

Untersuchungsbericht

3X221-0/03
Oktober 2009

Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	30. September 2003
Ort:	Flugplatz Büchig
Luftfahrzeug:	Segelflugzeug mit Hilfsantrieb
Hersteller / Muster:	Walter Binder Motorenbau GmbH / Eta
Personenschaden:	keiner
Sachschaden:	Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittschaden:	geringer Forstschaden
Informationsquelle:	Untersuchung durch BFU

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Im Rahmen der Flugerprobung für die Musterzulassung wurden mit dem Segelflugzeug verschiedene Trudelerprobungsflüge durchgeführt. Diese verliefen ohne besondere Vorkommnisse. Es sollte ein weiterer Trudelversuch, diesmal mit einer asymmetrischen Verteilung des Kraftstoffs, durchgeführt werden.

Das Segelflugzeug startete um 14:00 Uhr¹ im Eigenstart auf dem Segelfluggelände Büchig. Der Rumpftank war mit 16 l Kraftstoff voll betankt, im rechten Flügeltank befanden sich ca. 30 l Kraftstoff,

der linke Flügeltank war leer. Als Beobachter flog auf dem hinteren Sitz eine weitere Person mit.

Nach Aussage des Piloten und des Beobachters war der weitere Flugverlauf wie folgt:

Im Motorflug wurde auf 2 650 m über dem Flugplatz gestiegen. Das Triebwerk wurde in dieser Höhe abgeschaltet und in die Rumpfröhre eingefahren. In 2 600 m über Grund wurden die Wölbklappen in Stellung 2 (22°+) gerastet. Die Fluggeschwindigkeit wurde langsam auf etwa 75 km/h reduziert. Durch Seitenrudervollausschlag nach rechts und Querrudervollausschlag nach links wurde das Abkippen nach rechts eingeleitet. Das Höhenruder wurde voll gezogen. Das Abkippverhalten war genauso wie bei den vorausgegangenen Trudelversuchen. Das Segelflugzeug nahm eine senkrechte Lage ein und beschrieb etwa eine halbe Umdrehung. Anschließend wurde die Lage wieder flacher (50° zum Horizont) und das Segelflugzeug drehte eine weitere halbe Umdrehung. Nach dieser Umdrehung wurde es schnell steiler, bis in eine leichte Rückenlage. Nach einer weiteren ca. ein Drittel Umdrehung bei einer Fahrtmesseranzeige von 140 km/h gab der Pilot Gegenseitenruder, um die Drehung zu beenden. In diesem Augenblick brach die Rumpfröhre mit einem lauten Knall ab. Die Höhe betrug zu diesem Zeitpunkt etwa 2 300 m über Grund. Das Segelflugzeug war nicht mehr steuerbar und ging in Rückenlage über.

Der Pilot und der Beobachter verließen nacheinander das Segelflugzeug und retteten sich mit dem Fallschirm.

Das Segelflugzeug flog ohne Besatzung und mit dem an den Steuerseilen hängenden Rumpfhinter-

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

teil und Leitwerk in Rückenlage weiter und fiel in waagrecht Lage in einen Föhrenwald.

Angaben zu Personen

Der 56-jährige verantwortliche Luftfahrzeugführer verfügte über eine Gesamtflugerfahrung von 5 636 Stunden. Er besaß eine Privatpilotenlizenz nach den Regelungen der ICAO, gültig bis zum 11.08.2003 mit dem Beiblättern A, B und C und die Berechtigung zur Ausbildung von Segelflugzeugführern. Weitere Berechtigungen besaß er nicht. Seine Flugerfahrung auf der Eta betrug 143 Stunden und 111 Landungen. In den letzten 90 Tagen vor dem Unfall hatte er 12 Flüge mit dem Muster durchgeführt. Darüber hinaus hatte er Erfahrung bei der Flugerprobung von einem vergleichbaren Muster (ASH 25) sammeln können.

Der 49-jährige Beobachter war im Besitz einer Privatpilotenlizenz nach den Regelungen der ICAO mit dem Beiblättern A, B und C. Er verfügte über eine Gesamtflugerfahrung von 1 200 Stunden.

Angaben zum Luftfahrzeug

Bei der Eta handelt es sich um ein Segelflugzeug mit Hilfsantrieb, welches als Motorsegler zugelassen werden sollte. Es hatte eine Spannweite von 30,90 m und eine maximale Abflugmasse von 850 kg.

Das Segelflugzeug wurde 2001 von der Walter Binder Motorenbau GmbH mit der Werknr. 2 hergestellt. Es war seitdem 143 Stunden geflogen worden. Die letzte Nachprüfung wurde im Februar 2003 durchgeführt. Die Flugzeit nach der letzten Nachprüfung betrug 50 Stunden. Das Triebwerk Solo 2625/2 war im Februar 2003 zuletzt gewartet worden.

Das Segelflugzeug besaß eine Vorläufige Verkehrszulassung (VVZ) für Flüge zur Musterprüfung. Nach der zugehörigen Fluganweisung durften nur Erprobungsflüge zur Ermittlung der Flugeigenschaften und -leistungen nach einem festgelegten Flugerprobungsprogramm durchgeführt werden. Die in der Fluganweisung festgelegte Manövergeschwindigkeit des Segelflugzeugs betrug 170 km/h EAS (Equivalent Air Speed).

Die Masse des Segelflugzeuges betrug zum Zeitpunkt des Unfalls zwischen 873 kg und 884 kg.

Meteorologische Informationen

Zum Zeitpunkt des Unfalls herrschte im Raum Büchig eine Sicht von mehr als 10 km. Der Bodenwind kam aus Richtung 160 ° mit einer

Geschwindigkeit von 5 kt. Der Bedeckungsgrad betrug 1/8-2/8 in 2 500 ft. Die Wolkenobergrenze lag in 3 000 ft. Die Temperatur betrug am Boden 18 °C, der Luftdruck (QNH) 1026 hPa. Während des Fluges herrschte Tageslicht.

Flugdatenaufzeichnung

Das Segelflugzeug war nicht mit einem Flugdatenschreiber (FDR) oder einem Cockpit Voice Recorder (CVR) ausgestattet; diese Aufzeichnungsgeräte waren entsprechend den gültigen Luftfahrtvorschriften nicht gefordert.

Es befanden sich ein GPS-Logger und ein Streckenflugrechner an Bord. Die aus beiden Geräten gewonnenen Daten bestätigten die Aussagen der Zeugen.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Das Segelflugzeug war in Rückenlage ohne Quer- oder Längsneigung in einem lichten ebenen Föhrenwald aufgeschlagen. Der Rumpf war ca. 0,7 m hinter dem Motorkasten gebrochen. Die hintere Rumpfröhre hing an den Steuerseilen zum Rumpfvorderteil und war etwa 8–10-mal verdreht. Die Seitenleitwerksflosse war am Übergang zur Rumpfröhre ebenfalls gebrochen und hing noch an den Steuerseilen. Es fehlten das Seitenruder sowie die Höhenleitwerksflosse samt Höhenruder. Diese Teile lagen auf einem Feld, ca. 500 m entfernt. Die linke Tragfläche war durch den Aufschlag auf eine Baumwurzel zerstört worden. Im Torsionsnasenbereich, ca. 3 m von der Wurzelrippe entfernt, hatte sie ein Loch von 0,3 m² Größe. Die rechte Tragfläche war äußerlich fast unbeschädigt. Alle Querruder und Wölbklappen waren vorhanden, jedoch zerstört. Der Propeller samt Motor stand etwas aus dem Kasten hervor, die Verschlussdeckel des Motorkastens lagen abgerissen daneben. Die Haubenteile lagen ca. 500 m entfernt im Feld, der Haubenrahmen wurde nicht gefunden. Mit Ausnahme der aufschlagbedingten Schäden waren alle Ruderanschlüsse ohne technische Mängel.

Eine Materialuntersuchung, die vom Institut für Strukturmechanik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt e.V. (DLR) in Braunschweig durchgeführt wurde, ermittelte die im Folgenden dargestellten Sachverhalte:

„Der Faservolumengehalt variiert an den unterschiedlichen Entnahmestellen zum Teil erheblich (von 49,0 % bis 58,7 %). Das hier angewendete Fertigungsverfahren des Handlaminiereus begünstigt eine etwas unregelmäßigere Harzverteilung und den Einschluss von Luftblasen. Besonders

auffällig erscheinen in diesem Zusammenhang die Wellen und Riefen aufzeigende Oberfläche des Verbundes. Durch die unterschiedliche Kompaktierung des Werkstoffes bei der Beaufschlagung mit Vakuum lassen sich tendenziell etwas höhere Faservolumengehalte an den mit Gurten verstärkten Stellen (siehe Anlage 4, Quadrant 1 im Vergleich zu Quadrant 2 oder 4) beobachten. Im Quadrant 3 scheint die Probenentnahme gerade im Übergang zwischen den unverstärkten und verstärkten Gurten stattgefunden zu haben.

Die Probenentnahme zur Untersuchung des Lagenaufbaus erfolgte für die Schlißbilder der Quadranten 1 und 3 in 0°-Richtung und für die Quadranten 2 und 4 in 90°-Richtung. (Anlage 2 und 3: Fotos zum Lagenaufbau)

Auffällig bei allen untersuchten Schlißproben sind große Lufteinschlüsse, Harznester und teilweise auch leicht verzogene Lagen. Es lassen sich Abweichungen der Lagenanzahl aus dem Belegungsplan und dem tatsächlichen Lagenaufbau nachweisen (Anlagen 4). Im Quadrant 1 können anhand der Anzahl der Wirkfäden vier 0°-Lagen anstelle von drei 0°-Lagen identifiziert werden (s. Anlage 2), während im Quadrant 2 die 0°-Lage komplett fehlt (s. Anlage 3). Als weiteres Indiz konnten in den verbliebenen Kohlefasern des Quadranten 2 ebenfalls keine 0°-Fasern nachgewiesen werden und auch optisch fällt dieser nur wenige Zentimeter breite Streifen durch eine sehr geringe Wandstärke auf. Quadrant 3 und 4 lassen im Vergleich den identischen Lagenaufbau mit der Vorgabe im Belegungsplan erkennen.“

Die in den vier Quadranten entnommenen Proben hatten für die Schlißbilder eine Größe von 15 x 20 mm und für die Veraschungsproben eine Größe von 7 x 7 mm.

Nach dem Belegungsplan sollte die Bruchstelle von außen nach innen aus zwei Lagen CCC886 ±45° mit Kohle HM M40J 200 g/qm, einer Lage KDU 1012 mit Kohle HT DU 300 g/qm (0°), vier Gurten (0°), zweilagig aus KDU 1051 mit Kohle HT DU 75 mm breit 480 g/qm sowie einer weiteren Lage CCC886 ±45° mit Kohle HM M40J 200 g/qm gefertigt sein.

Nach Konstruktursangaben ist das lokale Übereinanderliegen bzw. Auseinanderklaffen der als 0°-Lage in die Rumpfschale eingelegten Bänder fertigungstechnisch nicht vollständig vermeidbar. Lücken und Überlappungen von bis zu 10 mm haben keinen relevanten Einfluss auf die Festigkeit.

Im Rahmen der Untersuchung wurde die Belegung in zwei weiteren Abschnitten des hinteren Bruchendes (ca. 1 800 mm vor dem Übergang zum Seitenleitwerk), die bei der visuellen Kontrolle als besonders dünn auffielen, untersucht. Hierbei wurde festgestellt, dass ungefähr in der Mitte der linken Rumpfhälfte auf einer Breite von ca. 20 mm und in der Mitte der rechten Rumpfhälfte auf einer Breite von 45 mm die UD-Lage unterbrochen war (s. Anlage 5).

Die Lufteinschlüsse, Harznester und teilweise auch leicht verzogenen Lagen sind nach Angaben des Herstellers für das angewendete Fertigungsverfahren (Handlaminieren) üblich.

Zusätzliche Informationen

Das Segelflugzeug sollte in Übereinstimmung mit den Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge und Motorsegler (JAR-22) zugelassen werden. Nach diesen Regelungen müssen Seitenleitwerke von Segelflugzeugen und Motorseglern für folgende Lastfälle ausgelegt sein:

JAR 22.351 – Schiebeflugzustände

Das Segelflugzeug muss für Schiebelasten auf das Seitenleitwerk gemäß JAR 22.441 und JAR 22.443 bemessen werden.

JAR 22.441 – Betätigungslast

Das Seitenleitwerk muss für Betätigungslasten bemessen sein, die unter den folgenden Bedingungen auftreten:

(a) voller Ausschlag des Seitenruders bei der größeren der Geschwindigkeiten V_A und V_T ;

(b) ein Drittel des vollen Seitenruderausschlags bei der Geschwindigkeit V_D .

JAR 22.443 - Böenbelastungen

(a) Das Seitenleitwerk muss für seitliche Böen bis zu den in JAR 22.333 (c) genannten Werten bemessen sein.

(b) Wenn nicht eine genauere, den tatsächlichen Verhältnissen entsprechende Rechnung geführt wird, muss die Bö wie folgt berechnet werden:

$$P_s = a_s S_s \frac{\rho_0}{2} V_{UK_s}$$

Hierin ist

P_S = Böenlast auf das Seitenleitwerk (N),

a_S = Auftriebsanstieg des Seitenleitwerks (im Bogenmaß),

S_S = Fläche des Seitenleitwerks (m^2),

V = Fluggeschwindigkeit (m/s),

U = Böengeschwindigkeit (m/s),

k_S = Böenfaktor; er ist mit 1,2 anzusetzen,

ρ_0 = Luftdichte in Meereshöhe (kg/m^3).

JAR 22.303 - Sicherheitszahl

Als Sicherheitszahl muss 1,5 eingesetzt werden, wenn kein anderer Wert angegeben ist.

Eine Kombination aus Schiebewinkel und Ruderausschlag entgegen dem Schiebeflug ist nicht vorgesehen.

Eine Prüfung der Lastsituation beim Kombinieren von Schiebewinkel und Ruderausschlag wurde vom Konstrukteur durchgeführt. Sie ergab, dass bei einem Schiebewinkel von 11° und einem Ruderausschlag von 25° das Seitenleitwerk der Eta einen Auftriebsbeiwert von $c_A = 1,85$ erreicht, was um 76 % über dem nach JAR 22 berechneten Fall mit $c_A = 1,05$ im Geradeausflug liegt und somit nicht mehr vom Sicherheitsfaktor abgedeckt wird. Die hintere Rumpfkonstruktion war laut Bericht eta-140-002 mit einem Sicherheitsfaktor von $j = 1,55$ für die statische Sicherheit und $j = 1,6$ für die Beulsicherheit ausgeführt.

Die Konstruktion der Eta wurde inzwischen durch den Entwicklungsbetrieb so geändert, dass sie die Kräfte aus der Kombination von Schiebeflug und Seitenruderausschlag als sichere Last aufnehmen kann.

Mit dem modifizierten Segelflugzeug wurden weitere Flüge für die Musterzulassung durchgeführt. Hierbei wurde das Flugzeug mit verschiedenen Sensoren (u. a. für Staudruck, Anströmrichtung, Beschleunigungen in x-, y- und z-Richtung sowie Drehraten um die x-, y- und z-Achse) ausgerüstet. Die Auswertung der Messdaten zeigte, dass sich bei einer Wölbklappenstellung von zwei der Anstellwinkel innerhalb von 2 Sekunden wieder auf einen Wert unter 15° reduziert hatte, wenn im Trudeln das Höhenruder in die Neutrallage gebracht worden war. Das Segelflugzeug befand sich dann immer in einem der ursprünglichen Drehbewegung entgegengesetzten Schiebeflug mit einer Fluggeschwindigkeit von bis zu 144 km/h (True Air Speed - TAS). Es beschleunigte in dieser Lage sehr schnell.

Beurteilung

Der Rumpf des Segelflugzeugs wurde für Betätigungslasten durch das Seitenleitwerk nach JAR 22 ausgelegt. Dies führte dazu, dass der bei der Flugerprobung aufgetretene Lastfall (Seitenruderausschlag entgegen dem Schiebeflug) für die strukturelle Auslegung des Flugzeuges keine Berücksichtigung fand, obwohl er im Nachhinein durchaus als wahrscheinlich anzunehmen ist.

Bei einer Untersuchung von Proben aus dem hinteren Rumpfbereich nahe der primären Bruchstelle (siehe Anlage 1) durch das DLR wurden unregelmäßige Harzverteilungen und Faservolumenanteile sowie Luftporen und Unregelmäßigkeiten an der Verbundoberfläche festgestellt. Ebenfalls wurde an zwei mehrere Zentimeter breiten Stellen das Fehlen der einzigen vorgesehenen 0° -Lage festgestellt. Ob hier tatsächlich Bänder fehlten oder die vorhandenen nur verschoben waren, wurde nicht untersucht. In beiden Fällen besaß der Rumpf an diesen Stellen nicht die in der Berechnung angenommene Festigkeit.

Für das Segelflugzeug lag eine gültige Vorläufige Verkehrszulassung (VVZ) vor. Vor dem Abflug zu diesem planmäßigen Erprobungsflug und im Flug wurden keine technischen Mängel am Luftfahrzeug festgestellt.

Der Flugzeugführer war im Besitz eines gültigen Luftfahrerscheins mit dem erforderlichen Beiblatt. Er darf mit 5 636 Flugstunden, davon 143 Stunden auf dem Muster, sowie seiner Erprobungserfahrung auf der ASH 25 als sehr routiniert gelten. Weitere Ausbildungen oder Berechtigungen, die ihn für die Durchführung der Trudelerprobungsflüge besonders qualifiziert hätten, besaß er nicht. Solche waren auch nicht gesetzlich gefordert.

Die Überladung des Flugzeuges um bis zu 4 % stellt für sich genommen keinen für den Unfallhergang relevanten Befund dar. Es ist allerdings nicht nachvollziehbar, warum der Flug so durchgeführt wurde.

Der Pilot leitete das Trudeln bei einer Geschwindigkeit von 75 km/h mit Seitenruder nach rechts und Querruder nach links ein. Nach insgesamt $1\frac{3}{4}$ Drehungen und bei einer Geschwindigkeit von 140 km/h (Indicated Air Speed - IAS) gab der Pilot Gegenseitenruder, um die Drehung zu beenden. Die nach dem Unfall in den Flugversuchen gemessenen Daten und die Aussage des Piloten, dass sich die Nase des Segelflugzeugs immer

steiler zum Erdboden gesenkt habe, legen nahe, dass sich das Segelflugzeug zu diesem Zeitpunkt bereits nach links schiebend in einer Steilspirale befand.

Durch den Seitenruderausschlag in die Schiebeerichtung wurde die Luftkraft am Seitenleitwerk wesentlich größer als es die bei der Auslegung angewendeten Bauvorschriften vorsahen. Einer solchen Luftkraft konnte die Rumpfstruktur nicht standhalten. Die Schwächung der Rumpfstruktur durch die verschobenen Gewebebänder spielte hierbei nur eine untergeordnete Rolle.

Schlussfolgerungen

Befunde

- Der aufgetretene Belastungsfall „Seitenruderausschlag entgegen dem Schiebeflug“ fehlte in der Bauvorschrift.
- Der Belastungsfall wurde bei der Konstruktion des Flugzeuges nicht berücksichtigt.
- Der tatsächliche Aufbau des Verbundmaterials wich von dem bei der Berechnung zu Grunde gelegten ab.
- Der Pilot war in Übereinstimmung mit den geltenden Vorschriften für den Flug lizenziert und qualifiziert.
- Die Masse des Luftfahrzeuges lag zwischen 2,7 und 4 % über der höchstzulässigen Grenze.
- Es gab keine Anzeichen eines Strukturversagens oder einer Systemfehlfunktion vor dem Unfall.
- Das Flugzeug befand sich unmittelbar nach dem Trudeln in einer Steilspirale und in einem Schiebeflugzustand.
- Es wurde versucht, die Steilspirale durch das Betätigen des Seitenruders zu beenden. Die hierbei aufgetretenen Kräfte führten zum Bruch der Rumpfröhre.

Ursachen

Der aufgetretene Belastungsfall „Seitenruderausschlag entgegen dem Schiebeflug“ fehlte in der Bauvorschrift und wurde bei der Konstruktion des Segelflugzeuges nicht berücksichtigt. In der Folge führte die Betätigung des Seitenruders zum Ausleiten der Steilspirale zum Bruch der Rumpfröhre.

Sicherheitsempfehlungen

Empfehlung Nr.: 32/2009

Die European Aviation Safety Agency (EASA) sollte in den Bauvorschriften für die Auslegung von Seitenleitwerken von Segelflugzeugen und Motorseglern den Belastungsfall „maximal mögliche Luftkraft aus der Kombination von Seitenruderausschlag und Schiebeflug“ aufnehmen.

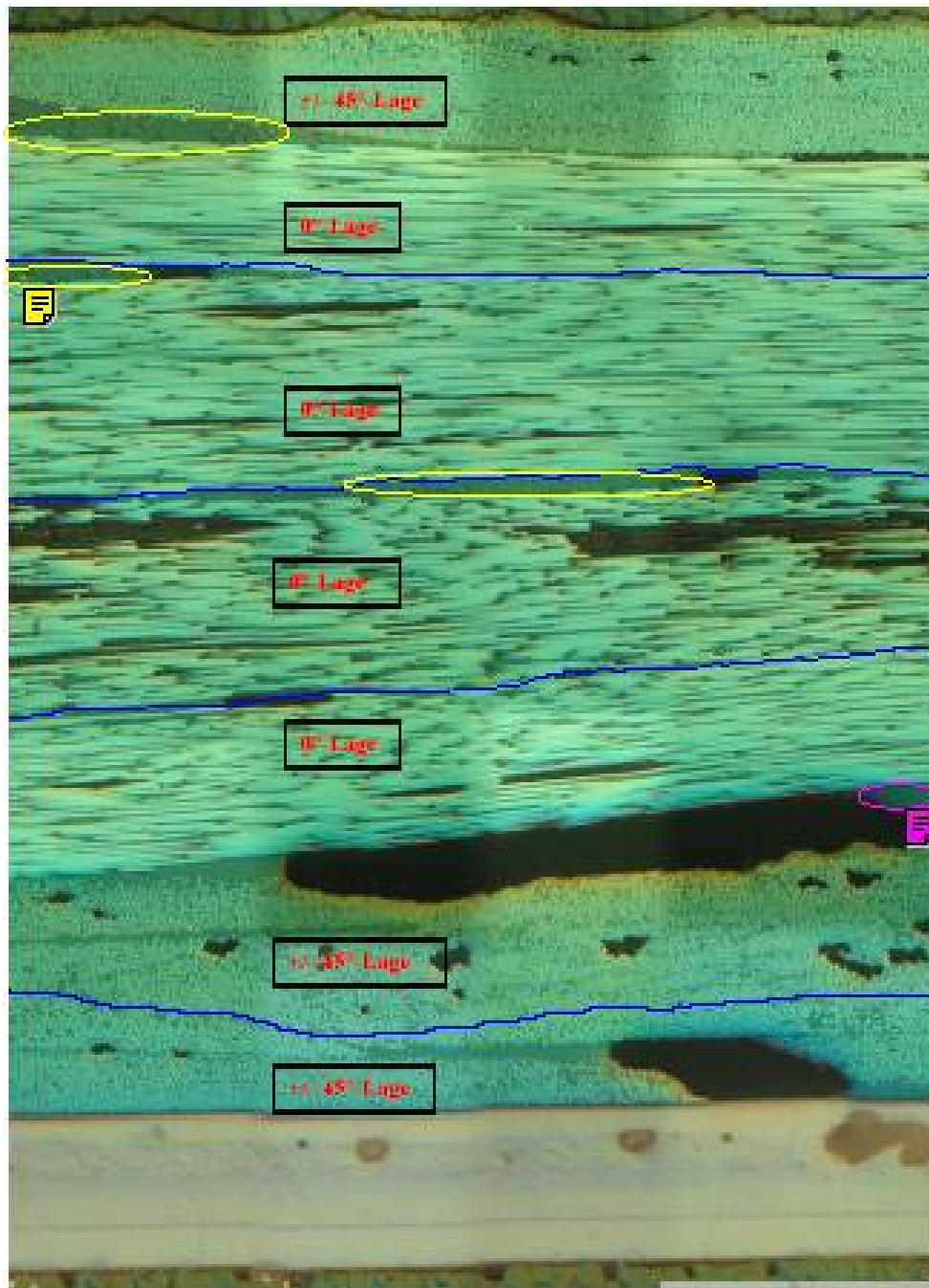
Untersuchungsführer	Kostrzewa
Mitwirkung (UvO)	Treppesch

Anlage 1



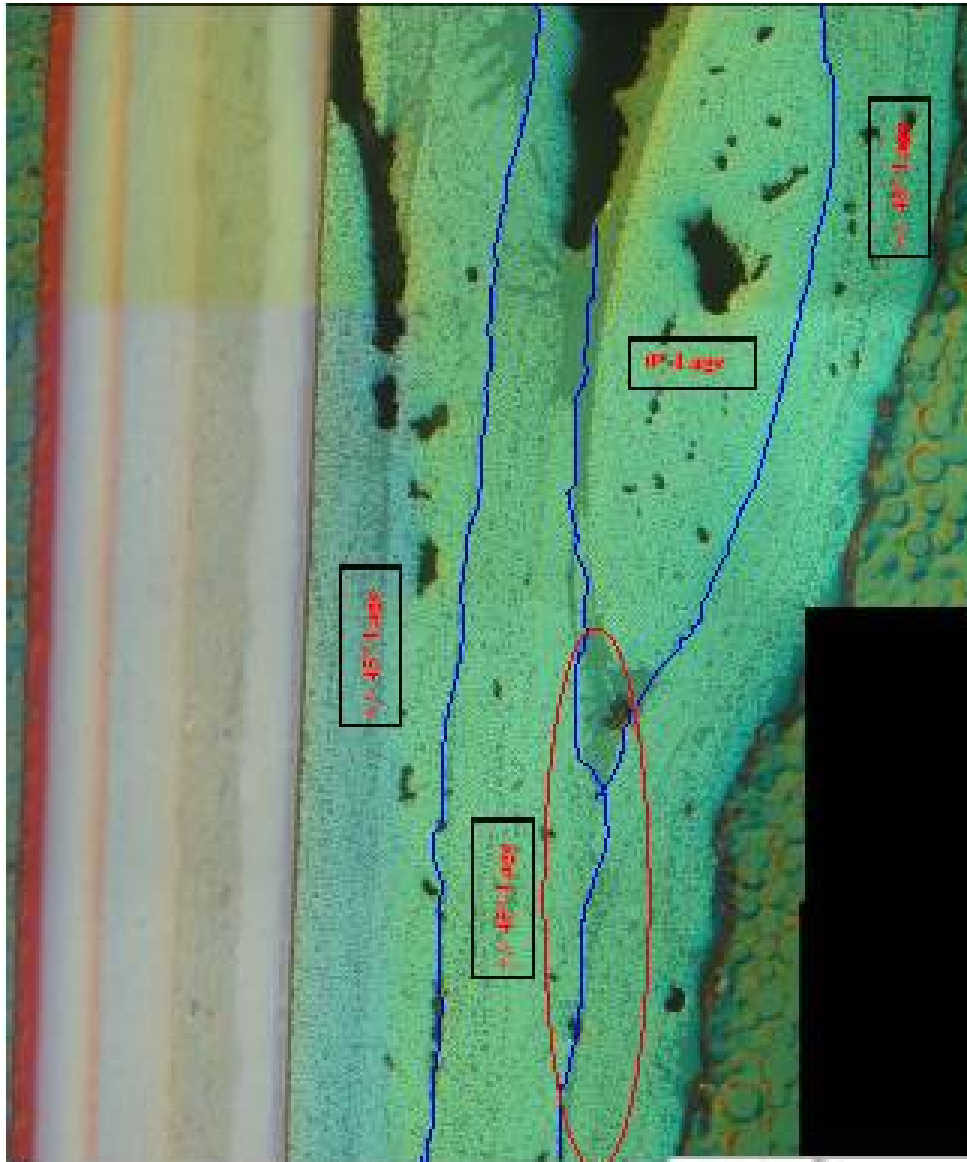
Bruchstück mit Markierungen von drei der vier Quadranten
(Nr. 4 befindet sich auf der Oberseite)

Anlage 2



Schliffbild des Quadranten 1 (Schliff in 0°-Richtung)

Anlage 3



Schliffbild des Quadranten 2 (Schliff in 90°-Richtung)

Anlage 4

Lagenaufbau an den vier Entnahmestellen im Vergleich zum Belegungsplan

Quadrant 1	Quadrant 2	Quadrant 3	Quadrant 4
±45°-Lage	±45°-Lage	±45°-Lage	±45°-Lage
0°-Lage	±45°-Lage	0°-Lage	0°-Lage
0°-Lage	fehlt	0°-Lage	±45°-Lage
0°-Lage	±45°-Lage	0°-Lage	±45°-Lage
0°-Lage		±45°-Lage	
±45°-Lage		±45°-Lage	
±45°-Lage			
Lagenart und -anzahl nach Belegungsplan			
3 x 0°-Lage	1 x 0°-Lage	3 x 0°-Lage	1 x 0°-Lage
3 x ±45°-Lage	3 x ±45°-Lage	3 x ±45°-Lage	3 x ±45°-Lage

Anlage 5



Linke Rumpfhälfte: Unterbrechung der UD-Lage ca. 20 mm



Rechte Rumpfhälfte: Unterbrechung der UD-Lage ca. 45 mm

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt. Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

mail: box@bfu-web.de
<http://www.bfu-web.de>
Tel: 0 531 35 48 0
Fax: 0 531 35 48 246

Herausgeber/Vertrieb:
Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16
38108 Braunschweig