



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 2053

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Ultraleichtflugzeuges Eurostar EV-97 model 2000 version R

eingetragen als 9-249

vom 24. Juni 2006

bei Ova Spin, Gemeinde Zernez/GR

31 km nordöstlich von St. Moritz

Causes

L'accident est dû à la chute de l'avion sous l'effet d'une force qui a provoqué la rupture de la structure de l'aile gauche.

Le facteur suivant a contribué à l'accident:

- La résistance insuffisante de la structure inférieure de l'aile.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:
LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	6
Kurzdarstellung	6
Untersuchung	6
Ursachen	6
1 Sachverhalt	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines.....	7
1.1.2 Vorgeschichte.....	7
1.1.3 Flugverlauf.....	8
1.2 Personenschäden	8
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	8
1.4 Drittschaden	9
1.5 Angaben zu Personen	9
1.5.1 Pilot.....	9
1.5.1.1 Flugerfahrung.....	9
1.5.2 Passagier	9
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	10
1.7 Meteorologische Angaben	12
1.7.1 Allgemeines.....	12
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	12
1.7.3 Wetter gemäss Augenzeugenberichten	14
1.7.4 Typische Thermiksituation gemäss Angaben von Segelflugpiloten	15
1.7.5 Lokale Wetterbedingungen zum Unfallzeitpunkt.....	15
1.8 Navigationshilfen	15
1.9 Kommunikation	15
1.10 Angaben zum Flughafen	15
1.11 Flugschreiber	15
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	15
1.12.1 Wrack.....	15
1.12.1.1 Trümmerverteilung	15
1.12.1.2 Zustand der Trümmer	16
1.12.1.3 Erkenntnisse aus der Wrackuntersuchung	16
1.12.2 Unfallstelle	18
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	19
1.14 Feuer	19
1.15 Überlebensaspekte	19
1.15.1 Allgemeines.....	19
1.15.2 Notsender	19
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	19
1.16.1 Berechnungen und Untersuchungen an der Flügelstruktur	19
1.16.1.1 Bauvorschriften	19
1.16.1.2 Festigkeitsnachweis durch den Hersteller	21

1.16.1.3	Überprüfung der Flügelbeanspruchung	21
1.16.1.4	Untersuchungen an den Untergurten	22
1.16.1.4.1	Spezifikation des Materials	22
1.16.1.4.2	Chemische Analyse des Materials	22
1.16.1.4.3	Mechanische Festigkeitsuntersuchungen	22
1.16.1.4.4	Vergleichende Materialuntersuchungen	23
1.16.1.4.5	Metallographische Untersuchung	23
1.16.1.5	Fraktographische Untersuchung	24
1.16.1.6	Berücksichtigung der Kerbwirkung einzelner Bauteile bei einem Festigkeitsnachweis	24
1.16.1.7	Berechnung der Beanspruchung des Untergurtes im Bereich der Bruchstelle	25
1.16.1.8	Ergänzende Untersuchungen an einem baumustergleichen Flugzeug	25
1.16.1.9	Beurteilung der Verbindung Flügelbeschlag zu Untergurt	26
1.16.2	Verschluss der Cockpithaube	26
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	26
1.18	Zusätzliche Angaben	27
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	27
2	<i>Analyse</i>.....	28
2.1	Technische Aspekte	28
2.1.1	Diskussion der Versuchsergebnisse	28
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	30
3	<i>Schlussfolgerungen</i>.....	31
3.1	Befunde.....	31
3.1.1	Menschliche und betriebliche Aspekte	31
3.1.2	Technische Aspekte	31
3.2	Ursachen.....	32
4	<i>Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen</i>.....	33
4.1	Sicherheitsempfehlungen.....	33
4.1.1	Anpassungen der Bauvorschriften für Ecolight Flugzeuge	33
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit.....	33
4.1.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 413	33
4.1.1.3	Sicherheitsempfehlung Nr. 414	33
4.1.1.4	Sicherheitsempfehlung Nr. 415	33
4.1.1.5	Sicherheitsempfehlung Nr. 416	33
Anlagen	35
Anlage 1: Dreiseitenansicht EV-97 Eurostar	35
Anlage 2: Vergrößerter Ausschnitt aus der Landeskarte Massstab 1: 100 000	36

Schlussbericht

Eigentümer	Privat
Halter	Privat
Luftfahrzeugmuster	Eurostar EV-97 model 2000 version R
Eintragungsstaat	Dänemark
Eintragungszeichen	9-249
Ort	Ova Spin, Gemeinde Zernez/GR
Datum und Zeit	24. Juni 2006, 18:36 Uhr

Zusammenfassung

Kurzdarstellung

Am 24. Juni 2006 um zirka 17:30 Uhr startete der Pilot in Mollis, wo er am dortigen *Micro-Light Fly-in* teilnahm, zusammen mit einem Kollegen an Bord seines Flugzeugs Eurostar EV-97, in Dänemark eingetragen als 9-249, zu einem Rundflug in Richtung Engadin. Nachdem das Flugzeug am Abend nicht nach Mollis zurückgekehrt war, wurde eine Suchaktion eingeleitet. Am folgenden Tag um zirka 15:00 Uhr wurden die Trümmer der Maschine von der Besatzung eines Suchhelikopters im Gebiet von Ova Spin an der Ofenpassstrasse, auf dem Gemeindegebiet von Zernez, gesichtet.

Die Insassen wurden beim Aufprall tödlich verletzt und das Flugzeug wurde zerstört. Es entstand unbedeutender Waldschaden.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 24. Juni 2006 um 18:36 Uhr. Die Meldung traf am 25. Juni 2006 um ca. 15:00 Uhr beim BFU ein. Die Untersuchung wurde am gleichen Tag um ca. 18:00 Uhr in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Graubünden eröffnet.

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass durch einen Gewaltbruch die linke Flügelstruktur im Flug versagte, worauf das Flugzeug abstürzte.

Zum Unfall beigetragen hat:

- Ungenügende Festigkeit des Untergurts des Flügels.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung der Vorgeschichte und des Flugverlaufs wurden die Aussagen der Veranstalter und von Teilnehmern des *1st International Microlight Fly-in* in Mollis, die Aussage eines Augenzeugen sowie die vorgefundenen Spuren verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt.

1.1.2 Vorgeschichte

Seit dem 1. Juli 2005 können in der Schweiz Flugzeuge der neuen Kategorie „Ecolight“ zugelassen und betrieben werden. Im Ausland werden Luftfahrzeuge, die bezüglich Bauart mit schweizerischen Ecolight-Flugzeugen vergleichbar sind, als *microlight*, *ultralight*, Ultraleichtflugzeuge, *ultra-léger motorisé* (ULM) etc, bezeichnet.

Gemäss schweizerischem Recht müssen Ecolight-Flugzeuge unter anderem die nachstehenden Anforderungen erfüllen:

- Über drei Achsen gesteuerte Flächenflugzeuge mit einer Flächenbelastung von mindestens 20 kg/m².
- Gültige Zulassung nach den deutschen Zulassungsnormen LTF-UL¹.
- Erfüllung der besonderen schweizerischen Umwelt-Zulassungsvorschriften.
- Eine Validierung gemäss den Vorgaben des BAZL vorweisen.

Mit dem *aeronautical information circular* (AIC) B 007/06 vom 30. März 2006 wurde der Betrieb von ausländischen Microlight-Flugzeugen innerhalb des schweizerischen Luftraums geregelt und erstmals ermöglicht.

Angesichts dieser neuen Situation organisierte die Swiss Microlight Federation am 24./25. Juni 2006 das erste *Microlight Fly-in* auf dem Flugplatz Mollis. Der Anlass stiess auf reges Interesse und eine grosse Anzahl von Piloten meldete ihre Teilnahme an.

Der dänische Besitzer und Pilot des Ultraleichtflugzeugs Eurostar EV-97, in Dänemark eingetragen als 9-249, gehörte zusammen mit weiteren dänischen Piloten zum Teilnehmerkreis des Treffens. Ein Kollege flog mit ihm an Bord der Eurostar EV-97 nach Mollis, zwei weitere Kollegen begleiteten die Maschine mit einer Cessna 172. Beide Flugzeuge kamen am 23. Juni 2006 um etwa 17:30 Uhr in Mollis an.

Am Morgen des 24. Juni 2006 unternahmen beide Besatzungen in ihren Flugzeugen einen Rundflug in die Gegend von Bad Ragaz und kehrten von dort auf verschiedenen Routen nach Mollis zurück.

¹ LTF-UL – Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge des deutschen Luftfahrt-Bundesamtes vom 30. Januar 2003

Der Besitzer der Eurostar EV-97 und sein Kollege planten für den späteren Nachmittag einen weiteren Rundflug. Vorgesehen war ein Flug via Bad Ragaz – Prättigau – Davos – Flüelapass – Livigno – Bernina – Albula – Tiefencastel – Chur zurück nach Mollis. Die Piloten erkundigten sich beim *welcome desk* des Veranstalters und bei verschiedenen schweizerischen Piloten über die vorgesehene Flugroute. Inwieweit sie die vom Veranstalter zur Verfügung gestellten Wetterinformationen konsultierten, konnte nicht in Erfahrung gebracht werden. Vor dem Abflug trug sich der Besitzer als Pilot mit dem Kollegen als Passagier in die Liste *declaration for local flight* des Veranstalters ein. Als *routing* vermerkte er „Livigno“, die vorgesehene Abflugzeit war 17:30 Uhr. Ob das Flugzeug vor dem Flug betankt wurde, konnte nicht mehr eruiert werden.

1.1.3 Flugverlauf

Etwa um 17:30 Uhr startete das Ultraleichtflugzeug 9-249 vom Flugplatz Mollis. Aufgrund des regen Flugbetriebes wurde diesem Start keine besondere Beachtung geschenkt. Die genaue Startzeit konnte aus diesem Grund nicht ermittelt werden. Über den weiteren Flugweg liegen keine Angaben vor.

Ein Augenzeuge beobachtete um zirka 18:30 Uhr vom Gebiet des Bahnhofs Zernez aus im Bereich der Ofenpassstrasse während weniger Sekunden eine Erscheinung am Himmel, welche im Nachhinein als das Trudeln des verunglückten Flugzeugs erklärt werden konnte. Da er sich nicht sicher war, was er gesehen hatte, befuhr er mit seinem Auto zweimal die Ofenpassstrasse, um sich zu vergewissern, ob allenfalls ein Flugzeug abgestürzt sei. Als er keine Spuren fand, liess er es dabei bewenden und meldete sich erst, als er aus den Medien vom Absturz gehört hatte.

Angesichts der im Gebirge aufkommenden Gewitter gerieten die Veranstalter in Sorge, als das Flugzeug um 21:00 Uhr noch nicht nach Mollis zurückgekehrt war. Sie telefonierten mit verschiedenen Flugplätzen entlang der Flugroute und verständigten schliesslich bei Einbruch der Dunkelheit den schweizerischen Such- und Rettungsdienst.

Am folgenden Tag um zirka 15:00 Uhr wurden die Trümmer der Maschine von der Besatzung eines Suchhelikopters im Gebiet von Ova Spin an der Ofenpassstrasse auf dem Gemeindegebiet von Zernez gesichtet. Die Besatzung des herbeigerufenen REGA Helikopters konnte nur noch den Tod der beiden Insassen feststellen.

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	1	1	2	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	1	2	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Es entstand unbedeutender Waldschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Dänischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1940
Lizenz	Führerausweis für Ultralight Piloten, aus- gestellt durch die dänische Luftfahrtbe- hörde am 03.07.1992
Berechtigungen	Beschränktes nationales Sprechfunk- zeugnis
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Nationales dänisches Tauglichkeitszeug- nis der Klasse 2, gültig bis zum 09.01.2007

1.5.1.1 Flugerfahrung

Gesamthaft	> 992 h
Auf dem Unfallmuster	> 499 h
Während der letzten 90 Tage	> 60 h
Davon auf dem Unfallmuster	> 60 h
Landungen Total	> 2169
Landungen während der letzten 90 Tage	> 75
Landungen Total mit dem Unfall- muster	ca. 500
Landungen während der letzten 90 Tage mit dem Unfallmuster	75

1.5.2 Passagier

Person	Dänischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1950
Lizenz	Führerausweis für Ultralight Piloten, aus- gestellt durch die dänische Luftfahrtbe- hörde am 16.10.1991
Berechtigungen	Beschränktes nationales Sprechfunk- zeugnis
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Nationales dänisches Tauglichkeitszeug- nis der Klasse 2, gültig bis zum 25.04.2007
Flugerfahrung	Am 27.05.2004: 408 h Gesamtflugerfahrung

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Eintragungszeichen	9-249
Luftfahrzeugmuster	Eurostar EV-97 model 2000 version R
Charakteristik	Einmotoriges Ultraleichtflugzeug in Ganzmetallbauweise Zweisitziger, freitragender Tiefdecker mit einer Ganzmetallstruktur und einem Festfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Evektor – Aerotechnik A.S., Czech Republic
Baujahr	2002
Werknummer	2002 1416
Eigentümer	Privat
Halter	Privat
Triebwerk	Rotax 912 ULS Vierzylinder-Motor, flüssigkeitsgekühlte Zylinderköpfe, luftgekühlte Zylinder, integriertes Reduktionsgetriebe Dauerleistung: 69,9 kW (95 PS) bei 5500 RPM Startleistung: 73,6 kW (100 PS) bei 5800 RPM (für max. 5 min.) Hersteller: Bombardier Rotax GmbH, Gunskirchen, Österreich Seriennummer: 4 427 933 Baujahr: 2002
Propeller	Am Boden verstellbarer Dreiblattpropeller des Fabrikats Woodcomp Classic Seriennummer: 2713683R Herstellungsjahr: 2002
Ausrüstung	Basisausrüstung für Sichtflug mit Funkanlage
Betriebsstunden:	
Zelle	ca. 500 h
Triebwerk	ca. 500 h
Propeller	ca. 500 h
Leermasse	Gemäss Protokoll des Herstellers vom 16.05.2002 betrug die Leermasse 284.8 kg. Auf dem Typenschild am Flugzeug wurde dieser Wert mit 285 kg angegeben.

	<p>Gemäss den dänischen Bestimmungen BL 9-6, Edition 3, vom 19. Juni 2001 wird dort die <i>operational empty mass</i> für ein zweisitziges Ultraleichtflugzeug mit max. 210 kg angegeben.</p>
Höchstzulässige Abflugmasse	<p>Gemäss Prüfprotokoll der dänischen <i>UL-Flyver Union</i> und dem technischen Datenblatt der <i>Light Aircraft Association</i> der Tschechischen Republik wird die Limite mit 450 kg angegeben.</p>
Masse und Schwerpunkt	<p>Die Masse des Flugzeuges betrug im Unfallzeitpunkt ca. 467 kg. Der Schwerpunkt lag bei ca. 28.8% MAC (<i>mean aerodynamic chord</i> - mittlere aerodynamische Flügeltiefe) bei einer Limite von 20–34% MAC.</p> <p>Die Masse lag oberhalb der höchstzulässigen Abflugmasse gemäss dänischen Normen.</p>
Unterhalt	<p>Der Unterhalt des Flugzeugs wurde durch den Halter selbst durchgeführt und im <i>aeroplane log book</i> bestätigt.</p> <p>Die letzten Unterhaltsarbeiten wurden am 01.06.2006 bei 478.3 Stunden (<i>oil + brake fluid refilled/topped up</i>) und am 21.06.2006 bei 490.5 Stunden (<i>2/10 oil refilled/topped up; check of engine ok</i>) durchgeführt.</p> <p>Ob es sich bei diesen Arbeiten um die vom Hersteller vorgeschriebenen 50/100 Stunden Kontrollen handelte, geht aus den Unterlagen nicht hervor.</p> <p>Die letzte periodische Zustandprüfung wurde am 19.10.2005 bei 396 Betriebsstunden durch die <i>Dansk UL-Flyver Union</i> durchgeführt.</p> <p>Für das Flugzeug mit der Seriennummer 20021416 waren vier <i>mandatory bulletins</i> des Herstellers anwendbar: EV 97-004a; EV 97-005a; EV 97-006a; EV 97-007a. Aus den Unterlagen geht nicht hervor, ob diese Bulletins durchgeführt wurden.</p> <p>Die Untersuchung am Wrack ergab, dass das Bulletin EV 97-005a (<i>securing the screw on the throttle control</i>) nicht durchgeführt worden war.</p>

Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch sind am 17.06.2006 Probleme mit dem Funk vermerkt. Eine Behebung der Störung ist nicht ersichtlich.
Spezifizierte Treibstoffqualität	Autobenzin RON 95, alternativ Flugbenzin AVGAS 100LL
Treibstoffvorrat	Tankkapazität: 65 l Die tatsächliche Treibstoffmenge an Bord konnte nicht eruiert werden. In den Elementen der Treibstoffzufuhr wurde Benzin vorgefunden. Für die sichere Beendigung des geplanten Fluges zurück nach Mollis, inklusive Reserve, wären zirka 28 Liter, entsprechend zwei Stunden Flugzeit, notwendig gewesen.
Lufttüchtigkeitszeugnis (entsprechendes Dokument)	<i>Flight permission</i> ausgestellt durch die dänische Ultralight Union am 19.10.2005 bei 396 Betriebsstunden, gültig für drei Jahre oder höchstens 200 Betriebsstunden.
Zulassungsbereich	VFR bei Tag

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben im Kapitel 1.7.2 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz lag im Bereich eines schwachen Hochdruckgebietes über dem Baltikum. An den Alpen staute sich von Südwesten her feuchte Luft.

Gamet valid 12-18 UTC für die Region Eastern Alpine Switzerland:

SIG CLD: ISOL CB

Wind/Temperatur auf 13 000 ft AMSL 260/15kt PS00

Wind/Temperatur auf 8 000 ft AMSL 230/05kt PS11

0°: FL130

GAFOR

Gafor Schweiz valid 12 – 18 UTC:

Route 92, Bad Ragaz – Lenzerheide - Julierpass -Samedan,

Bezugshöhe 7500 ft/msl: D D D

Die Bezugshöhe von 7500 ft/msl bezieht sich auf die Julierpasshöhe.

D D D bedeutet:

Route 92, Difficult 12-14 UTC, Difficult 14-16 UTC, Difficult 16-18 UTC.

GAFOR orientiert über die Wetterbedingungen (Sicht/Plafond) auf den Haupt-Sichtflugrouten der Schweiz und wird im Winterhalbjahr dreimal, im Sommerhalbjahr viermal pro Tag ausgegeben. Je nach Sicht und Plafond wird zwischen vier verschiedenen Wetterkategorien unterschieden.

O = OPEN
 D = DIFFICULT
 M = MARGINAL
 X = CLOSED

Fluggefährdende Wettererscheinungen wie Turbulenz, Vereisung usw. sind in der Flugwetterprognose erwähnt und daher im GAFOR nicht berücksichtigt.

Wetterkategorien					Interpretation der Wetterkategorien
Plafond	Geschlossen	Kritisch	Schwierig	Offen	
2000 ft	X	M	D	O Oscar	Offen/Open: Keine wettermässigen Behinderungen für Sichtflug
1500 ft	X	M	D	D Delta	Schwierig/Difficult: In Sichtnavigation trainierte Piloten können noch fliegen
1000 ft	X	M	M	M Mike	Kritisch/Critical: In Sichtnavigation sehr gut trainierte Piloten mit genauer Kenntnis der örtlichen Verhältnisse können noch fliegen
Bezugshöhe	X	X	X	X X-Ray	Geschlossen/Closed: Sichtflug unmöglich
2 km 5 km 8 km					
Definition Plafond: Tiefste Wolkenschicht (mit gleicher Basis) von mindestens 5 Achteln					

AIRMET

AIRMET valid 1400-1800 UTC SWITZERLAND FIR/UIR ISOL TS OBS AND FCST ALPS AND NORTH OF ALPS WESTERN PART OF SWITZERLAND MOV NE NC=

SIGMET

Es wurde an diesem Tag kein SIGMET ausgegeben.

SWC, Windcharts

SWC, Windcharts valid 18 UTC.

Die vom WAFC London ausgegebene Significant Weather Chart zeigt OCNL CB zwischen FL110 und FL350 südlich der Alpen (die SWC bezieht sich auf den Luftraum zwischen FL100 – FL450). Die Windkarte für FL100 zeigt Winde aus Richtung Südwest mit 5-10 kt und eine Temperatur von plus 6 °C.

Flugwetterprognose gültig von 12-18 UTC

Die Flugwetterprognose enthält folgende relevante Vorhersagen für das Unfallgebiet:

Alpensüdseite und Engadin:

3-5/8 mit Basis 8000-10000 ft/msl. Sicht meist über 8 km.

Lokale Schauer oder Gewitter wahrscheinlich, vor allem längs der Alpen.

Gefahren

In den Bergen einzelne Gewitter wahrscheinlich, vor allem in den südlichen Alpen.

*Gemessene und beobachtete Werte**Automatisches Messnetz (ANETZ / ENET)**Messungen von 1630 UTC:*

<i>Station</i>	<i>Höhe m/M</i>	<i>Höhe ft AMSL</i>	<i>Temp. °C</i>	<i>Taupkt. °C</i>	<i>Windr. Grad</i>	<i>Wind</i>	<i>Windspitzen kt</i>
<i>Samedan</i>	<i>1705</i>	<i>5594</i>	<i>22</i>	<i>10</i>	<i>200</i>	<i>12</i>	<i>19</i>
<i>Robbia</i>	<i>1078</i>	<i>3536</i>	<i>26</i>	<i>11</i>	<i>240</i>	<i>7</i>	<i>15</i>
<i>Corvatsch</i>	<i>3315</i>	<i>10877</i>	<i>8</i>	<i>4</i>	<i>230</i>	<i>5</i>	<i>7</i>
<i>Scuol</i>	<i>1298</i>	<i>4259</i>	<i>24</i>	<i>8</i>	<i>070</i>	<i>8</i>	<i>15</i>

Radiosondierungen

Die Radiosondierung von Milano (12Z) zeigt auf 1550 m/M variable Winde mit ca. 2-3 kt. Die Temperatur lag bei 18 °C, der Taupunkt bei 6 °C. Die Gewitterindizes (Boyden und Faust) zeigen eine ausgeprägte Gewittertendenz.

Auf dem Radarbild von 1630 UTC erkennt man verbreitete Echos von konvektiver Aktivität. Im Bereich nordöstlich von Zernez ist ein kleines Echo zu erkennen, was auf mögliche Aktivität in diesem Gebiet schliessen lässt. Dieses Echo ist auch auf den vorhergehenden Bildern (1600-1630) zu erkennen. Auf späteren Bildern (1700-1800) sind im Unterengadin und im Bereich des Flüela Passes deutliche Echos zu erkennen.

Satellitenbild

Auf dem visuellen Satellitenbild sind zum Unfallzeitpunkt massive Gewitterzellen vor allem in den zentralen Alpen und über der Po Ebene sichtbar. Im Gebiet des Unfallortes sind diverse, in der Entstehung befindliche Zellen erkennbar.

Aufgrund der aufgeführten Informationen können auf folgende Wetterbedingungen am Unfallort zur Unfallzeit geschlossen werden:

<i>Wolken</i>	<i>2-4/8, Basis ca. 10 000 ft AMSL mit lokalen Variationen +-1000 ft</i>
<i>Wetter</i>	<i>Konvektive Aktivität in der Nähe des Unfallortes, aber kein Gewitter</i>
<i>Sicht</i>	<i>15 km</i>
<i>Wind</i>	<i>Variabler Wind mit 10 kt, Spitzen bis 20 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>23 °C / 08 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>LSZH 1013 hPa, LSGG 1013 hPa, LSZA 1014 hPa</i>
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut 278°, Höhe 25°</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Mässige Turbulenz auf Grund der konvektiven Aktivitä- ten in der Region</i>

1.7.3 Wetter gemäss Augenzeugenberichten

Der Augenzeuge, welcher die letzten Sekunden des Absturzes beobachtet hatte, beschrieb das Wetter im Sektor Ofenpass als schön mit wenigen Quellwolken.

1.7.4 Typische Thermiksituation gemäss Angaben von Segelfluggpiloten
„Generell ist das Gebiet Zernez – Piz Nuna – südl. Nuna bis an Ofenpassstrasse bei Segelfliegern für sehr starke Aufwinde bekannt. Diese Aufwinde sind häufig sehr „ruppig“, das heisst, sie sind mit starken Turbulenzen verbunden.“

1.7.5 Lokale Wetterbedingungen zum Unfallzeitpunkt.

Der 24. Juni 2006 war ein thermisch aktiver Tag mit Quellwolken über den Gebirgskämmen. Im Oberengadin wehte der Malojawind. Im Unterengadin stellte sich bis Mitte Nachmittag Talwind ein. Zwischen 15 und 18 Uhr herrschte zwischen Martina und Prutz (A) aktive Schauerstätigkeit. Kaltluft aus den Schauerzellen löste den Talwind ab. Gewitter wurden keine beobachtet.

Zum Zeitpunkt des Unfalls klang die Thermik ab. Am deutlichsten belegen dies die Zunahme der Windgeschwindigkeit auf dem Weissfluhjoch und dem Corvatsch, sowie der abflauende Malojawind in Samedan.

Zu den Gipfeln im Umkreis des Unfallorts, die am intensivsten Aufwinde generieren, zählen der Munt Baselgia und der Piz Laschardella nördlich der Spölschlucht, der Piz d'Esan südlich von Zernez. Extensive Hangwindzirkulation führt über der Talmitte zu einem Absinken der Luft. Ob das Zusammentreffen von Malojawind mit der Kaltluft aus den Schauerzellen nordöstlich von Scuol im Unfallgebiet Aufwinde auslöste, bleibt offen. Laut einem Augenzeugen war das Wetter schön mit wenigen Quellwolken.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Es wurde kein Funkkontakt aufgezeichnet.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Auf der Unfallstelle wurde ein tragbares GPS Gerät GPS AIRNAV EKP III gefunden. Das Gerät war stark beschädigt. Beim Versuch, die *memories* auszulesen, wurde festgestellt, dass keine brauchbaren Daten mehr vorhanden waren.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Wrack

1.12.1.1 Trümmerverteilung

Das Hauptwrack befand sich auf einer Felsnase, 50 Meter über dem Bachbett der Spöl, am bewaldeten, steilen Abhang westlich des Bachlaufs (siehe Abbildung unten, Referenz A). Die grossen Trümmerteile wurden von Gurtzeug und Steuerseilen, welche sich in Bäumen verfangen hatten, gehalten. Die Hauptaufschlagstelle liegt auf 1600 m/M direkt unter einer Hochspannungsleitung der Engadiner Kraftwerke. Die Körper der beiden Insassen sowie kleinere Trümmerteile lagen unter der Felsnase im Bachbett und im Uferbereich der Spöl.

Eine Trümmerspür mit Teilen der Cockpithaube, des Haubenrahmens und losen Gegenständen zog sich in ost-südöstlicher Richtung über eine Distanz von zirka 900 Metern. Auf dieser Trümmerspür lag der linke Tragflügel 470 Meter vom Hauptwrack entfernt in einer steilen Geröllhalde auf 1720 m/M (siehe Abbildung unten, Referenz B).

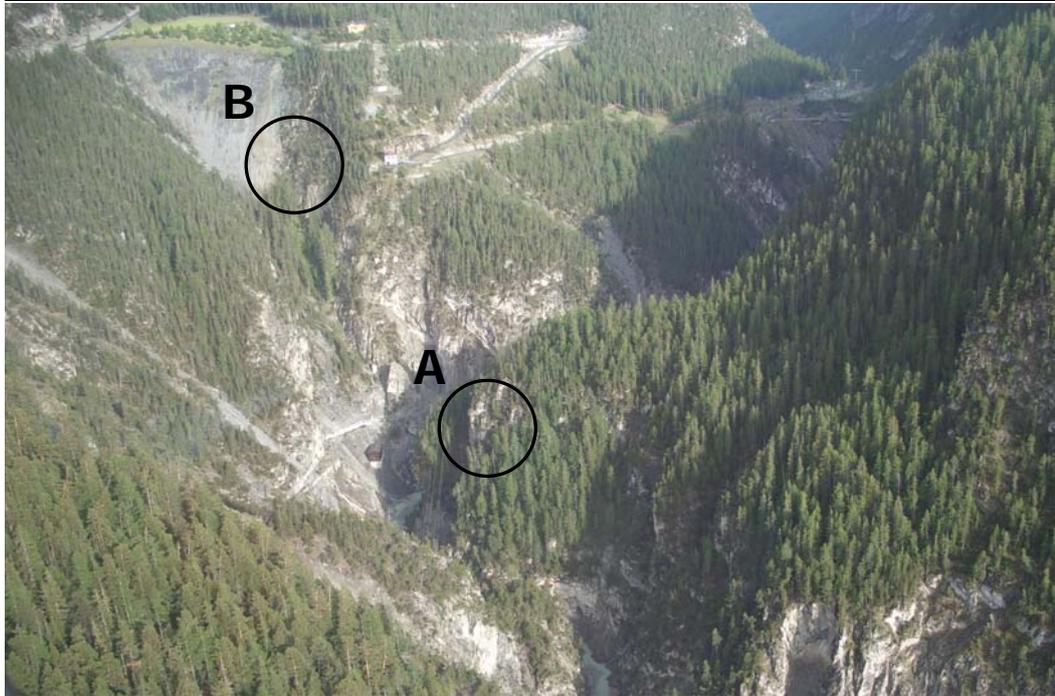


Abbildung 1 – Die Unfallstelle in der Übersicht, Blick Richtung Osten

1.12.1.2 Zustand der Trümmer

Das Flugzeug war durch den Aufprall zerstört worden. Es konnten nur wenige gesicherte Feststellungen zum Zustand vor dem Ereignis gemacht werden. Nebst kleineren verstreuten Trümmern konnten drei Hauptteile identifiziert werden. Der Motorblock war über den Motorträger mit dem vorderen Teil des Cockpits verbunden. Ein Teil der mittleren Rumpfstruktur mit dem vom Aufprall schwer beschädigten rechten Flügel lag etwa 40 Meter nördlich des Bugteils. Dieser Flügel war mit dem Rumpfsegment verbunden und die Abdeckung des Rumpf-Flügel Überganges war vorhanden. Etwas weiter oben, auf halber Baumhöhe, befanden sich das rechte Hauptfahrwerk und die Heckpartie. Die Stabiloflächen, insbesondere die Seitenflosse, waren als solche noch erkennbar. Die Trümmerblöcke wurden durch ein Gewirr von Steuerseilen und Anschnallgurten im Geäst zurückgehalten. Das linke Hauptfahrwerk lag isoliert neben den Trümmergruppen.

1.12.1.3 Erkenntnisse aus der Wrackuntersuchung

Das Instrumentenpanel war nur leicht deformiert. Die Instrumente waren hingegen schwer beschädigt. Es wurden die folgenden Schalterstellungen vorgefunden:

<i>Beacon</i>	<i>On</i>
<i>Fuel Pump</i>	<i>On</i>
<i>Intercom (IC)</i>	<i>On</i>
<i>Ignition (2x)</i>	<i>On</i>
<i>Masterswitch</i>	<i>On</i>
<i>Transponder</i>	<i>Off (7000)</i>

Der linke Flügel wurde ca. 470 m von den Hauptwrackteilen (Rumpf) entfernt aufgefunden.

Die oberen Flügelbeschlagteile waren immer noch mit dem Montagebolzen zusammengehalten und mit Passschrauben am oberen Flügelgurt montiert. Der rumpfseitige Beschlagteil war aus dem Rumpf herausgerissen.

Die flügelseitigen Beschlagteile des unteren Flügelgurts waren vom Flügel abgerissen. Durchgerissen waren der untere Flügelgurt – er besteht aus zwei Aluminium-Flachprofilen – sowie ein Stück des Flügelstegbleches und die Flügelhaut. Der Bruch des Flügelgurts befand sich im Bereich der äussersten Passschraube (vgl. Abbildung 2).

Die unteren Flügelbeschlagteile waren immer noch mit dem Montagebolzen zusammengehalten, sie fehlten an der Flügelfundstelle, sie wurden am Rumpfwrack montiert vorgefunden. Am selben Ort konnte ebenfalls das vom linken Flügel abgerissene mit dem Beschlag verbundene Reststück aufgefunden werden.

Aus den vorgängigen Feststellungen geht hervor, dass während des Fluges der untere Flügelgurt der linken Tragfläche in Rumpfnähe brach und als Folge der linke Flügel abgerissen wurde.

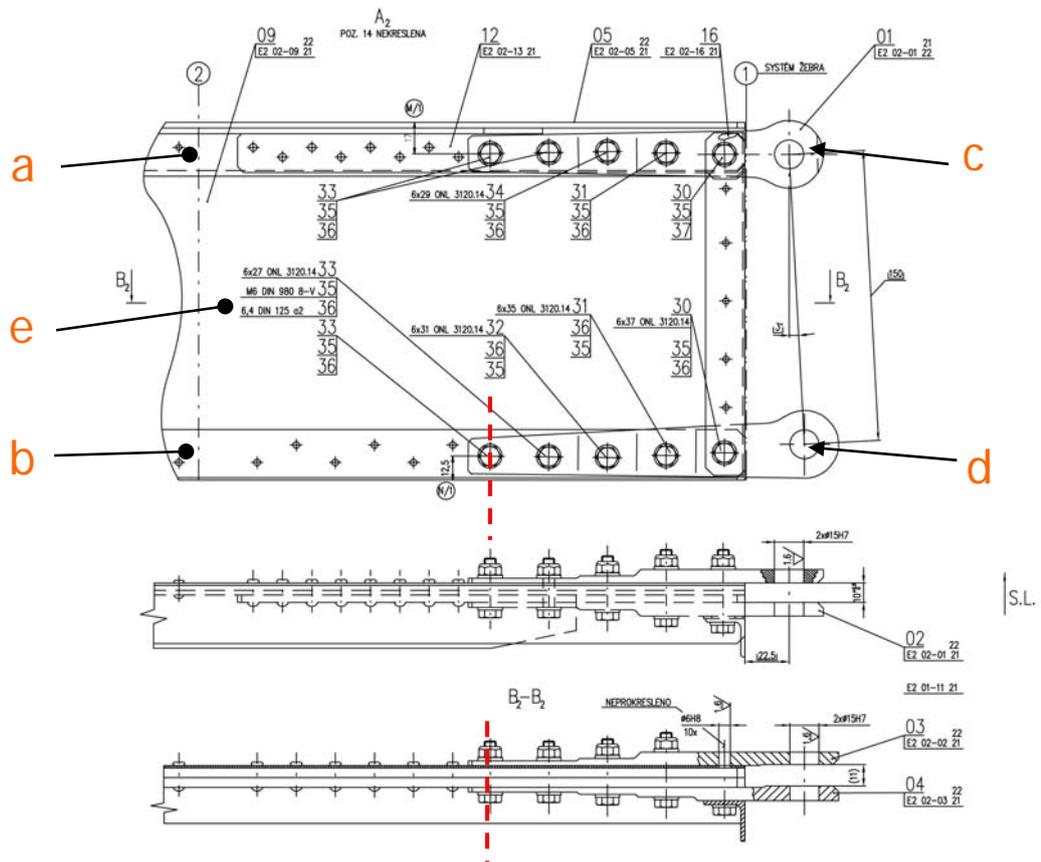


Abbildung 2 – Flügelanschluss Struktur mit in Rot eingetragener Bruchebene

- a Obergurt
- b Untergurt
- c oberer Flügelbeschlag
- d Bohrung für Flügelmontagebolzen im unteren Flügelbeschlag
- e Stegblech



Abbildung 3 – Bruchstelle des Untergurts des linken Flügels mit sichtbarer äusserster Passschraube

Aufgrund der Spuren kann geschlossen werden, dass sich in unbekannter Höhe der linke Flügel vom Rumpf trennte. Dabei wurde die Cockpithaube ebenfalls zerstört. Die flugunfähige Maschine fiel anschliessend nahezu senkrecht in einer Trudelbewegung zu Boden. Im Fall berührte das Flugzeug den Erdleiter der Hochspannungsleitung, welche direkt über den Absturzort führt. Diese Berührung löste um 18:36 Uhr bei den Engadiner Kraftwerken eine Abschaltung aus und verursachte am Erdleiter geringfügige Spuren.

Aufgrund der Trümmerspür kann angenommen werden, dass sich das Flugzeug beim Eintritt des Ereignisses in westlicher Richtung bewegte.

1.12.2 Unfallstelle

Unfallort	Schlucht des Spölbaches, unterhalb Ova Spin im Gebiet Falcun, Nationalpark
Schweizer Koordinaten	806 550 / 174 170
Geographische Breite	N 46° 41' 12"
Geographische Länge	E 010° 08' 21"
Höhe	1600 m/M 5250 ft AMSL
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1218, Blattname Zernez, Massstab 1:25 000

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die Leichen beider Insassen wurden einer Autopsie unterzogen. Es wurden keine Hinweise auf gesundheitliche Störungen festgestellt, welche das Unfallgeschehen hätten beeinflussen können. Die Insassen starben unmittelbar an den beim Unfall erlittenen schweren Verletzungen.

Körperfremde Substanzen (Medikamente, Drogen, Alkohol) konnten bei beiden Insassen nicht nachgewiesen werden.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Der Unfall war nicht überlebbar.

Das Flugzeug Eurostar EV-97, eingetragen als 9-249, war nicht mit einem ballistischen Rettungssystem (*ballistic rescue system* – BRS) ausgerüstet. Ein solches Rettungssystem ist als Wahlzubehör zum Flugzeug ab Werk erhältlich. Um die Ausrüstung der Ecolightflugzeuge mit ballistischen Rettungssystemen nicht wegen Gewichtsbeschränkungen zu behindern, wurde in der Schweiz und in anderen Ländern, nicht aber in Dänemark, für entsprechend ausgerüstete Maschinen die maximal zulässige Abflugmasse auf 472.5 kg erhöht.

Ballistische Rettungssysteme bieten, vor allem nach dem Auftreten von Struktur-schäden, die Möglichkeit, die Kabine samt den Insassen an einem Fallschirm zu Boden zu bringen. Im vorliegenden Fall hätte der Einsatz eines solchen Systems die Aussicht auf einen glimpflicheren Ausgang des Geschehens eröffnet.

1.15.2 Notsender

Das Flugzeug war nicht mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) ausgerüstet.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Berechnungen und Untersuchungen an der Flügelstruktur

1.16.1.1 Bauvorschriften

Das Unfallflugzeug Eurostar EV-97 model 2000 version R wurde nach dem *Type Certificate Data Sheet No ULL-03/98* gebaut. Die Zertifikationsbasis wird in diesem Dokument wie folgt angegeben:

„Airworthiness requirements of Sporting flying vehicles- Aerodynamically controlled ultralight aircraft UL2- part 1, issued by LAA² of Czech Republic on April 1, 1998 on the basis of authorization by Civil Aviation Authority, ref. No. 1539/P1-165/97“.

² LAA CR – Light Aircraft Association of the Czech Republic

Die Zulassungsstelle Ecolight-Flugzeuge (SMF-Zulassungsstelle) bestätigt in ihrem *letter of acceptance* vom 24.02.2006: „....dass das Muster Evekter Eurostar EV-97 model 2000 Version R wie im Kennblatt Nr. 61155.4 (Ausgabe Nr. 6/01.11.2005) des deutschen Luftsportgerätebüro beschrieben und mit in der Beilage dokumentierten Abweichungen, in der Schweiz als Ecolight-Flugzeug anerkannt wird. Die Zulassung erfolgte gemäss den deutschen Bauvorschriften LTF-UL³ durch die Erstzulassungsstelle (Luftsportgerätebüro/DAeC) und wurde aufgrund der Angaben des Herstellers nach den im Handbuch der SMF-Zulassungsstelle beschriebenen Verfahren validiert. Voraussetzung dieser Anerkennung ist ein von der Erstzulassungsstelle ausgestelltes gültiges Baumusterzeugnis.“

Die maximale Abflugmasse beträgt für die Flugzeuge der Kategorie Ecolight gemäss Kennblatt 450 kg beziehungsweise 472.5 kg mit installiertem Rettungssystem.

Die nachfolgenden Angaben und Betrachtungen beziehen sich auf die Flügelstruktur beziehungsweise auf den Untergurt und basieren auf der Annahme, dass bei einer Belastung unter einem Lastvielfachen von 4 g das verwendete Material in Bezug auf die Dehnfestigkeit einen Reservefaktor von mindestens 1.0 ergibt. Bei der anderthalbfachen Belastung sollte der Reservefaktor in Bezug auf die Bruchfestigkeit des Materials ebenfalls im Minimum 1.0 betragen.

Nachfolgend einige relevante Auszüge aus der LTF-UL:

Auszug aus LTF-UL 307 „Festigkeitseigenschaften der Werkstoffe und Rechenwerte“ (Seite 312):

„1. Die Festigkeitseigenschaften der verwendeten Werkstoffe müssen durch genügend Versuche belegt sein, um so Rechenwerte auf statistischer Grundlage festlegen zu können.“

2. Die Rechenwerte müssen so festgelegt werden, dass die Wahrscheinlichkeit unzureichender Festigkeit irgendeines tragenden Bauteils infolge materialbedingter Streuung äusserst gering ist....“

Auszug aus LTF-UL 307⁴ „Festigkeitsnachweis“ (Seite 313):

„....Ein theoretischer, rechnerischer Festigkeitsnachweis wird nur anerkannt, wenn für die gewählte Bauweise auf Grund von Erfahrungen erwiesen ist, dass die benutzte Berechnungsmethode zuverlässige Ergebnisse liefert. Andernfalls müssen zum Nachweis Belastungsversuche durchgeführt werden....“

Auszug aus LTF-UL 627 „Ermüdungsfestigkeit“:

„Der Festigkeitsverband muss – soweit durchführbar – so gestaltet sein, dass Stellen mit Spannungsanhäufungen und hohen Spannungen vermieden und die Auswirkung von Vibrationen berücksichtigt werden. Werkstoffe, die schlechte Eigenschaften bezüglich Rissfortpflanzung haben, sind zu vermeiden und Zusammenbauten, in der Primärstruktur, müssen ohne Schwierigkeit überprüfbar sein....“

Zudem weist der Artikel LTF-UL 303 auf die Notwendigkeit der Verwendung einer Sicherheitszahl von 1.5 und die Möglichkeit eines zusätzlichen Sicherheitsvielfachen hin.

³ LTF-UL – Bekanntmachung von Lufttüchtigkeitsanforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge des deutschen Luftfahrt-Bundesamtes vom 30. Januar 2003

⁴ Der Artikel LTF-UL 307 wird in der aktuellen Version doppelt verwendet.

1.16.1.2 Festigkeitsnachweis durch den Hersteller

Der Hersteller des Flugzeuges Eurostar EV-97 hat für die Zertifizierung mit einem Versuch den Flügel des Flugzeugs bis zum Bruch belastet.

Ein Zusatzbericht des Flugzeugherstellers basiert auf folgenden Flugzeugdaten:

Höchstzulässige Abflugmasse MTOM	=	480 kg
Geschwindigkeit v	=	170 km/h
Lastvielfaches n	=	+ 4 g

Aus diesen Daten hat der Flugzeughersteller folgende statischen Beanspruchungswerte, d.h. statischen Schnittgrößen, für den Flügeltest berechnet (bezogen auf die Längsachse des unteren Flügelmontagebolzens $x = 541$ mm; $x = 0$ mm, entspricht der Rumpflängsachse):

Vertikale Querkraft	Q =	7019 N
Biegemoment	M =	10344 Nm

Diese Werte basieren auf einer Modellrechnung nach der Weissinger-Methode.

Aus dem Biegemoment und dem vertikalen Abstand von 150 mm zwischen dem oberen und dem unteren Montagebolzen errechnet sich die Zugbeanspruchung des unteren Flügelbeschlages zu 68961 N.

Gemäss den Testunterlagen hat die Flügelstruktur bei einer Flügelbelastung von $M = 17454$ Nm versagt, was einer Zugbeanspruchung des unteren Flügelbeschlages von 116360 N entspricht. Gemäss Angaben des Flugzeugherstellers wurde beim Versuch Material mit einer Bruchfestigkeit $R_m = 515$ MPa verwendet. Die effektive Bruchfestigkeit des beim Versuch verwendeten Materials liegt nicht vor.

Bezogen auf die anderthalbfache Belastung aus der Modellrechnung ergibt sich bei ein Reservefaktor von 1,125.

1.16.1.3 Überprüfung der Flügelbeanspruchung

Im Rahmen der Untersuchung wurden die vom Hersteller für die Zertifizierung des Flugzeugs berechneten Belastungswerte (Schnittgrößen) des Flügels überprüft.

Die dabei benutzten Werte basieren auf folgenden Flugzeugdaten:

Höchstzulässige Abflugmasse MTOM	=	450 kg
Lastvielfaches n	=	+ 4 g

Aus diesen Daten wurden für den Flügel folgende Schnittgrößen berechnet (bezogen auf die Längsachse des unteren Flügelmontagebolzens $x = 541$ mm)

vertikale Querkraft	Q	=	7648 N
Biegemoment	M	=	11891.5 Nm

Diese Werte basieren auf einer Modellrechnung nach der Schrenk-Methode.

Aus dem Biegemoment und dem vertikalen Abstand von 150 mm zwischen dem oberen und dem unteren Montagebolzen errechnet sich die Zugkraft des unteren Flügelbeschlags zu 79277 N.

Diese Zugkraft ist um 15% höher als diejenige des Flugzeugherstellers; dabei ist noch nicht berücksichtigt, dass bei diesen Berechnungen von einer MTOM von 450 kg und nicht wie der Hersteller von einer MTOM von 480 kg ausgegangen wurde.

1.16.1.4 Untersuchungen an den Untergurten

1.16.1.4.1 Spezifikation des Materials

Der Flugzeughersteller hat für die beiden Flachprofile des Untergurtes Werkstoff mit der Bezeichnung PA 7 verwendet. Nach Angaben des Flugzeugherstellers wurden ihm vom Materialhersteller die folgenden Festigkeitswerte attestiert:

Bruchfestigkeit	Rm	=	515 MPa
Streckgrenze	Rp ₀₂	=	410 MPa

Über Bruchdehnung und Elastizitäts-Modul liegen keine Angaben vor.

Gemäss Aussage des Flugzeugherstellers wird eine minimale Bruchfestigkeit des Materials von Rm = 440 MPa verlangt.

1.16.1.4.2 Chemische Analyse des Materials

Element	Probe 1A (hinteres Profil)	Probe 1B (vorderes Profil)
Si	0.22	0.2
Fe	0.19	0.18
Cu	4	3.8
Mn	0.75	0.7
Mg	1.5	1.4
Zn	0.015	0.013
Cr	0.027	0.027
Pb	0.007	0.006
Al	Rest	Rest

Tabelle 1: Ergebnisse der chemischen Analysen (Angaben in Gewichtsprozent)

Zum Zeitpunkt der Untersuchung lagen die Soll-Werte für den Werkstoff PA 7 nicht vor. Aus den Messungen geht hervor, dass es sich bei dem Werkstoff der Flachprofile um eine Aluminium-Knetlegierung des Typs AlCu4Mg1 (2024) handeln dürfte.

1.16.1.4.3 Mechanische Festigkeitsuntersuchungen

An den beiden Aluminium-Flachprofilen A und B, welche in zusammengenieteter Form im rumpfnahen Bereich des abgerissenen Flügels den Untergurt bilden, wurden mehrere Härteproben (total 36 Messpunkte) und Zugproben (total 12 Proben) durchgeführt.

Die in den Zugproben gemessene und aus der Härteprüfung ermittelte Bruchfestigkeit des hinteren Profils A variiert von 437 bis 522 MPa, der Rp₀₂ Wert von 333 bis 402 MPa.

Derjenige Wert des vorderen Profils B variiert von 442 bis 461 MPa, der Rp₀₂ Wert von 338 bis 352 MPa.

Die ermittelten Rm-Werte sind bis zu 15 % tiefer und im Mittel um 10 % tiefer als der attestierte Wert des Profillieferanten.

Bei den R_{p02} -Werten lauten die Zahlen bis zu 19 % tiefer und im Mittel um 13 % tiefer als der attestierte Wert des Profillieferanten.

Es fällt auf, dass vor allem das Profil A sehr inhomogene Festigkeitswerte aufweist.

1.16.1.4.4 Vergleichende Materialuntersuchungen

Zufälligerweise verunglückte ein baugleiches Flugzeugmuster unter nicht vergleichbaren Umständen kurze Zeit nach dem vorliegenden Unfall.

Von diesem Flugzeug wurde Material des Untergurts aus dem nur leicht beschädigten rechten Flügel festigkeitsmässig zu Vergleichszwecken auf gleiche Weise untersucht. Dabei ergaben sich die folgenden Werte:

R_m	485 bis 495 MPa	für Profil A
	366 bis 385 MPa	für Profil B
R_{p02}	375 bis 380 MPa	für Profil A
	293 bis 301 MPa	für Profil B

Diese Werte liegen bis zu 29 % unter den vom Flugzeughersteller spezifizierten Materialwerten.

1.16.1.4.5 Metallographische Untersuchung

Von den beiden Aluminiumprofilen A und B wurden an vier Stellen die Querschnitte metallographisch untersucht. Die Querschnitte entsprechen dem Spannungsquerschnitt; das Profil A bezieht sich auf das hintere Flachprofil ohne Radius, das Profil B auf das vordere Flachprofil mit Radius.

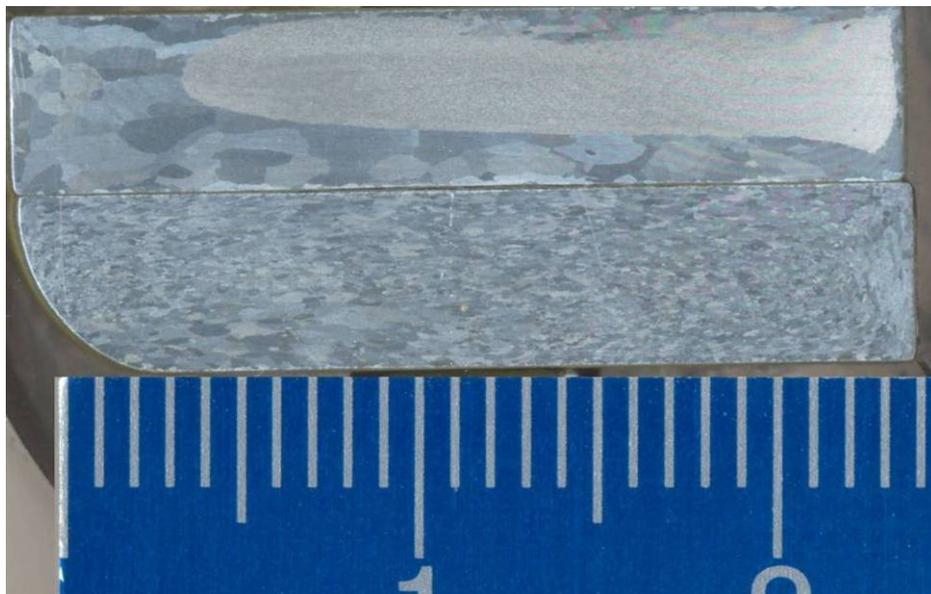


Abbildung 4 - Flügel links, Untergurt, Blickrichtung vom Rumpf nach aussen
Gesamtaufnahme des Gefüges der beiden Untergurte. 1A ohne Radius; 1B mit Radius

Das Profil B (mit Radius) weist bei allen untersuchten Schliffen ein homogenes – wenn auch etwas grobkörniges – Gefüge auf.

Beim Profil A (ohne Radius) weisen alle Schliffe das typische Bild einer Querpressnaht auf; die innere Partie des Querschnittes ist relativ feinkörnig und ist umgeben von äusserst grobkörnigem Material. Es handelt sich hier um eine grobe Inhomogenität im Profil. Dieser Fehler im Material ergibt sich bei der Fabrikation von Aluminium-Profilen beim Block auf Block Pressverfahren: Beim Anpres-

sen des nachfolgenden Pressblockes fließt das neue Material zungenförmig in den Werkstoffrest des vorangelaufenen Pressblocks. Bei diesem Verfahren – es wird mit Co-Extrudieren bezeichnet – entsteht im Übergang zwischen den einzelnen Blöcken diese Querpresse-naht. Der Profilbereich mit der Querpresse-naht muss – weil qualitativ minderwertig – aus dem Pressstrang herausgeschnitten und entsorgt werden.

Die Festigkeitseigenschaften von Profilen mit Querpresse-nähten wurden wissenschaftlich untersucht und publiziert⁵. Aus diesen Untersuchungen geht hervor, dass das Vorhandensein von solchen Querpresse-nähten die Festigkeitseigenschaften in erheblichem Mass mindert (*large effect on fatigue life*).

Grobkörniges Material weist im Vergleich zu einem feinkörnigen Material eine wesentlich geringere Kerbschlagzähigkeit auf. Ebenfalls geringer ist die Bruchdehnung. Materialien mit geringer Kerbschlagzähigkeit reagieren sehr empfindlich auf Schockbeanspruchungen.

1.16.1.5 Fraktographische Untersuchung

Die Bruchflächen der beiden Untergurtprofile wurden fraktographisch untersucht. Anhand der Bruchflächenstruktur (Waben) handelt es sich bei beiden Brüchen um duktile Gewaltbrüche.

Die plastische Deformation und die Einschnürung im Bereich des Bruches sind in geringem Ausmass vorhanden. Auf der Bruchfläche des Profils A (Profil mit der Querpresse-naht) sind zwei unterschiedliche Arten von duktilen Brüchen von Auge gut erkennbar. Die Flächenanteile der beiden Arten decken sich mit der metallographischen Untersuchung.

1.16.1.6 Berücksichtigung der Kerbwirkung einzelner Bauteile bei einem Festigkeitsnachweis

Gemäss den LTF-UL Bauvorschriften hat der Hersteller eine genügende Festigkeit der Struktur nachzuweisen.

Dies kann z.B. durch eine Berechnung erfolgen. Bei diesen Berechnungen sind allfällig vorhandene Kerbeinflüsse entsprechend zu berücksichtigen (z.B. durch Abminderung der Materialfestigkeitswerte). Ebenfalls sind bei mechanischen Verbindungen *fitting factors* zu berücksichtigen. Mit dieser Berechnungsart werden auch Ermüdung und Beanspruchungen durch Schock abgedeckt.

Die LTF-UL Bauvorschriften erlauben, anstelle des rechnerischen Nachweises einen statischen Bruchtest durchzuführen. Allerdings werden bei solchen Tests Schwachstellen des Bauelementes in Bezug auf schockartige Belastungen und Ermüdung weder erkannt noch berücksichtigt.

Beim Unfallflugzeug wurde der Nachweis einer ausreichenden Flügelfestigkeit nur durch einen statischen Test erbracht, dabei blieb die an der Verbindungsstelle zwischen Flügelbeschlag und Untergurt vorhandene Kerbwirkung der Konstruktion unberücksichtigt.

⁵ Quellenangaben:

IWK-Aachen	Merkmale von Aluminium Strangpressprofilen
Akeret R.	Extrusion Welds – Quality Aspects
Valberg H.	Extrusion welding in aluminium extrusion
Nanninga N.	Effet of orientation and extrusion welds on the fatigue life of an Aluminium alloy

1.16.1.7 Berechnung der Beanspruchung des Untergurtes im Bereich der Bruchstelle

Die nachfolgenden Berechnungen basieren auf den Werten der aerodynamischen Untersuchung; gültig für die 4g Belastung und einem MTOM von 450 kg.

Angewandt wurden zwei unterschiedliche Berechnungsmethoden; dabei wurden die Nominalspannung und die maximale Kerbspannung im Bereich der Bruchstelle des Untergurts berechnet.

Wird der Flügel als Biegebalken betrachtet, ergeben sich folgende Spannungswerte:

Nominalspannung	226 MPa
max. Kerbspannung	791 MPa

Bei der 2. Berechnungsmethode wird davon ausgegangen, dass die Zugkraft (von 79277 N) des unteren Flügelbeschlages zu 95% auf die beiden Flachprofile des Untergurts und das Stegblech übertragen wird. Die restlichen 5% werden auf die Flügelhaut übertragen. Die 2. Berechnungsmethode ist realistischer als die 1. Berechnungsmethode; sie wurde mit einem praktischen Versuch verifiziert.

Die Spannungswerte berechnet nach der 2. Berechnungsmethode mit dem Querschnitt 296,65 mm² sind:

Nominalspannung	254 MPa
max. Kerbspannung	889 MPa

Unter der Annahme, dass die Kerbspannung zum grössten Teil plastisch umgelagert wird, dass ein *fitting factor* von 1.15 anzuwenden und die Materialwerte der *stress concentration* wegen um 25% zu reduzieren sind, müsste das verwendete Untergurtmaterial eine Dehngrenze (R_{p02}) von mindestens 389 MPa und eine Bruchfestigkeit (R_m) von wenigstens 584 MPa aufweisen.

Die beim Untergurt des linken Flügels des Unfallflugzeuges gemessenen Materialwerte sind im Minimum

für R_{p02}	=	333 MPa
und für R_m	=	437 MPa

Die Reservefaktoren für die Festigkeit sind somit

bei <i>limit load</i>	0.856
bei <i>ultimate load</i>	0.748

Diese Werte liegen klar unter dem Minimum von 1.0.

1.16.1.8 Ergänzende Untersuchungen an einem baumustergleichen Flugzeug

Mit den zusätzlichen Untersuchungen des Untergurtmaterials eines baumustergleichen Flugzeugs wurden die Materialwerte bestimmt.

Sie sind im Minimum:

für R_{p02}	=	293 MPa
und für R_m	=	366 MPa

Die Reservefaktoren für die Festigkeit sind somit:

<i>limit load</i>	0.753
<i>ultimate load</i>	0.627

Bei obigen Angaben wurde ebenfalls ein *fitting factor* von 1.15 und aufgrund der *stress concentration* eine 25%ige Reduktion der Materialwerte berücksichtigt.

1.16.1.9 Beurteilung der Verbindung Flügelbeschlag zu Untergurt

Der Untergurt des Flügels – er besteht aus Aluminium – ist mit dem unteren Beschlag mit Passschrauben verbunden; der Beschlag und die Passschrauben bestehen aus Stahl. Die Verbindung weist eine hohe Kerbwirkung auf, d.h. sie ist sehr sensibel auf Schockbeanspruchungen und auf Ermüdung. Die Kerbformzahl beträgt 3.5, d.h. örtlich treten 3.5-fache Beanspruchungswerte des Untergurts auf. Die Schockempfindlichkeit hängt von der Kerbformzahl und in hohem Mass von der Schockempfindlichkeit des Materials ab, d.h. von der Korngrösse, Duktilität und der Kerbschlagzähigkeit. Diesen Umständen ist beim Festigkeitsnachweis Rechnung zu tragen.

Bei der fraktographischen Untersuchung wurde festgestellt, dass es sich beim Bruch des Untergurts um einen duktilen Gewaltbruch handelt und ein Ermüdungsbruch ausgeschlossen werden kann.

Bei fraktographischen Untersuchungen werden Brüche im *low-cycle* Bereich, resultierend aus einer geringen Anzahl Lastwechsel, ebenfalls als duktile Gewaltbrüche eingestuft, dies weil keine signifikante Risspropagation dem eigentlichen Bruch vorangeht. Es ist deshalb auch möglich, dass der Bruch des Untergurts aus der Folge einzelner hoher Flügelbeanspruchungen entstand.

Bei gekerbten Bauteilen führt jede Belastung zu „einem Verzehr“ am Bauteilleben. Dieser „Verzehr“ ist abhängig von der Kerbformzahl, der Kerbschlagzähigkeit sowie der Homogenität, der inneren Struktur und Korngrösse sowie der Anzahl, Art und Grösse der Belastungen. Das Leben des Bauteils endet mit dessen Versagen.

Bei einer schockempfindlichen Konstruktion kann eine plötzliche Belastung zu einem Bruch des Bauteils führen.

1.16.2 Verschluss der Cockpithaube

Mehrere Fragmente des Rahmens der Cockpithaube wurden aufgefunden. Es fiel auf, dass der Verschlussgriff in der geöffneten Stellung blockiert war. Eine spurenkundliche Untersuchung dieses Bauteils erlaubte den Schluss, dass der Verschlussgriff vor dem Aufprall in der Stellung „*CLOSED*“ war.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

Nicht betroffen.

1.18 Zusätzliche Angaben

In Prospekten und Internetauftritten des Herstellers oder von Verkäufern werden die Spezifikationen des Ultralight bzw. Ecolight Flugzeugs Eurostar EV-97 dargestellt. Unter anderem wird dabei das Lastvielfache erwähnt. Unter Begriffen wie: *load factors (design)* oder *facteur de charge* erscheint der Wert von +6g/-3g. Aus der Angabe ist nicht ersichtlich, dass es sich bei dieser Zahl um die Bruchlast und nicht um die sichere Last bzw. die zulässigen Betriebsgrenzen des Luftfahrzeuges handelt.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Diskussion der Versuchsergebnisse

Die Untersuchung des Rumpfanschlusses des Untergurts des linken Flügels der verunglückten Maschine Eurostar EV-97 zeigt auf, dass dieser unter Gewalteinwirkung gebrochen war. Materialermüdung im Bereich von höheren Lastwechselzahlen konnte ausgeschlossen werden.

Die Untersuchung der beiden Aluminiumprofile, aus welchen der Untergurt gefertigt war, ergab folgende Ergebnisse:

Eines der beiden Profile weist eine Querpressnaht auf; d.h. ein erheblicher Teil des Querschnittes weist eine sehr grobkörnige Struktur auf und das Material ist somit sehr inhomogen.

Das Vorhandensein einer Querpressnaht mindert die Festigkeitseigenschaften eines Profils in erheblichem Mass; das Gleiche gilt für die Grobkörnigkeit. Profile mit Querpressnähten oder mit einem substantiellen Anteil an Grobkorn dürfen für hochbeanspruchte Teile nicht verwendet werden.

Beide Profile weisen statische Festigkeitseigenschaften auf, die bis 19% tiefer sind als die vom Flugzeug-Hersteller angegebenen Werte. Im Mittel lag die Bruchfestigkeit 10% tiefer. Zudem zeigten ergänzende Untersuchungen an Probematerial eines mustergleichen Flugzeuges Werte, welche bis 29% tiefer als die Spezifikation lagen.

Die sehr hohen Anforderungen des Flugzeugherstellers an das Material mit einer Bruchfestigkeit von 515 MPa wurden nicht erfüllt.

Offensichtlich hat die Qualitätssicherung versagt.

Augenfällig ist die Diskrepanz der Auslegungsgrösse der Bruchfestigkeit $R_m = 515 \text{ MPa}$ zu der minimal vom Flugzeughersteller geforderten $R_m = 440 \text{ MPa}$. Gemäss LTF-UL 307 hätte die Auslegung der Flügelstruktur auf der Basis von $R_m = 440 \text{ MPa}$ erfolgen müssen.

Modellberechnungsmethoden liefern Resultate, welche von den effektiven Werten abweichen können. Diesem Umstand ist bei der Auslegung von sicherheitskritischen Bauteilen Rechnung zu tragen.

Für die Zertifizierung des Flugzeugs wurde der Flügel einem statischen Test unterworfen. Gemäss den Testunterlagen war die Grenztestlast 18.5% geringer als der im Rahmen der Untersuchung berechnete Wert.

Unter Berücksichtigung der im Mittel 10% tieferen Bruchfestigkeit des Materials und der im Rahmen der Untersuchung berechneten Grenztestlast reduziert sich der im Festigkeitsnachweis des Herstellers angegebene Reservefaktor auf 0.826.

Nachfolgend eine Zusammenfassung der Reservefaktoren in Bezug auf die Bruchgrenze des Materials:

	Lastannahme Evektor Ltd	Lastannahme Evektor Ltd	Lastannahme BFU	Lastannahme BFU
MTOM in kg	480 kg	480 kg	450 kg	480 kg
Bruchfestigkeit Rm des Materials in MPa	515 MPa	463.5 MPa	463.5 MPa	463.5 MPa
Bruchfestigkeit Rm des Materials in % von 515 MPa	100 %	90 %	90 %	90 %
Biegemoment in Bezug auf die Boh- rung des Flügelmon- tagebolzens des unteren Flügelbe- schlags bei + 4 g Lastvielfach	10344 Nm	10344 Nm	11892 Nm	12684 Nm
Biegemoment in Bezug auf die Boh- rung des Flügelmon- tagebolzens des unteren Flügelbe- schlags bei + 6 g Lastvielfach	15516 Nm	15516 Nm	17837 Nm	19026 Nm
Biegemoment ge- mäss statischem Bruchtest von Evek- tor	17454 Nm	-	-	-
um 10% reduziertes Bruchbiegemoment infolge der tieferen Materialfestigkeit	-	15709 Nm	15709 Nm	15709 Nm
Reservefaktor	1.1249	1.0124	0.8806	0.8256

Stellt man der Lastannahme des Flugzeugherstellers die von ihm minimal geforderte Bruchfestigkeit des Materials von $R_m = 440$ MPa gegenüber, resultiert dabei ein Reservefaktor von 0.96.

Der Untergurt des linken Flügels ist an einer Stelle mit hoher Spannungskonzentration und signifikanter Kerbwirkung gebrochen. Mit dem durchgeführten statischen Flügelbelastungstest des Herstellers wurde diese Schwachstelle in der Konstruktion weder erfasst noch erkannt. An Stellen mit Kerbwirkung und hoher Spannungskonzentration ist deshalb ein statischer Belastungstest zum Nachweis einer genügend grossen Strukturfestigkeit nicht ausreichend. Zudem wird damit der Ermüdung nicht Rechnung getragen.

Der Bruch des Obergurts und des Stegs wurde durch die Überbelastung nach dem Bruch des Untergurts verursacht.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Der Pilot flog während Jahren regelmässig und oft mit seinem Ultraleichtflugzeug Eurostar EV-97. Seine Flugerfahrung und sein Trainingsstand waren gut. Er übte seine Flugtätigkeit vornehmlich in Dänemark und in den angrenzenden Gebieten aus. Anlässlich seiner Teilnahme am Treffen der Microlight Flieger in Mollis war er zum ersten Mal mit den Eigenheiten des Fliegens im gebirgigen Gelände konfrontiert. Dass er vor dem geplanten Rundflug nach Livigno bei verschiedenen Piloten Erkundigungen einholte, zeigt, dass er sich mit dieser Herausforderung beschäftigt hat.

Das Gebiet, in welchem sich der Unfall ereignete, ist bei Segelfliegern für starke Turbulenz und kräftige Thermik bekannt. Die Analyse der Wetterverhältnisse am Unfalltag im Gebiet von Zernez ergab eine hohe Wahrscheinlichkeit für signifikante konvektive Luftströmungen.

Es ist denkbar, dass der Pilot von lokalen Turbulenzen überrascht wurde. Dabei muss die Struktur des Flugzeuges infolge Beanspruchung durch diese Turbulenzen oder allenfalls bei einem Abfangmanöver nach einem kurzzeitigen Kontrollverlust überlastet worden sein. Aufgrund von allenfalls vorbestandenden Schädigungen des Holmuntergurtes kann das Versagen bereits bei relativ geringer Belastung eingetreten sein.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Menschliche und betriebliche Aspekte

- Der Pilot besass einen Führerausweis für Ultralight Piloten.
- Der Pilot verfügte über eine Gesamtflugerfahrung von >992 h. Davon hatte er seit 2002 zirka 500 h auf dem Unfallmuster absolviert.
- Der Pilot hatte keine Erfahrung im Gebirgsflug.
- Der Himmel im Unfallgebiet war leicht bewölkt, die Sicht war gut.
- Mit grosser Wahrscheinlichkeit war die Atmosphäre konvektiv aktiv, verbunden mit starken Turbulenzen.

3.1.2 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr zugelassen.
- Die letzte periodische Zustandsprüfung wurde am 19.10.2005 bei 396 Betriebsstunden durch die *Dansk UL Flyer Union* durchgeführt.
- In der Eurostar EV-97, eingetragen als 9-249 DK, war kein Vollrettungssystem (*ballistic rescue system* – BRS) eingebaut.
- Die Masse des Flugzeugs zum Unfallzeitpunkt war höher als die in Dänemark zugelassenen 450 kg.
- Der Bruch des linken Untergurts war ein Gewaltbruch. Über die Höhe der Beanspruchung lässt sich keine exakte Aussage machen.
- Ein Teil des gebrochenen Untergurts wies eine Querschnittsnaht und einen hohen Anteil an Grobkorn auf. Daraus resultierte eine erhebliche Qualitätsminderung.
- Die Materialfestigkeit entsprach nicht dem Auslegungswert der Flügelkonstruktion.
- An der Stelle, wo der Untergurt des Flügels gebrochen ist, waren die Schockempfindlichkeit und die Kerbwirkung hoch. Die an der Verbindungsstelle zwischen Flügelbeschlag und Untergurt vorhandene Kerbwirkung der Konstruktion blieb unberücksichtigt.
- Beim Unfallmuster wurde der Nachweis einer ausreichenden Flügelfestigkeit nur durch einen statischen Bruchversuch erbracht. Die Festigkeitseigenschaften des beim Versuch verwendeten Materials sind nicht bekannt.
- Der Untergurt des Flügels wies an der äussersten Befestigungsstelle des Flügelbeschlags aufgrund ungenügender Qualität des Materials und einer zu tiefen Lastannahme eine ungenügende Festigkeit in Bezug auf ein Lastvielfaches von +4g auf.
- Die Konstruktion der Flügelaufhängung erfüllte die Festigkeitsanforderung der deutschen Vorschrift LTF-UL nicht.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass durch einen Gewaltbruch die linke Flügelstruktur im Flug versagte, worauf das Flugzeug abstürzte.

Zum Unfall beigetragen hat:

- Ungenügende Festigkeit des Untergurts des Flügels.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Anpassungen der Bauvorschriften für Ecolight Flugzeuge

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Seit dem 1. Juli 2005 können in der Schweiz Flugzeuge der neuen Kategorie „Ecolight“ zugelassen und betrieben werden. Die Validierung basiert auf den Vorgaben des BAZL und einer gültigen Zulassung nach den deutschen Zulassungsnormen LTF-UL.

Die nach den Bauvorschriften LTF-UL zulässigen statischen Belastungsversuche als Ergänzung oder an Stelle des rechnerischen Festigkeitsnachweises sind in Bezug auf die Beurteilung der Betriebsfestigkeit ungenügend. Dies, weil damit weder vorhandene Spannungsanhäufungen noch kerb- und ermüdungsempfindliche Stellen erkannt werden; ebenfalls unberücksichtigt bleiben dabei allfällige Streuungen der Materialqualität. Eine explizite Forderung eines Sicherheitsvielfachen für sicherheitskritische Strukturteile fehlt.

Die Anforderungen in Bezug auf die Qualitätssicherung bei der Herstellung (zum Beispiel Werkstoff-Eingangskontrollen) sind ungenügend.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 413

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte bei den zuständigen Stellen dringend sicherstellen, dass für sämtliche Flugzeuge des Musters Evektor Eurostar EV-97 geeignete Massnahmen zur Gewährleistung der Lufttüchtigkeit ergriffen werden.

4.1.1.3 Sicherheitsempfehlung Nr. 414

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte bei den zuständigen Stellen sicherstellen, dass die Erkenntnisse aus dieser Untersuchung, insbesondere bezüglich Auslegung von sicherheitskritischen Strukturteilen und der Qualitätssicherung, bei der Ausgestaltung von europäischen Vorschriften vergleichbarer Luftfahrzeugkategorien berücksichtigt werden.

4.1.1.4 Sicherheitsempfehlung Nr. 415

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte bei der zuständigen Stelle (Deutsches Luftfahrt-Bundesamt – LBA) beantragen, dass die Bauvorschriften LTF-UL und die Zulassungsprozesse überprüft und, wo notwendig, angepasst werden.

4.1.1.5 Sicherheitsempfehlung Nr. 416

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt sollte sicherstellen, dass die Bauvorschriften für Ecolight-Flugzeuge in Bezug auf die Qualitätssicherung entsprechend angepasst werden.

Payerne, 20. Oktober 2009

Büro für Flugunfalluntersuchungen

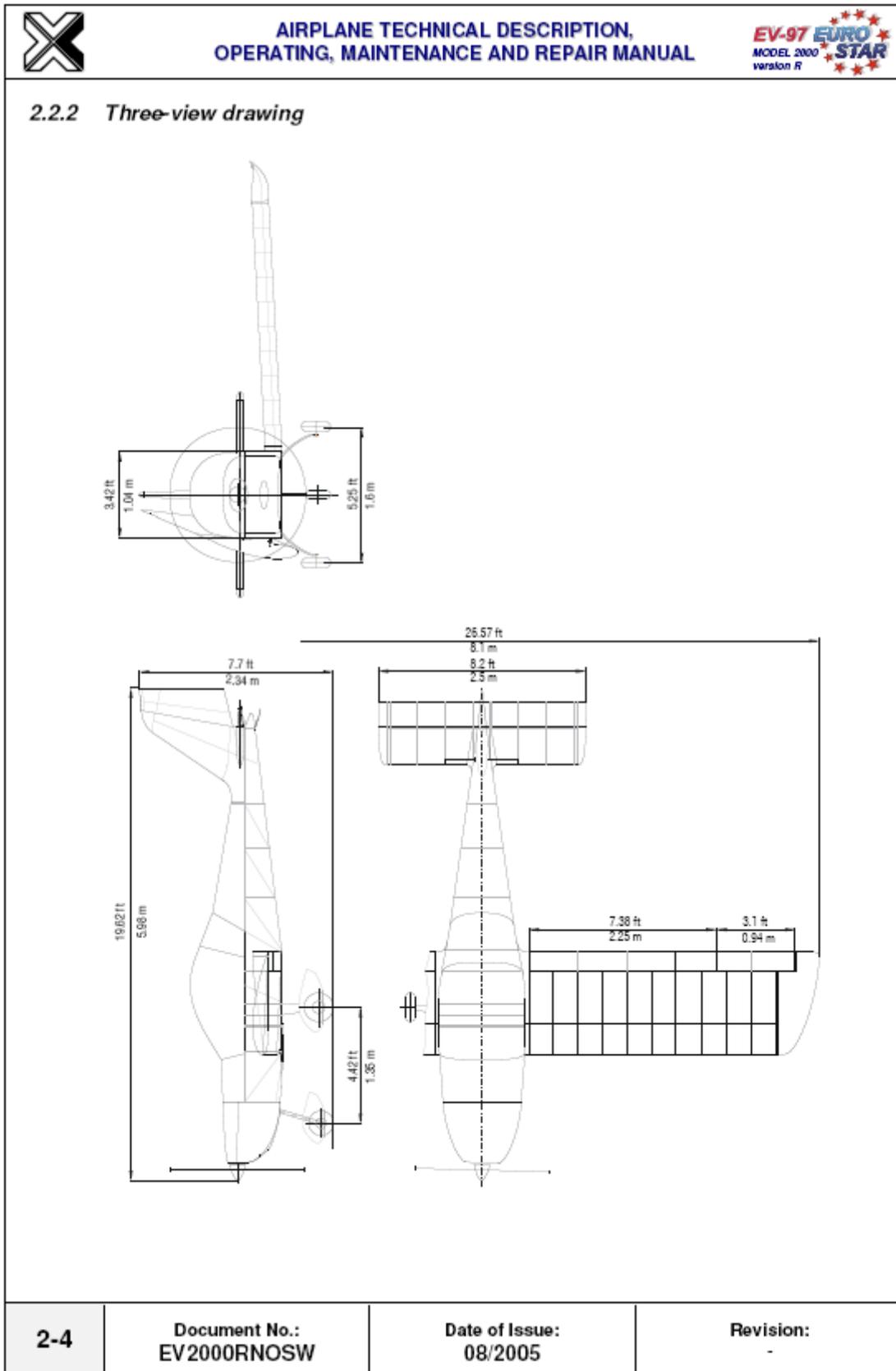
Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlagen

Anlage 1: Dreiseitenansicht EV-97 Eurostar



Anlage 2: Vergrößerter Ausschnitt aus der Landeskarte Masstab 1: 100 000

Gitterweite 5 km

