tragwerkes im Fluge gekommen war, hatte die Lufttüchtigkeit des Musters von den Untersuchungsstellen Deutschlands und anderer Staaten in Frage gestellt werden müssen. Mit Bezug auf die Nachrechnungen zur Festigkeit des Tragwerkes und die Ergebnisse der Flugversuche von damals und die Verbesserungen am Muster bis heute, wäre eine *Piper PA 28* folgendermaßen zu charakterisieren:

Die Festigkeit des Tragwerkes genügt den Lufttüchtigkeitsforderungen nur knapp. Abgesehen von den ohnehin vorgeschriebenen Sicherheitsfaktoren gibt es daher kaum Spielraum jenseits der Betriebsgrenzen.

Das Flugzeug kann ohne deutliche Anzeichen, wie Geräusch und Längsneigung, sehr zügig Fahrt aufnehmen. Dabei sind die Steuerkräfte vom Höhenruder nicht wesentlich geringer als bei anderen Flugzeugen seiner Klasse. Nach FAR § 23.335 ist eine verträgliche Fahraufnahme nachzuweisen und zwar durch einen Sinkflug mit 7,5° Bahnneigung bei 75 % Triebwerksleistung für 20 Sekunden nach Einleitung.

Luftfahrzeug-Stück

Das betroffene Stück mit Werknummer 28R-7803048 vom Baujahr 1978 war aus den Niederlanden nach einem Landeunfall im zerlegten Zustand nach Deutschland eingeführt, hier in einem anerkannten Luftfahrttechnischen Betrieb (LTB) repariert und im März 1997 in Deutschland wieder zum Verkehr zugelassen worden.

In dem Flugzeug war das Autoflight System *S-TEC Thirty Alt* eingebaut, das neben dem *HDG* oder dem *TRK Mode (NAV/GPS)* auch einen *ALT HOLD mode* bietet, jedoch keine *Auto Pitch Trim* Funktion. Das System ist mit der elektrischen Trimmung nicht verknüpft und bedingt, dass der Pilot während der Höhenhaltung für einen kraftarmen Trimmzustand sorgen und zum Steig- oder Sinkflug den *ALT HOLD mode* abschalten muss. Abweichungen davon rufen optische und akustische Warnungen hervor.

Die letzte Instandhaltungsmaßnahme war laut Unterlagen des betreffenden LTB die Jahresnachprüfung des Luftfahrzeuges nach einer Gesamtbetriebszeit von 2 130 Stunden. Dabei wurden u.a. ein GPS-Gerät *Garmin 150* in das Flugzeug eingebaut und Beanstandungen zur Heizung, zum DME und zum Autopilot behoben. Dessen Pitch Computer *S-TEC 0110-4 PFGC* wurde von der beauftragten Avionik-Werkstatt als in Ordnung befunden, der Höhengensensor (*Transducer*) *S-TEC 0111* dagegen wegen eines Defektes erneuert. Die Arbeiten waren mit dem Werkstattflug vom 19.04.1999 (lt. Flugbericht und Auskunft des LTB) ohne Beanstandungen abgeschlossen.

Danach parkte das Flugzeug drei Tage auf dem Vorfeld des Verkehrslandeplatzes (EDWC), ehe es vom Luftfahrzeugführer am Unfalltag abgeholt wurde. Vor dem Abflug war das Flugzeug (lt. Zeugen) vom Piloten selbst noch kontrolliert und wahrscheinlich voll getankt worden. Damit lagen Masse und Schwerpunkt des Systems bis zum Unfall in der Mitte des zulässigen Bereiches.

Wetter

Es lagen keine Hinweise darauf vor, dass der Pilot für den Flug von Damme nach Merseburg Flugwetterinformationen eingeholt hatte.

Zur Vorhersage und den tatsächlichen Wetterbedingungen gab der Deutsche Wetterdienst (DWD) in seinem Gutachten Auskunft:

Laut Vorhersage für die Allgemeine Luftfahrt (GAFOR), war das Gebiet 21, in dem sich der Unfall ereignete, zur gegebenen Zeit mit M (marginal) d.h. kritisch eingestuft gewesen, alle übrigen Gebiete auf der zurück und voraus liegenden Flugstrecke mit O (open).

Gebiet 14:00 MESZ 20:00

07	O	O	O
10	O	O	O
21	M5	M5	M5
22	O	O	O

Nach den Meß- und Beobachtungsdaten herrschte im Harz mehrschichtige Bewölkung vor, die aus 1 bis 2 Achtel Cumulus Bewölkung ab etwa 3 000 ft AGL, aus 3 bis 5 Achtel Statocumulus Bewölkung ab 4 500 ft AGL und überdies gebietsweise aus dünner mittelhoher oder hoher Bewölkung bestand. Die uneinheitliche Wolkenobergrenze der Cumulus Bewölkung konnte stellenweise oberhalb FL 100 liegen. Nennenswerte Schauerzellen waren zum Zeitpunkt des Unfalles (nach Wetterradar und lt. Pilot des zweiten Flugzeuges) über dem *Brocken* aufgetreten.

Die Sichtweite am Boden lag zwischen 10 und 50 km, der Luftdruck bei 1012 hPa und die Lufttemperatur in FL 90 bei minus 7°C. Die Werte für den mittleren Höhenwind lauteten:

Höhe (NN) [ft]	Wind [°]	[kt]
2 000	220	10 - 15
4 000	230	20 - 25
5 000	240	20 - 25
10 000	230	20 - 25

Medizinische und Pathologische Angaben

Der getötete Pilot war nach dem Fliegerärztlichen Tauglichkeitszeugnis vom 18.06.98 tauglich (Klasse III), mit der Auflage, eine Brille zu tragen und eine Ersatzbrille mitzuführen. Seine Statur wurde von Zeugen als sehr kräftig bezeichnet.

Im Einvernehmen mit der Staatsanwaltschaft Mühlhausen war eine Obduktion des Leichnams des Piloten und eine toxikologische Untersuchung angeordnet und diese daraufhin im Institut für Rechtsmedizin am Klinikum der Universität Jena durchgeführt worden. Das Gutachten bestätigte als Ursache für den Tod des Insassen die Zertrümmerung seines Körpers beim Aufprall mit nachfolgendem Verbrennen.

Die photometrische Bestimmung des Gehaltes an Kohlenmonoxid im Blut ergab eine Konzentration von 8 % CO-Hb. Die Untersuchung (*FPIA-Test und GC/MS*) des Urins und eines Serumextrakts auf Cannabinoide (Marihuana, Haschisch) lieferte Konzentrationen von 4,6 ng/ml THC, 3 ng/ml THC-OH und 13,9 ng/ml THC-COOH. Weitere Positivbefunde zu anderen Substanzen erbrachten die umfangreichen Analysen nicht.

Beurteilung durch die BFU

Flugvorhaben und -verlauf

Der Anlass für den Flug bestand darin, ein Flugzeug von der Werft abzuholen, und stellte somit kein außergewöhnliches Flugvorhaben dar.

Der Reiseflug zeigte keine Auffälligkeiten, sondern verlief in konstanter Höhe (FL 97) mit Kurs auf jeweils voraus liegende Verkehrslandeplätze. Demnach wurde das Flugzeug mit großer Wahrscheinlichkeit vom Autopilot nach GPS im *HI-TRK mode* sowie im *ALT HOLD mode* gesteuert.

Für eine gefährliche Annäherung eines zweiten Luftfahrzeuges ergaben sich aus den Zeugenaussagen sowie aus den Radarschrieben keine Anzeichen.

Der Sinkflug verlief über zwei Minuten stabil. Die Flugeschwindigkeit (180 KCAS) war in dieser Phase jedoch zu hoch, da sie weit über v_{NO} lag und bereits v_{NE} erreichte.

Die stabile Sinkflugphase endete abrupt (am Punkt P) mit einem völlig abnormen Höhenverlust. Dabei irritierte die verminderte Geschwindigkeit des Luftfahrzeuges auf der scheinbar geraden aber extrem steilen Bahn. Um die fragwürdige Energiebilanz zu bereinigen, kamen folgende Möglichkeiten in Betracht:

- Die Flugbahn beinhaltete eine untergeordnete Bewegung, Spirale und/oder Rotation des Flugzeuges.
- Der Widerstand des Flugzeuges wurde mittels Fahrwerk, Landeklappen und/oder Propeller erhöht.
- Anströmung und Widerstand am Flugzeug veränderten sich durch Bruch des Trag- und Leitwerkes.

Für Möglichkeit a) oder genauer gesagt nicht dagegen spricht die Ungenauigkeit der Positionsbestimmung durch Radar von ca. 500 m. Denn in dieser Bandbreite könnten Manöver vollführt worden sein, in denen die fragliche Energie steckte.

Gegen a) spricht die beschränkte Festigkeit der PA 28, die sich in den Betriebsgrenzen widerspiegelt.

Für die Möglichkeit b) spricht die vorgefundene Einstellung der Trimmung auf voll kopflastig.

Gegen b) sprechen die Befunde am Wrack, die belegen, daß das Flugzeug in Reiseflugkonfiguration auf den Boden aufgeprallt war.

Für Möglichkeit c) spricht allein die Tatsache, dass die Tragflügel und das Höhenleitwerk zusammengebrochen waren.

Gegen c) spricht die Verteilung der Wrackteile an der Unfallstelle. Denn aus der Entfernung, die zwischen der Aufprallstelle des Rumpfes und den Fundorten der Flügel- und Leitwerksteile bestand, den Fallgeschwindigkeiten der Teile und dem Höhenwind resultiert eine deutlich niedrigere Höhe für den Beginn der Zerlegung als die Flughöhe am Punkt P.

Das Strukturversagen stellte sich möglicherweise so dar, dass das Verdrehen und Abknicken des Außenflügels nach unten auf der rechten und das ähnliche Versagen auf der linken Tragwerksseite nacheinander abliefen, des Flugzeuges deshalb eine abrupte Rolle nach rechts vollführte und demzufolge der asymmetrische Bruch am Höhenleitwerk eintrat. Die Wrackverteilung lässt am Ende ein fast gleichzeitiges Ablösen der Trag- und Leitwerksflächen vom Rumpf vermuten.

Luftfahrzeug

Die geradlinige Reiseflugphase deutet darauf hin, daß der Autopilot insbesondere auch im *ALT HOLD mode* bis kurz vor dem Unfall ordentlich funktionierte.

Das betreffende *Autoflight System* ist so ausgelegt, dass der Luftfahrzeugführer die Autorität über die Trimmung behält und auch die Autorität über die Steuerung erzwingen kann.

Der theoretische Fall, dass der Luftfahrzeugführer beim Einleiten des Sinkfluges mittels *Trim Servo* gegen den Autopilot am *Pitch Servo* eine unkontrollierte Steuerkraft aufbaute, setzt voraus: Der *ALT HOLD mode* blieb eingeschaltet und die optischen und akustischen Trimmanzeigen blieben aus. Eine derartige Fehlerkombination auf Seiten der Technik wird als unwahrscheinlich erachtet.

Die stabile Sinkflugphase von über zwei Minuten spricht vielmehr dafür, dass der *ALT HOLD mode* zum Zeitpunkt des Unfalles abgeschaltet war. Von daher stünden diejenigen Komponenten, die vor dem Flug beanstandet und repariert worden waren, außer Frage.

Ein Zusammenhang zwischen den Reparaturen am Tragwerk und dem Strukturversagen war anhand der Brüche und Verformungen auszuschließen.

Die Kombination aus Torsion (*pitch down*) und Biegung nach unten erklärte sich durch ein gewaltiges aerodynamisches Moment mit Abtrieb an den Außenflügeln, wofür eine hohe Fluggeschwindigkeit, eine negative Böe und eine abrupte Steuereingabe (*pitch down/ roll*) in Betracht kommen.

Von der Auslegung des Flugzeuges her besteht die Möglichkeit eines Strukturschadens bereits im „grünen

Bereich“ des Fahrtmessers. Denn Böen- und Abfanglasten werden in den Bauvorschriften CAR § 3.181 ff und FAR §23.321ff voneinander unabhängig betrachtet und können bei Gleichzeitigkeit zur Überschreitung der sicheren Last führen.

Im stabilen Sinkflug erreichte die Fluggeschwindigkeit den höchstzulässigen Wert v_{NE} . Von daher ist der vorliegende Fall nicht geeignet, die Festigkeit der *Piper PA 28* in Frage zu stellen.

Luftfahrzeugführer

Aufgrund seiner wenn auch geringen Flugerfahrung und seiner Statur ist davon auszugehen, daß der Pilot ausreichende Systemkenntnisse, fliegerische Fertigkeiten und Muskelkraft besaß, um gegebenenfalls den Ausfall von Komponenten des Autoflight Systems in Sichtflugwetterbedingungen zu beherrschen.

Hinsichtlich der Geschwindigkeit für den Reiseflug hätte sich der Pilot an der vorausfliegenden *Rockwell Commander* orientieren können.

Die übernommene Reiseflughöhe war für ihn ungewohnt. In der gegebenen Höhe besteht im Vergleich zur Meereshöhe ein Mangel an Sauerstoff im Luftvolumen von rund 25 %. Durch Kohlenmonoxid im Blut werden diesbezügliche Mangelerscheinungen beim Menschen verstärkt.

Aus den Konzentrationen an CO-Hb und Cannabinoiden in den Körperflüssigkeiten des Piloten kann geschlossen werden, dass dieser unmittelbar vor oder während des Fluges Marihuana oder Haschisch geraucht hatte.

Beides spricht dafür, dass das Wahrnehmungsvermögen und die Gefühlslage des Piloten beeinflusst waren.

Wetter

Da die Wolkenobergrenze wahrscheinlich stellenweise oberhalb der Flughöhe lag, kann nicht ausgeschlossen werden, daß das Luftfahrzeug zumindest kurzzeitig in Wolken war. Die beachtliche Kursänderung des Flugzeuges vor dem *Brocken* nach Süden deutet darauf hin, daß die allein in diesem Bereich vorkommende dichte Bewölkung den Pilot zum Ausweichen veranlaßt hatte.

Aufgrund der über dem *Südharz* vorherrschenden mittleren Bewölkungsdichte kann davon ausgegangen werden, dass insbesondere im Unfallgebiet die Wetterbedingungen besser waren als vorhergesagt und für einen Sichtflug ausreichen.

Mit der vorhandenen Quellbewölkung war im Flugniveau die Wahrscheinlichkeit leichter bis mäßiger Turbulenz gegeben.

Schlussfolgerungen

Die wahrscheinlichste Erklärung für den Unfall ist, dass der Pilot den Betriebsgrenzen des Flugzeuges nicht die notwendige Beachtung schenkte und dadurch eine Überbeanspruchung des Tragwerkes im Fluge herbeiführte oder diese nicht verhinderte. Mit dem Verlust der Flugfähigkeit des Luftfahrzeuges in großer Höhe war der Unfall für den Insassen kaum zu überleben.

Zu dem Unfall könnten auf Seiten des Piloten eine Beeinflussung durch Rauschmittel und Sauerstoffmangel und auf Seiten des Flugzeuges das Missverhältnis zwischen seiner Leistungsfähigkeit und seinen Betriebsgrenzen beigetragen haben.

Untersuchungsführer	Gernot Leibe
Untersuchung vor Ort	Jens Friedemann
Radarauswertung	George Blau

Anlagen zum Bericht

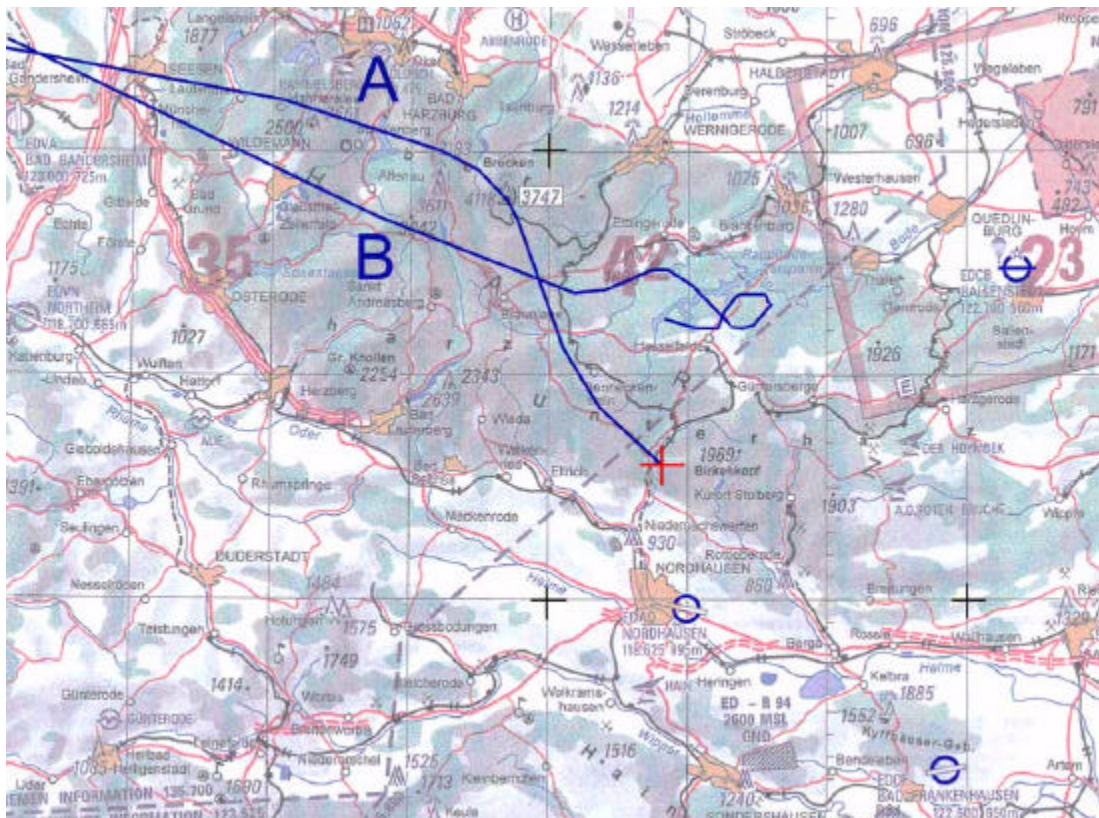


Bild 1
ICAO -Karte mit den
Flugspuren der beiden
Luftfahrzeuge Piper (A)
und Rockwell Com-
mander (B) gemäß
Radar.

Das Kreuz kennzeich-
net die Unfallstelle von
A

Die Teilstrecken der
Flugspur A zeigten
einen geradlinigen Kurs
auf jeweils voraus lie-
gende Landeplätze.

An der Kreuzung der
beiden Luftfahrzeuge
hatte B zu A einen
Rückstand von 4
Minuten. Die Kurven
von B am Ende der
Aufzeichnung waren
Suchschleifen.

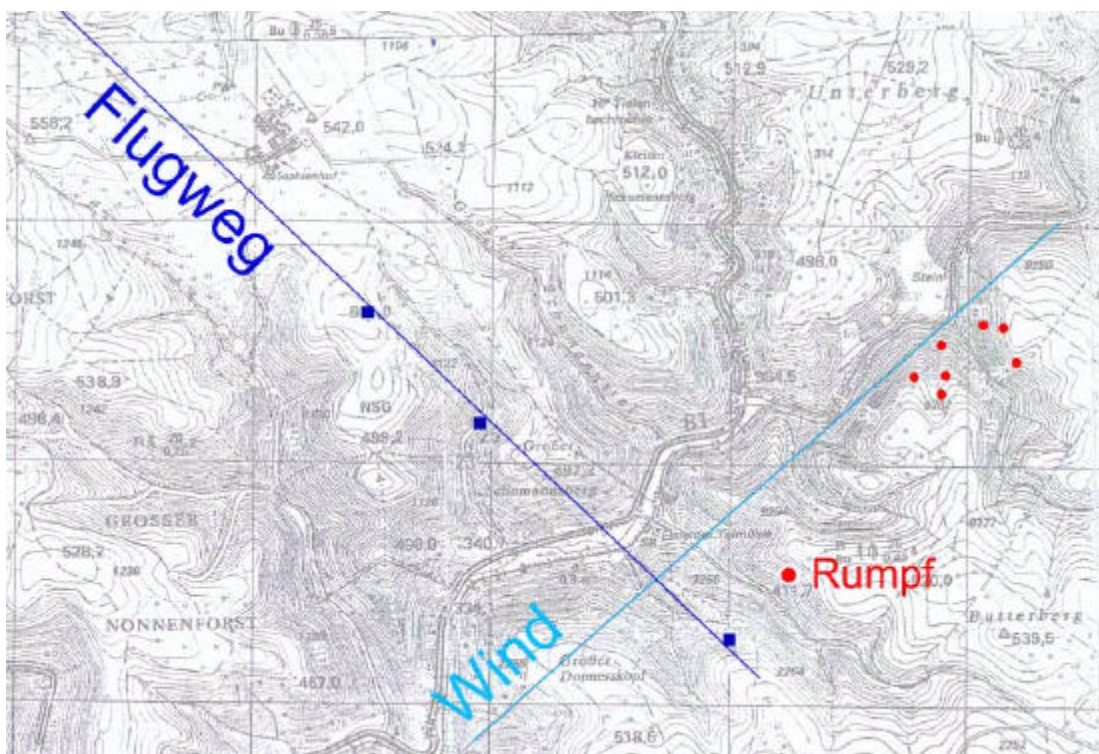


Bild 2
Topografische Karte mit
den letzten Positionen
(blau) des Luftfahrzeu-
ges A gemäß Radar,
der Aufprallstelle des
Rumpfes und den
Fundorten der Tragflä-
chen- und Leitwerks-
teile (rot).

Die Entfernung zwi-
schen der Position des
Luftfahrzeuges in FL
35 und der Endlage des
Rumpfes auf dem
Boden beträgt 380 m.

Die Endlage der
Bruchstücke entspricht
der Winddrift

Anlagen zum Bericht

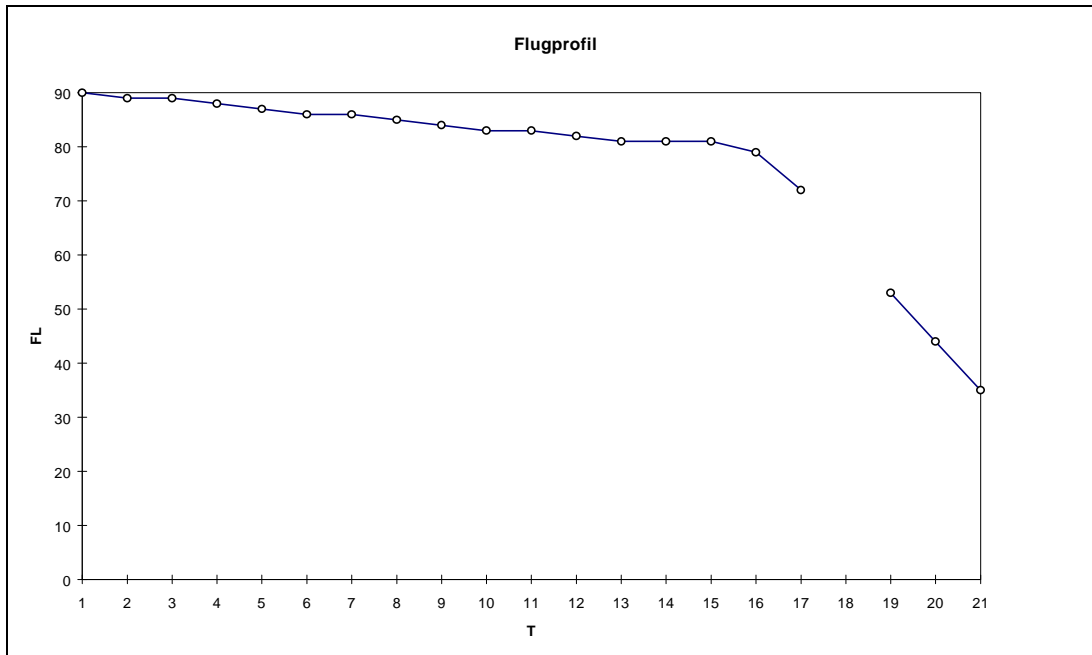


Bild 3
Flugprofil vom Luftfahrzeug A mit Zeitskala T nach der unten stehenden Tabelle
Stabiler Sinkflug, dann plötzliche Änderung der Bahnneigung am Punkt P (T=16, FL=79)

T	REC-TIME	LAT.	LONG.	FL	CODE
X	14:08:52.0	514518N	104003E	97	A-0022
X	14:13:05.0	514518N	104003E	96	B
1	14:11:01.5	513950N	104413E	90	A-0022
2	14:11:06.3	513932N	104419E	89	A-0022
3	14:11:11.1	513935N	104443E	89	A-0022
4	14:11:15.9	513927N	104458E	88	A-0022
5	14:11:20.6	513906N	104508E	87	A-0022
6	14:11:25.4	513903N	104528E	86	A-0022
7	14:11:30.2	513853N	104547E	86	A-0022
8	14:11:34.9	513842N	104608E	85	A-0022
9	14:11:39.7	513827N	104623E	84	A-0022
10	14:11:44.5	513821N	104638E	83	A-0022
11	14:11:49.3	513813N	104657E	83	A-0022
12	14:11:54.1	513806N	104712E	82	A-0022
13	14:11:58.8	513751N	104727E	81	A-0022
14	14:12:03.6	513740N	104746E	81	A-0022
15	14:12:08.4	513727N	104801E	81	A-0022
16	14:12:13.2	513728N	104816E	79	A-0022
17	14:12:17.9	513713N	104831E	72	A-0022
18					
19	14:12:27.5	513710N	104901E	53	A-0022
20	14:12:32.2	513701N	104901E	44	A-0022
21	14:12:37.1	513655N	104907E	35	A-0022

Bild 4
Letzte Radardaten zum Luftfahrzeug A (Code A) und ein Wert zum Luftfahrzeug B an der Kreuzung X ihrer Spuren

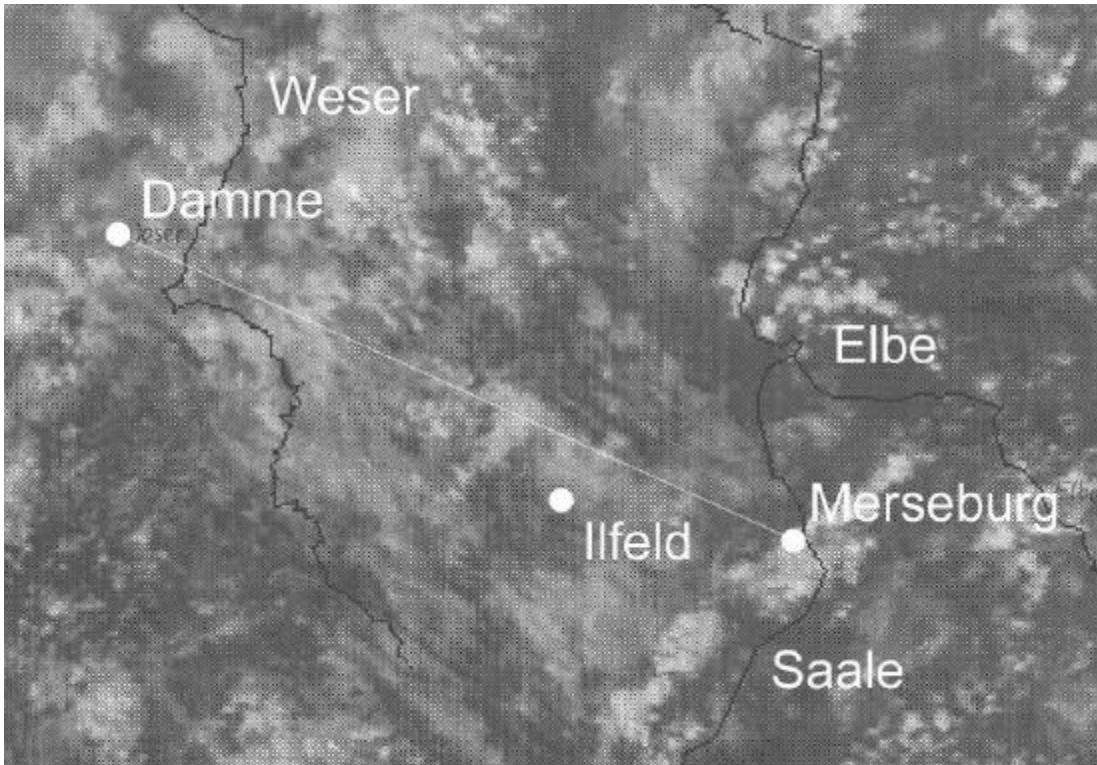


Bild 5
Satellitenaufnahme von der Bewölkung auf der Flugstrecke
Eingezeichnet ist der Direktkurs
Der Grad der Bewölkung im Bereich der Unfallstelle war bei Ilfeld relativ gering.
Quelle: DWD

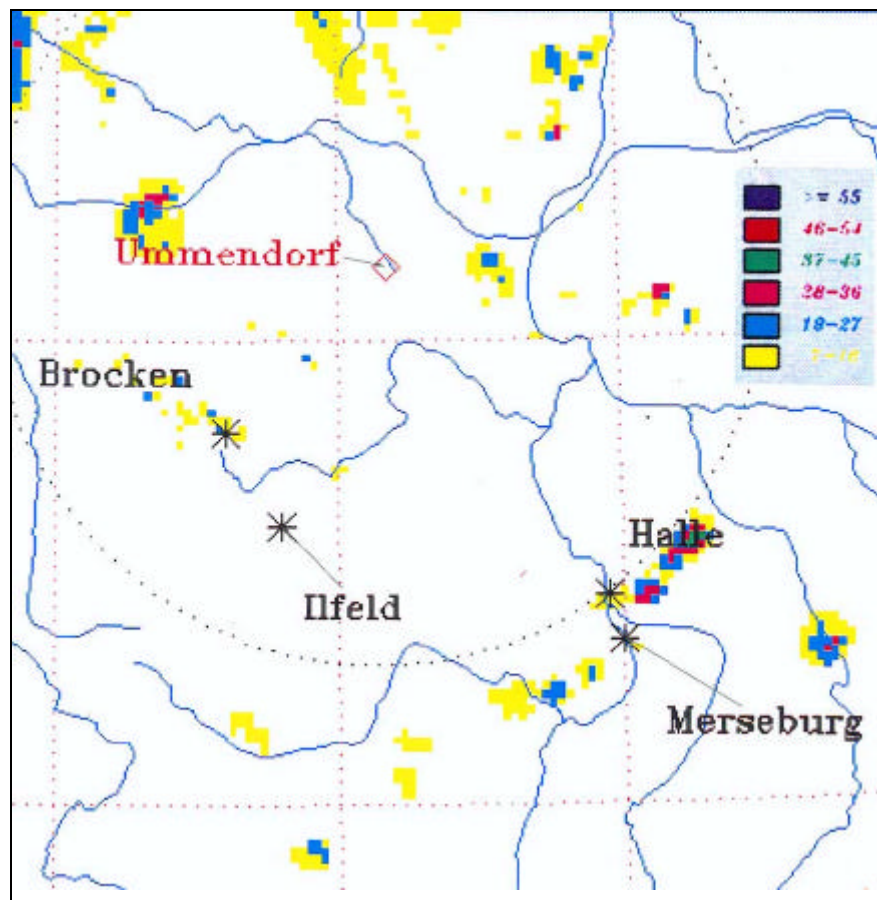


Bild 6
Wetterradarbild vom Unfallgebiet
Nennenswerte Intensität der Echos gab es nur im Bereich des Brocken
Quelle: DWD



Bild 7

Photo von der Unfallstelle an einem Südwesthang

Das Bild zeigt die Zerstörung durch Brand im Zentralbereich des Wracks und die Spuren vom Brand im Gelände hangaufwärts



Bild 8

Photo vom Wrack nach der Rekonstruktion in der Halle der BFU

Das Heck der PA 28 war vom Brand nicht berührt

Der Bruch der Außenflügel nach unten war auf beiden Seiten ähnlich. Der Bruch des Höhenleitwerkes war asymmetrisch.