

# Abschlussbericht

Unfall mit dem Ultraleichtflugzeug der Type RAN S-12,  
am 06.05.2016, um ca. 16:25 Uhr UTC am Flugplatz Wr. Neustadt/Ost,  
Niederösterreich

GZ.: 85.238/0001-IV/SUB/ZLF/2019

# Inhalt

<b>Vorwort</b> .....	<b>5</b>
<b>Hinweis</b> .....	<b>6</b>
<b>Einleitung</b> .....	<b>7</b>
<b>1 Tatsachenermittlung</b> .....	<b>9</b>
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.1.1 Flugvorbereitung.....	11
1.2 Personenschäden.....	12
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	12
1.4 Andere Schäden.....	12
1.5 Besatzung.....	12
1.5.1 Pilot/in A.....	12
1.5.2 Pilot/in B.....	16
1.5.3 Unterschiedsschulung.....	19
1.6 Luftfahrzeug.....	19
1.6.1 Bord Dokumente.....	21
1.6.2 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.....	22
1.6.3 Umbau des UL.....	23
1.6.4 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges.....	29
1.6.5 Betriebsmittel.....	34
1.6.6 Flug- und Betriebsanweisungen.....	35
1.7 Flugwetter.....	41
1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	41
1.7.2 Natürliche Lichtverhältnisse.....	42
1.8 Navigationshilfen.....	42
1.8.1 Radaraufzeichnungen.....	42
1.9 Flugfernmeldedienste.....	42
1.9.1 Sprechfunkaufzeichnungen.....	42
1.10 Flugplatz.....	43

1.10.1	Allgemein.....	43
1.10.2	Einrichtungen.....	43
1.10.3	Sichtflugverfahren.....	43
1.11	Flugschreiber.....	44
1.12	Angaben über Wrack und Aufprall.....	45
1.12.1	Unfallort.....	45
1.12.2	Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	45
1.12.3	Cockpit und Instrumente.....	52
1.12.4	Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	54
1.13	Medizinische und pathologische Angaben.....	54
1.14	Brand.....	56
1.15	Überlebensaspekte.....	56
1.15.1	Rückhaltesysteme.....	56
1.15.2	Rettungssysteme.....	56
1.15.3	Verletzungsursachen.....	61
1.15.4	Verletzungsursachen.....	61
1.16	Weiterführende Untersuchungen.....	61
1.16.1	Technische Untersuchung.....	61
1.17	Organisation und deren Verfahren.....	65
1.18	Andere Angaben.....	65
1.18.1	Rechtliche Bestimmungen.....	65
1.18.2	Videoaufzeichnungen.....	67
1.19	Nützliche und effektive Untersuchungstechniken.....	72
<b>2</b>	<b>Auswertung.....</b>	<b>73</b>
2.1	Flugbetrieb.....	73
2.1.1	Flugverlauf.....	73
2.1.2	Besatzung.....	77
2.2	Luftfahrzeug.....	80
2.2.1	Beladung und Schwerpunkt.....	80

2.2.2 Luftfahrzeug Wartung.....	82
2.2.3 Technische Untersuchung.....	82
2.3 Flugwetter .....	85
2.4 Überlebensaspekte.....	85
<b>3 Schlussfolgerungen .....</b>	<b>87</b>
3.1 Befunde .....	87
3.2 Wahrscheinliche Ursachen.....	94
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren.....	94
<b>4 Sicherheitsempfehlungen .....</b>	<b>95</b>
<b>5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....</b>	<b>97</b>
<b>Tabellenverzeichnis.....</b>	<b>98</b>
<b>Abbildungsverzeichnis .....</b>	<b>99</b>
<b>Verzeichnis der Regelwerke .....</b>	<b>102</b>
<b>Abkürzungen .....</b>	<b>104</b>
<b>Impressum .....</b>	<b>106</b>

## **Vorwort**

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

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

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

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

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

## Hinweis

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU)Nr.996/2010 Art. 2

### Hinweis zu abgebildeten Personen:

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

# Einleitung

<b>Luftfahrzeughalter/in:</b>	Natürliche Person (Pilot/in A), Anschrift Österreich
<b>Betriebsart:</b>	Nicht-Gewerblicher Luftverkehr, im Fluge befindlich
<b>Flugzeughersteller/in:</b>	RANS Kansas, USA
<b>Musterbezeichnung:</b>	S-12
<b>Luftfahrzeugart:</b>	Ultraleichtflugzeug
<b>Staatszugehörigkeit:</b>	Bundesrepublik Deutschland (BRD), Zivilluftfahrzeug
<b>Unfallort:</b>	Flugplatz Wr. Neustadt/Ost, Österreich
<b>Koordinaten (WGS84):</b>	N 47°50,6' O 016°16,1' (Endlage)
<b>Ortshöhe über dem Meer:</b>	ca. 870 ft MSL (Endlage), am Boden
<b>Datum und Zeitpunkt:</b>	06.05.2016, 16:25 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 06.05.2016 um 16:38 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß § 9 Abs. 2 zweiter Satz iVm § 21 Abs. 2 UUG 2005 idgF wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß Art.9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

<b>Eintragungsstaat:</b>	BRD, akkreditierte/r Vertreter/in benannt
<b>Betreiberstaat:</b>	Österreich
<b>Entwurfs-, Herstellungsstaat:</b>	USA, akkreditierte Vertreter/in benannt
<b>Sonstige Staaten:</b>	Keine

Zusätzlich wurden die Kommission der Europäischen Union, die Europäische Agentur für Flugsicherheit „EASA“ (Berater/in benannt) und die österreichische Zivilluftfahrtbehörde Austro Control GmbH (kein/e Berater/in) über den Unfall unterrichtet.

## Zusammenfassung

Während eines Einweisungsfluges begann das mit 2 Piloten/innen besetzte aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeug im Anfangssteigflug über die linke Tragfläche zu trudeln und schlug nach mindestens 2 vollen Trudelumdrehungen ohne Auslösung der Rakete des Rettungssystems am Boden auf. Beide Piloten/innen erlitten tödliche Verletzungen. Das Luftfahrzeug wurde zerstört.

Die wahrscheinliche Ursache des Unfalls war ein überzogener Flugzustand. Zum Unfall haben wahrscheinlich beigetragen die geringe Flug- oder Typenerfahrung der Piloten, die Überladung des ULs, die geringe Flughöhe über Grund und eine nicht quantifizierbare Verringerung des Propellerschubs im Steigflug.

Die von der SUB herausgegebenen Sicherheitsempfehlungen betreffen die Überprüfung der maximalen Zuladung von Ultraleichtflugzeugen, die Erfassung aller letztgültigen Angaben für die Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts in den Flug- und Betriebsanweisungen von aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen, die Sicherung des Auslösemechanismus von Rettungssystemen für Ultraleichtflugzeuge gegen unbeabsichtigtes Auslösen des Systems und die Unterschiedsschulung von Inhaber/innen eines Zivilluftfahrerscheines, die berechtigt sind, ein aerodynamisch gesteuertes Ultraleichtflugzeug (UL/A) zu steuern.

# 1 Tatsachenermittlung

## 1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen von Zeugen/innen, der Radaraufzeichnungen der Flugverkehrsdienststellen der Austro Control GmbH (ACG) in Verbindung mit den Erhebungen der Organe des öffentlichen Sicherheitsdienstes und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Am 06.05.2016 führte Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ alleine an Bord seines/ihres zweisitzigen Ultraleichtflugzeugs (kurz: UL) im Zeitraum 12:41 bis 12:45 Uhr einen Rundflug nach Sichtflugregeln in der Platzrunde des Flugplatzes Wr. Neustadt/Ost (LOAN), ELEV 896 FT MSL, durch (verlautbarte Höhe der Platzrunde A 2000 FT MSL und Platzrunde B 1500 FT MSL). Vor dem Abflug am Flugplatz LOAN betankte er/sie das UL um 12:30 Uhr. Die abgegebene Kraftstoffmenge betrug 26 L SUPER BLEIFREI 95 Oktan. Die Aufteilung des zugetankten Kraftstoffs auf die beiden Flügeltanks des UL ist nicht bekannt. Ob und in welchem Umfang Pilot/in A am Unfalltag eine Vorflugkontrolle am UL durchgeführt hatte, ist nicht bekannt.

Nach dem Abflug teilte der/die an der Bodenfunktelle des Flugplatzes LOAN Dienst habende Flugplatzbetriebsleiter/in über Sprechfunk mit, dass vom ATC-Transponder des UL kein Antwortsignal empfangen wurde. Ansonsten verlief der Flug ohne Besonderheiten.

Die Platzrunden A und B des Flugplatzes LOAN lagen in der Zone mit Transponderpflicht TMZ LOWW (Boden bis 4500 FT MSL) und in der Zone mit Funkkommunikationspflicht RMZ Wiener Neustadt (Boden bis 3000 FT MSL), welche mit Anhang A Luftverkehrsregeln 2014 – LVR 2014, BGBl. II Nr. 297/2014, verlautbart waren.

Am Unfalltag waren Flüge nach Sichtflugregeln mit kraftangetriebenen Zivilluftfahrzeugen schwerer als Luft mit starren Tragflächen im Luftraum TMZ LOWW gemäß Anhang A LVR 2014 nur mit einem betriebsbereiten Transponder Mode C oder Modes S gemäß § 30 LVR 2014 zulässig, der den Code 7000 inklusive automatischer Druckhöhenübermittlung unaufgefordert abstrahlen musste.

Von den SSR-Anlagen der ACG wurden zwischen 12:39 Uhr und 12:47 Uhr lediglich Aussendungen von Transpondern aufgezeichnet, welche unmittelbar vor und nach dem UL

am Flugplatz LOAN an- und abfliegenden Verkehr entsprachen. Von 12:41 bis 12:45 Uhr wurde keine dem UL zuordenbare Transponderaussendungen aufgezeichnet.

Nach der Landung am Flugplatz LOAN hielt sich Pilot/in A in Begleitung von Pilot/in B bei seinem/ihrem am Vorfeld abgestellten UL auf. Beim UL war eine externe Batterie am Vorfeld abgestellt und waren Kabel von dieser zum UL bzw. in das Innere des UL geführt. Anschließend wurde das Triebwerk augenscheinlich aufgrund einer entladenen Bordbatterie nach mehreren Anlassversuchen mit Starthilfe angelassen und nach einem Standlauf wieder abgestellt. Wer von den beiden Piloten/innen die Kabel gehalten und wer das Triebwerk des UL gestartet hatte, ist unbekannt. Hinweise auf andere technische Probleme am UL vor dem Unfallflug sind nicht bekannt.

Um 16:25 Uhr startete Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ am linken Sitz und Pilot/in B am rechten Sitz des mit einem Doppelsteuer und zwei Gashebeln ausgerüsteten UL auf der Asphaltpiste 09 des Flugplatzes LOAN. Beide Besatzungsmitglieder waren im Besitz gültiger Zivilluftfahrerscheine. Pilot/in B hatte die letzte Befähigungsüberprüfung von Pilot/in A abgenommen. Der Flug war weder als Überprüfungs- noch als Ausbildungsflug angemeldet. Das angemeldete Flugvorhaben laut Funkspruch von Pilot/in B war, mit Pilot/in A die Meldepunkte gemäß den verlautbarten Sichtflugverfahren für den Flugplatz Wr. Neustadt/Ost (LOAN) abzufliegen.

Zum Zeitpunkt des Abflugs kam der Wind aus östlicher Richtung mit ca. 7-10 KT ohne Böen (METAR LOAN 16:00 & 17:00 Uhr: 10010KT). Die Bodensicht betrug ca. 35 KM (35KM). Die Höhe der Wolkenuntergrenze betrug ca. 5000 FT AGL (FEW050SC). Die Gesamtbewölkung betrug 3 bis 4 Achtel (RMK SCT).

Das vom Flugplatz LOAN angegebene QNH 1017 HPA des Flughafens Wien-Schwechat (LOWW) war mit dem vom militärischen Flugplatz Wr. Neustadt/West verlautbarten QNH ident (METAR LOXN 15:50 & 16:50 Uhr: Q1017).

Vor dem Start holte Pilot/in B über Sprechfunk bei dem/der an der Bodenfunktelle des Flugplatzes LOAN Dienst habenden Flugplatzbetriebsleiter/in Abfluginformationen ein und bat zu prüfen, ob der ATC-Transponder des UL ein Antwortsignal aussendet. Zu diesem Zweck betätigte er/sie vom rechten Sitz aus die lediglich am linken Steuerknüppel vorhandene Sprechfunktaste.

Vor dem Abflug des UL wurden vom/von der Flugplatzbetriebsleiter/in über Sprechfunk Informationen über den aktuellen Wind und die Betriebspiste übermittelt. In Startrichtung befanden sich weder Hindernisse noch ansteigendes Gelände.

Unmittelbar vor dem Abflug des UL waren am Flugplatz LOAN Flugbewegungen von DA20/DV20 um 16:13 Uhr (Landung), 16:19 Uhr (Landung) und 16:21 Uhr (Start) erfasst.

Das Einrollen in die Piste 09 und der Startlauf bis zum Abheben um 16:25 Uhr verliefen normal. In einer Höhe von ca. 2-3 m über der Piste sackte das UL kurz durch, wobei vom Boden aus nicht erkennbar war, ob das Durchsacken auf zu geringer Fluggeschwindigkeit des UL oder Nachdrücken des Piloten zwecks Beschleunigung des UL beruhte. Danach stieg das UL normal weiter.

Als das UL im Anfangssteigflug über der Piste 09 den Rollweg E („Echo“) passierte, erschien am SSR-Radarbild das Transponder-Antwortsignal im Modus C (mit Druckhöhenübermittlung). Im Zeitraum 16:24:53 bis 16:25:08 UTC wurden von den SSR-Anlagen der ACG eine dem UL zuordenbare Transponderausendung zwischen FL080 und FL090 aufgezeichnet (letzte Erfassung FL080). Die aufgezeichnete Geschwindigkeit über Grund betrug zwischen 51 und 63 KT (letzte Erfassung 53 KT).

Der/Die Flugplatzbetriebsleiter/in meldete über Sprechfunk: *„Transpondersignal vorhanden, sogar mit Höhenaussendung. Angezeigte Höhe am Radarbild 1000 Fuß“*. Er/Sie empfing jedoch keine Antwort der Besatzung des UL.

Unmittelbar danach begann das UL in einer Höhe von ca. 40-50 M AGL über die linke Tragfläche zu trudeln.

Zu diesem Zeitpunkt befanden sich keine anderen Luftfahrzeuge im Anflug auf oder im Abflug von Piste 09/27 (letzter Start bzw. letzte Landung um 16:21 Uhr).

Nach mindestens 2 vollen Trudelumdrehungen schlug das UL ohne Auslösung der Rakete des Rettungssystems auf nahezu senkrechter Flugbahn in östlicher Richtung mit dem Bug voran links neben der Piste 09 in der Wiese östlich des Rollwegs E ca. 60 M östlich der versetzten Pistenschwelle 27 auf.

Der/Die Dienst habende Einsatzleiter/in des Flugplatzes LOAN setzte unverzüglich die Rettungskette in Gang. Der/Die Notärztin konnte nur noch den Tod der Besatzung des UL feststellen. Das UL wurde beim Aufschlag zerstört.

### **1.1.1 Flugvorbereitung**

Über die gemäß SERA.2010 (Standardised European Rules of the Air), Anhang der Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012 idgF, erforderliche Flugvorbereitung liegen

keine Angaben vor. Die letzte Betankung des UL erfolgte am Unfalltag. Die Abgabe eines Flugplanes gemäß SERA.4001 war nicht erforderlich.

## 1.2 Personenschäden

Tabelle 1: Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere/innen	Andere
Tödliche	2		
Schwere			
Keine			

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Ultraleichtflugzeug wurde zerstört.

## 1.4 Andere Schäden

An der Aufschlagstelle des Ultraleichtflugzeugs war das Erdreich durch ausgetretenen Kraftstoff kontaminiert.

## 1.5 Besatzung

### 1.5.1 Pilot/in A

<b>Alter:</b>	51 Jahre
<b>Art des Zivilluftfahrerscheines:</b>	„Privatpilotenlizenz für Flugzeuge PPL(A)“
<b>Berechtigungen:</b>	einmotorige Landflugzeuge mit Kolbentriebwerk SEP (land)
<b>Instrumentenflugberechtigung:</b>	keine
<b>Lehrberechtigung:</b>	keine
<b>Sonstige Berechtigungen:</b>	keine

**Gültigkeit:** am Unfalltag gültig

Der Zivilluftfahrerschein war von Austro Control GmbH (ACG) nach den Richtlinien der ICAO ausgestellt.

Zum Führen eines in der BRD eingetragenen UL ist Voraussetzung, dass die BRD die österreichische Lizenz anerkennt. Die nach den Richtlinien der ICAO ausgestellte österreichische Privatpilotenlizenz für Flugzeuge PPL(A) gilt als von der BRD anerkannt.

Grundsätzlich durften in Österreich aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge UL/A mit einem österreichischen PPL (A) geführt werden. In der BRD eingetragene UL, die mit einer österreichischen Lizenz geführt werden, mussten eine Anerkennung gemäß § 18 Luftfahrtgesetz (LFG), BGBl. Nr. 253/1957 idgF, der von der BRD ausgestellten Bestätigungen der zulässigen Verwendung des UL im Fluge besitzen. Für in der BRD eingetragene UL galten die Voraussetzungen gemäß § 18 LFG idgF durch Erlass des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie betreffend die Voraussetzungen für die Verwendung bundesdeutscher UL in Österreich GZ. 58.537/9-II/L1/04 vom 17.06.2004, der in Verbindung mit Erlass des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie GZ. BMVIT-58.537/0002-II/L1/2007 vom 12.09.2007 bis auf Widerruf galt, als erfüllt (siehe *1.18. Andere Angaben*).

Pilot/in A war in Besitz eines „Eingeschränkten Funktelephonisten-Zeugnis für den Flugfunkdienst“ und verfügte über keine eingetragene Sprechfunkberechtigung zur Durchführung des Sprechfunkverkehrs an Bord eines Luftfahrzeugs. Bei nationalen Lizenzen muss die Sprechfunkberechtigung nicht eingetragen werden.

### **Überprüfungen (Checks)**

Die letzte Befähigungsüberprüfung von Pilot/in A, welche von Pilot/in B („*Examiner*“) am 30.05.2015 abgenommen wurde, schloss überzogene Flugzustände und deren Beendigung, simulierte Triebwerkausfälle nach dem Start mit dem einmotorigen Landflugzeug Type HOAC DV20 sowie die Einhaltung der Flugverkehrsverfahren/Sprechfunkverfahren ein.

### **Flugmedizinische Tauglichkeitsuntersuchung (Medical check)**

Für Pilot/in A war ein am Unfalltag gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis der Klasse 2 (PPL) und LAPL (Pilotenlizenz für Leichtflugzeuge) ausgestellt gemäß den Bestimmungen der Verordnung (EU) Nr. 1178/2011, Teil-MED (Part-MED), ohne Auflagen.

Im medizinischen Untersuchungsbericht vom 07.05.2015 war als Körpergewicht 70,0 KG angegeben.

### **Flugerfahrung (inkl. Unfallflug)**

**Gesamt:** 490:56 Stunden  
**davon als verantwortliche/r Pilot/in:** 401:30 Stunden  
**davon in den letzten 90 Tagen:** 0:04 Stunden  
**davon in den letzten 24 Stunden:** 0:04 Stunden

Von Pilot/in A lagen Flugbücher mit Eintragungen im Zeitraum 17.01.1989 bis 19.08.2007 und 2 Flügen am 27.09.2012 mit dem einmotorigen Landflugzeug Type Cessna 150 sowie das Bordbuch Nr. 1 des UL Type RANS S-12 mit Eintragungen von Pilot/in A im Zeitraum 07.06.2015 bis 04.10.2015 vor. Hinzu kommt 1 Alleinflug von Pilot/in A am Unfalltag von 12:41 bis 12:45 Uhr.

In den Flugbüchern von Pilot/in A waren keine Flüge mit UL Type RANS S-12 erfasst. Im Zeitraum 15.07.1995 bis 19.08.2007 waren jedoch Flüge mit dem UL Type TL ULTRALIGHT TL-32 erfasst. Das doppelsitzige, aerodynamisch gesteuerte UL in Schulterdeckerbauweise verfügt oberhalb der Tragflächen über einen 2-Zylinder-Zweitaktmotor mit linksdrehendem Zugpropeller (Abb. 1).

Im Bordbuch Nr. 1 des UL waren 33 Flüge von Pilot/in A erfasst, welche überwiegend mit Abflug und Landung auf der Graspiste des Flugplatzes Pinkafeld (LOGP), ELEV 1338 FT MSL, eingetragen waren. Am 04.10.2015 war 1 Rundflug mit einem/einer Passagier/in vom Flugplatz Pinkafeld eingetragen. Die vorangegangenen 32 Flüge waren als Alleinflüge eingetragen. Hinzu kommt 1 Alleinflug von Pilot/in A am Unfalltag. Die Überstellung des UL von LOGP nach LOAN war in den verfügbaren Aufzeichnungen nicht erfasst. Das doppelsitzige, aerodynamisch gesteuerte UL in Schulterdeckerbauweise verfügt oberhalb der Tragflächen über einen 2-Zylinder-Zweitaktmotor mit rechtsdrehendem Druckpropeller (Pusher-Konfiguration; Abb.2).

Abbildung 1: Von Pilot/in A geflogene UL-Typen – TL ULTRALIGHT TL 32 (Symbolfoto)



Quelle: <https://de.wikipedia.org>

Abbildung 2: Von Pilot/in A geflogene UL-Typen – beim Unfallflug verwendetes UL von Pilot/in A, Type RANS S-12



Quelle: Pilot/in A

### **Flugerfahrung auf UL (inkl. Unfallflug)**

**Gesamt auf UL Type TL-32: 329:19 Stunden**

**davon als verantwortliche/r Pilot/in: 401:30 Stunden**

**Gesamt auf UL Type RANS S-12:** 9:35 Stunden  
**davon als verantwortliche/r Pilot/in:**9:35 Stunden  
**davon in den letzten 90 Tagen:** 0:04 Stunden  
**davon in den letzten 24 Stunden:** 0:04 Stunden

### 1.5.2 Pilot/in B

**Alter:** 57 Jahre  
**Art des Zivilluftfahrerscheines:** „Luftfahrerschein für Luftsportgeräteführer“  
**Berechtigungen:** aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge (UL), Passagierflugber. für aerodynamisch gesteuerte UL, Segelflugzeug- und Bannerschlepp mit aerodynamisch gesteuerten UL  
**Instrumentenflugberechtigung:** keine  
**Lehrberechtigung:** Ausbildung von Luftsportgeräteführern/innen auf aerodynamisch gesteuerten UL  
**Sonstige Berechtigungen:** Sprechfunkberechtigung BZF I (Beschränkt gültiges Sprechfunkzeugnis für den Flugfunkdienst)  
**Gültigkeit:** am Unfalltag gültig

Der Zivilluftfahrerschein war vom Deutschen Aero Club e.V. (DAeC), Braunschweig/BRD, gemäß den Bestimmungen der Verordnung über Luftfahrtpersonal (LuftPersV) der BRD ausgestellt.

Pilot/in B war gemäß § 1 Abs. 3 Erste Verordnung zum Sprengstoffgesetz (1. SprengV) der BRD im Umgang mit pyrotechnischen Gegenständen der Unterklasse T2, die beim Luftsport zur Rettung von Menschen bestimmt sind, unterwiesen.

### Überprüfungen (Checks)

Innerhalb der letzten 24 Monate vor dem Unfall war eine Befähigungsüberprüfung mit einem/einer dazu anerkannten Prüfer/in auf einem einmotorigen Landflugzeug mit Kolben-triebwerk (SEP (land)) dokumentiert.

### Flugmedizinische Tauglichkeitsuntersuchung (Medical check)

Für Pilot/in B war ein am Unfalltag gültiges flugmedizinisches Tauglichkeitszeugnis der Klasse 2 (PPL) und LAPL, ausgestellt gemäß den Bestimmungen der Verordnung (EU) Nr. 1178/2011, Teil-MED (Part-MED), ohne Auflagen.

Das bei der flugmedizinischen Tauglichkeitsuntersuchung vom 14.09.2015 erhobene Körpergewicht betrug 77 KG.

### **Flugerfahrung (inkl. Unfallflug)**

**Gesamt:** 4994:04 Stunden (SEP, TMG, UL)  
**davon als verantwortliche/r Pilot/in:** 2680:50 Stunden (SEP, TMG, UL)  
**davon in den letzten 90 Tagen:** 18:21 Stunden (SEP, TMG, UL)  
**davon in den letzten 24 Stunden:** unbekannt

**Als Fluglehrer (Stand 18.08.2015):** ca. 1554 Stunden (Privatpilotenausbildung)

Von Pilot/in B lagen ein Flugbuch mit Eintragungen im Zeitraum 24.04.2014 bis 04.04.2016 sowie die im „Antrag auf Prüferernennung für Flächenflugzeuge“ vom 18.08.2015 erfassten Flugzeiten als Fluglehrer/in vor.

Im Flugbuch von Pilot/in B waren im Zeitraum 24.04.2014 bis 04.04.2016 Flüge mit den aerodynamisch gesteuerten UL Type REMOS G-3 Mirage (Abb. 3) und Type EVEKTOR EV97 Eurostar (Abb. 4) mit 4-Zylinder-Viertaktmotor ROTAX 912 (80 PS) oder ROTAX 912S (100 PS) und rechtsdrehendem Zugpropeller in konventioneller Anordnung im Bug mit tiefliegendem Schubstrahl erfasst. Flüge mit dem UL Type RANS S-12 oder anderen UL mit hochliegendem Schubstrahl waren nicht erfasst.

Abbildung 3: Von Pilot/in B geflogene UL-Typen – REMOS G-3 Mirage (Symbolfoto)



Quelle: <https://de.wikipedia.org>

Abbildung 4: Von Pilot/in B geflogene UL-Typen – EVEKTOR EV97 Eurostar (Symbolfoto)



Quelle: <https://de.wikipedia.org>

### **Sonstige Zivilluftfahrerscheine**

Pilot/in B besaß eine gültige von ACG gemäß den Bestimmungen der Verordnung (EU) Nr. 1178/2011, Teil-FCL (Part-FCL), ausgestellte Privatpilotenlizenz für Flugzeuge PPL(A), welche die Klassenberechtigung für einmotorige Landflugzeuge mit Kolbentriebwerk SEP (land) und die Lehrberechtigung für Flugzeuge FI(A) einschloss. Die Pilotenlizenz berechtigte zur Bedienung von Sprechfunkausrüstung an Bord von Luftfahrzeugen in deutscher und englischer Sprache.

Die letzte Befähigungsüberprüfung für die Verlängerung der Gültigkeit der SEP Klassenberechtigung im August 2014 und der Lehrberechtigung FI(A) im Juli 2015 wurde auf einmotorigen Flugzeugen Type ROBIN DR 400 und Type ROBIN R3000 absolviert.

Zusätzlich besaß Pilot/in B eine gültige von ACG ausgestellte Teil-FCL Prüfer/innen-Ernennung für Flächenflugzeuge FE(A) („*Examiner*“).

Pilot/in B besaß einen gültigen vom Österreichischen Aero-Club (ÖAeC) gemäß Zivilluftfahrt-Personalverordnung 2006 – ZLPV 2006, BGBl. II Nr. 205/2006 idgF, ausgestellten Ultraleichtschein, welcher die Klassenberechtigung für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge UL/A und die Lehrberechtigung für UL/A (FI/A) einschloss.

Zusätzlich besaß Pilot/in B eine gültige vom ÖAeC ausgestellte Ultraleicht-Prüfberechtigung („*Ultralight Examiner Certificate*“) für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge UL/A (FE).

### 1.5.3 Unterschiedsschulung

Gemäß § 118b ZLPV 2006 idgF haben Inhaber/innen eines Zivilluftfahrerscheins im Rahmen ihrer Berechtigung, ein Luftfahrzeug eines Modells oder einer Baureihe zu steuern, mit welchem diese bisher noch keine Flüge als steuernde/r Pilot/in durchgeführt haben, zuvor eine unter Bedachtnahme auf die Erfordernisse der Sicherheit der Luftfahrt ausgestaltete Unterschiedsschulung im Hinblick auf das betreffende Luftfahrzeugmodell oder die betreffende Baureihe zu absolvieren. Eine Unterschiedsschulung ist von einem/einer Fluglehrer/in oder einer Person, die durch entsprechende Erfahrung auf dem betreffenden Modell oder Baureihe qualifiziert ist, durchzuführen und im Flugbuch des/der Piloten/in zu dokumentieren. Die zuständige Behörde kann unter Berücksichtigung der Erfordernisse der Sicherheit der Luftfahrt bestimmte Fälle festlegen, in denen die Unterschiedsschulung durch eine Vertrautmachung ersetzt werden kann. Eine Vertrautmachung beinhaltet dabei den selbständigen Erwerb der erforderlichen zusätzlichen Kenntnisse. Eine derartige Festlegung ist in luftfahrtüblicher Weise kundzumachen.

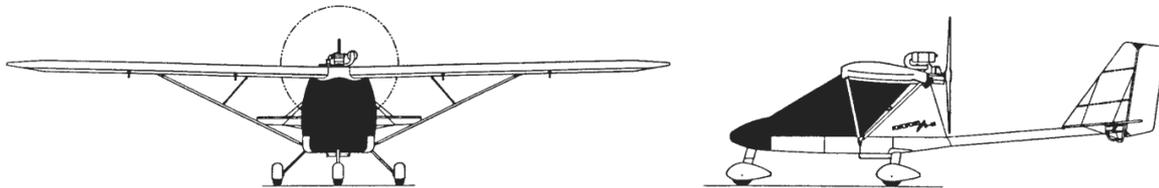
Die vom ÖAeC gemäß § 118b ZLPV 2006 idF BGBl. II Nr. 260/2012 kundgemachte Zivilluftfahrtpersonal-Anweisung „*ZPA\_OeAeC\_002*“ vom 06.12.2012 sieht eine Vertrautmachung als ausreichend für Inhaber/innen eines Zivilluftfahrerscheines vor, die berechtigt sind, ein UL/A zu steuern, wenn dieses nicht unter Luftfahrzeuge mit Einziehfahrwerk, verstellbarer Luftschaube oder Spornrad fällt (Complex Aircraft), für die eine Unterschiedsschulung erforderlich ist. Der/Die Pilot/in hat sämtliche Unterlagen, die das Luftfahrzeug betreffen, wie „*Pilots Manual*“ (PM) zu studieren und das Luftfahrzeug gemäß diesem Manual zu betreiben. Insbesondere ist darauf zu achten, dass Vertrautmachungsverfahren, wenn sie in dem Manual beschrieben sind, eingehalten werden. Die Vertrautmachung schließt die ausführliche Befassung mit dem Luftfahrzeug hinsichtlich Funktionsweise und Auswirkungen ein.

## 1.6 Luftfahrzeug

<b>Luftfahrzeugart:</b>	Aerodynamisch gesteuertes Ultraleichtflugzeug (UL/A)
<b>Baumerkmale (Abb. 5):</b>	Stahl-Alu-Gemischtbauweise, abgestrebter Hochdecker, Kreuzleitwerk, Bugrad, Triebwerksanordnung

Druck oberhalb der Tragflächen, zwei Sitzplätze nebeneinander

Abbildung 5: Ultraleichtflugzeug RANS S-12 – Auf- und Seitenriss



Quelle: RANS

<b>Hersteller/in (Bausatz):</b>	RANS Kansas, USA
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	S-12
<b>Werknummer:</b>	Laut Prüfbericht vom 04.02.2016
<b>Baujahr:</b>	1993
<b>Musterzulassung:</b>	DAeC-Kennblatt Nr. 61107.11, Ausgabe 1 vom 09.07.2009 (Zulassung als Einzelstück mit Änderung „Rettungsgerät CHARLY PHANTOM 450 SOFTPACK“ des zugelassenen Musters Kennblatt Nr. 61107)
<b>Luftfahrzeughalter/in (Betreiber/in):</b>	Natürliche Person (Pilot/in A), Anschrift Österreich
<b>Gesamtbetriebsstunden:</b>	388:16 (Stand 04.10.2015)
<b>Landungen:</b>	501 (Stand 04.10.2015)

Für das UL Type RANS S-12 lag das Bordbuch Nr. 1 vor mit Eintragungen vom 29.08.1993 bis 04.10.2015. Vom 11.02.2012 bis 07.06.2015 waren keine Flüge erfasst (Stand 11.02.2012: 378:45 Gesamtbetriebsstunden, 468 Landungen). Vom 07.06.2015 bis 04.10.2015 waren 33 Flüge und eine Flugzeit von 9:31 Stunden erfasst.

Pilot/in A war seit 27.02.2015 Eigentümer/in des UL. Im Kaufvertrag vom 27.02.2015 war die Laufzeit des UL mit ca. 390 Stunden angegeben.

#### Triebwerk

<b>Bauart:</b>	2-Zylinder, 2-Takt, Reihe, 2 Vergaser, Flüssigkeitskühlung, wartungsfreie Doppelzündanlage ohne Fremdversorgung
<b>Hersteller/in:</b>	BOMBARDIER-ROTAX, Österreich

**Herstellerbezeichnung:** 582 UL DCDI  
**Werknummer:** 4105440  
**Maximale Leistung:** 48 KW (ca. 65 PS) bei Kurbelwellendrehzahl 6500 RPM

#### **Propeller**

**Bauart:** 4-Blatt, rechtsdrehend (in Flugrichtung gesehen),  
Kunststoff, am Boden verstellbar  
**Hersteller/in:** NEUFORM, BRD

Die Bezeichnung des Propellers entspricht den Angaben in der Ausrüstungsliste des UL vom 10.08.2013. Da Propellernabe und -blätter im Zuge des Umbaus des UL vollständig lackiert wurden, waren weder eine Typenbezeichnung noch eine Werknummer ablesbar.

Der zum Triebwerk ROTAX 582 UL DCDI dazugehörige rechtsdrehende 4-Blatt-Propeller laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013, hatte die Typenbezeichnung NEUFORM TR4 mit einer Drehzahl bei Vollgas am Boden von 1550 RPM (entspricht einer Motordrehzahl von 6200 RPM). Die Drehzahlgrenze für Blatttyp T ist 2300 RPM.

#### **Getriebe**

**Bauart:** Zahnrad „Rotax C“  
**Übersetzung:** 4:1  
**Drehrichtung der Propellerwelle:** im Uhrzeigersinn (mit Blick auf Propellerflansch)

#### **Geschwindigkeiten laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013**

**Höchstzulässige Geschwindigkeit:** 130 KM/H  
**Mindestgeschwindigkeit:** 50 KM/H  
**Höchstgeschwindigkeit bei ausgefahrenen Klappen:** 85 KM/H

#### **1.6.1 Bord Dokumente**

Folgende Bestätigungen für die zulässige Verwendung des UL (Luftsportgerät) im Fluge lagen am Unfalltag vor:

**Eintragungsschein:** ausgestellt am 26.03.2015 vom Deutschen Aero Club e.V. (DAeC);

<b>Lufttüchtigkeitszeugnis:</b>	ausgestellt am 26.03.2015 vom DAeC (ohne Beschränkungen);
<b>Nachprüfschein:</b>	ausgestellt am 04.02.2016 vom DAeC, am Unfalltag;
<b>Lärmzeugnis für UL:</b>	ausgestellt am 30.01.1998 vom DAeC.
<b>Haftpflichtversicherung:</b>	ausgestellt am 11.03.2015, gültig ab 15.03.2015;

Zwecks Änderung der Geräte- bzw. Kennblattnummer 61107.11 im Eintragungsschein und im Nachprüfschein des UL waren der/die Luftfahrzeughalter/in und der/die zuständige Prüfer/in vom Luftsportgeräte-Büro des DAeC am 24.03.2016 angeschrieben worden.

Die Voraussetzungen für die Verwendung des UL im Fluge gemäß § 18 LFG idgF galten am Unfalltag gemäß Erlass des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie betreffend die Voraussetzungen für die Verwendung bundesdeutscher UL in Österreich GZ. 58.537/9-II/L1/04 vom 17.06.2004, der in Verbindung mit Erlass des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie GZ. BMVIT-58.537/0002-II/L1/2007 vom 12.09.2007 bis auf Widerruf galt, als erfüllt, sofern das UL über ein betriebstüchtiges Rettungsgerät, eine Sprechfunkeinrichtung und einen Notsender (ELT) verfügte.

### **1.6.2 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit**

Das UL war als lufttüchtig anzusehen, wenn es in Übereinstimmung mit dem Luftverkehrsgesetz der BRD und den dazu erlassenen Rechtsverordnungen und unter Einhaltung seiner Betriebsgrenzen instandgehalten und betrieben wurde.

Anlässlich der umfassenden Nachprüfung am 04.02.2016 in Eggenfeld, BRD, wurde das UL dem/der Prüfer/in zur Nachprüfung erstmalig vorgestellt und war das gemäß DAeC-Kennblatt Nr. 61107.11 zugelassene UL ohne Beanstandung. Die Nachprüfung schloss die Lackierung von Tragwerk, Leitwerk und Rumpf ein sowie die elektrische Anlage, die Seilzüge der Steuerung, die Ruder- und Klappenausschläge, die Funkanlage, die Mindestausrüstung, die Betriebsbereichsmarkierungen, das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 und den Gewichtsauflöser ein.

Der/die Halter/in des UL hatte im letzten Prüfbericht vom 04.02.2016 bei „*Schäden / Reparatur seit letzter Nachprüfung*“ – nein – angekreuzt und mit Unterschrift bestätigt. Der/die Prüfer/in hatte im Nachprüfschein vom 04.02.2016 unter Pkt. 2 „*Art und Umfang der Reparatur oder Änderung – keine –*“ angegeben.

Für die Nachprüfung wurde der Flugbericht vom 04.08.2013 herangezogen, der Langsamflug geradeaus einschloss und ohne Beanstandung war, sowie der Wägebbericht vom 10.08.2013,

der auf der Ausrüstungsliste vom 10.08.2013 beruhte. Die Überziehgeschwindigkeit bei einer Flugmasse von 394 KG war mit 60 KM/H angegeben. Die Prüfung der elektronischen Ausrüstung am 04.02.2016 war auf die VHF Sende- und Empfangsanlage BECKER AR 2009 beschränkt.

Im letzten verfügbaren Prüfbericht vom 04.02.2016 waren 389 Gesamtbetriebsstunden und 8:42 Betriebsstunden bzw. 32 Starts seit der letzten Nachprüfung am 05.10.2014 angegeben.

Im Anschluss an die Nachprüfung am 04.02.2016 waren keine Flüge im Bordbuch Nr. 1 des UL vermerkt (letzte Eintragung 04.10.2015).

Im Prüfbericht vom 04.02.2012 waren 348 Gesamtbetriebsstunden angegeben. Die Flugzeit laut Bordbuch Nr. 1 des UL, Stand 04.02.2012, betrug 377:15 Gesamtbetriebsstunden (letzte Eintragung 12.11.2011).

In den Prüfberichten vom 10.08.2013 und 05.10.2014 waren für den Zeitraum 04.02.2012 bis 05.10.2014 insgesamt 17 Betriebsstunden bzw. 36 Starts erfasst, die im Bordbuch Nr. 1 des UL nicht dokumentiert waren.

Die verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des UL (Lebenslaufakt) enthielten neben Prüfaufzeichnungen keine Aufzeichnungen, z.B. Checklisten oder Arbeitsberichte, über durchgeführte periodische Wartungen der Zelle oder des Triebwerks, z.B. Überprüfung der Pitot-Statik-Anlage sowie Austausch der Zündkerzen und Reinigung des Luftfilters.

Der/Die von der zuständigen Staatsanwaltschaft bestellte Sachverständige stellte der SUB einen USB-Speicherstick (USB-Massenspeicher) aus dem Besitz von Pilot/in A zur Verfügung, welche für das UL RANS S-12 eine Bauanleitung, Stand 11.10.1994, einen Bauteilkatalog, Stand 12.06.1995, und ein Flug- und Betriebshandbuch mit Instandhaltungsanweisungen („*Pilot's Operating Handbook*“) enthielt sowie für das Triebwerk ROTAX 582 UL DCDI einen Ersatzteilkatalog, Stand 01.01.2000, ein Wartungs- und Betriebshandbuch, Stand 01.07.1999, nebst einem NEUFORM-Einstellpropeller Betriebshandbuch.

### **1.6.3 Umbau des UL**

Pilot/in A war ab 27.02.2015 Eigentümer/in und ab 26.03.2015 Luftfahrzeughalter/in (Betreiber/in) des UL RANS S-12.

Im Zeitraum März 2015 bis Juni 2015 erfolgte ein Umbau des UL, welcher u.a. einen neuen, erweiterten Instrumentenpils mit Mittelkonsole und Beleuchtung, eine Belüftungshutze mittig an der Rumpfunterseite, Innenverkleidungen des Rumpfgerüsts und der Steuerknüppelmechanik sowie eine vollständige Lackierung der Zelle, des Propellers, des Flüssigkeitskühlers und der Auspuffanlage des Triebwerks einschloss (Abb. 6).

Abbildung 6: UL RANS S-12 während des Umbaus – Teilerlegte Zelle nach vollständiger Lackierung mit abgebautem Doppelsteuer, Triebwerk und Propeller



Quelle: Pilot/in A

Im UL waren vor dem Umbau laut Ausrüstungsliste und Prüfbericht für Avionik des UL vom 10.08.2013 die Mindestausrüstung, welche einen Fahrtmesser, einen Höhenmesser, einen digitalen Drehzahlmesser und einen Magnetkompass umfasste, sowie ein Variometer, ein Zylinderkopftemperaturmesser, ein Voltmeter und eine VHF Sprechfunkanlage BECKER AR 2009 eingebaut.

Die Mindestausrüstung laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013, sah darüber hinaus eine Kühlmitteltemperaturanzeige vor.

Zum Unfallzeitpunkt waren im UL zusätzliche Instrumente und Geräte eingebaut.

- 1 analoger Drehzahlmesser;
- 2 digitale Triebwerküberwachungsgeräte (ohne Bezeichnung);
- 2 analoge Kraftstoffvorratsanzeigen;
- 2 analoge Flüssigkeitstemperaturanzeigen;
- 1 analoges Amperemeter;
- 1 ATC-Transponder mit Druckhöhen-Kodierer;

- 1 analoge Kraftstoffdruckanzeige;
- 1 digitale Multifunktionsanzeige (ohne Bezeichnung);
- 9 Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung;
- 7 LED-Anzeigen (ohne Bezeichnung; 3 grüne LED-Anzeigen sind mit dem Flügelklappenhebel verbunden);
- 2 Leitungsschutzschalter (10A, 1A).

Anstelle der im Instrumentenpilz verbauten VHF Sende- und Empfangsanlage BECKER AR 2009 laut Prüfbericht für Avionik des UL vom 04.02.2016 war in der Mittelkonsole ein VHF Handsprechfunkgerät ICOM IC-A21 befestigt.

Zum Unfallzeitpunkt verfügten die in drei Reihen angeordneten Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung über eine Schalterbeschriftung (von links nach rechts):

- Reihe 1 – „PUMPE“, „ZÜND.“, „LICHT“;
- Reihe 2 – „MOT.INS.“, „FUNK“, „INST.L.“;
- Reihe 3 – „USB“, „T.DRUCK“, „B.COMP“.

Der erste nach dem Umbau im Bordbuch Nr. 1 des UL dokumentierte Flug erfolgte am 07.06.2015 am Flugplatz Pinkafeld (LOGP). Im Bordbuch waren bis zum 04.10.2015 33 Flüge von Pilot/in A erfasst. Die umfassende Nachprüfung des UL erfolgte am 04.02.2016.

Der/Die von der zuständigen Staatsanwaltschaft bestellte Sachverständige stellte der SUB einen USB-Speicherstick (USB-Massenspeicher) mit Aufzeichnungen aus dem Jahr 2015 aus dem Besitz von Pilot/in A zur Verfügung, welche u.a. den Umbau des UL und die Flugerprobung des UL nach dem Umbau dokumentierten. Aktuelle Schaltpläne der elektrischen Anlage des mehrfach umkonzipierten Instrumentenpilzes des UL standen der SUB nicht zur Verfügung.

Der Umbau des UL war mit Fotos dokumentiert (Abb.7 bis Abb. 10).

Abbildung 7: UL RANS S-12 vor dem Umbau – Zelle, Propeller und Triebwerk ohne Lackierung



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 8: UL RANS S-12 vor dem Umbau – Cockpit mit ursprünglichem Instrumentenpiz und ohne Innenverkleidungen



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 9: UL RANS S-12 nach dem Umbau – Zelle, Propeller, Flüssigkeitskühler und Auspuffanlage des Triebwerks mit weißer Lackierung



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 10: UL RANS S-12 nach dem Umbau – Cockpit mit neuem, erweiterten Instrumentenpiz ohne Schalterbeschriftung und mit Innenverkleidung



Quelle: Pilot/in A

Ein nach dem Umbau des Instrumentenpiz durchgeführter Triebwerkstandlauf am 04.06.2015 war mit einem Video dokumentiert, das bei laufendem Triebwerk Anzeigen der Triebwerküberwachungsgeräte („MOT.INS.“) sowie die Stellung des Drehschalters für die Zündung (Abb. 11) und die Stellung der Kippschalter noch ohne Schalterbeschriftung zeigte

(Abb. 12). In die Kippschalter integrierte Lampen zeigten zusätzlich den Betriebszustand der Schalter an. Gemäß den Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge LTF-UL 779 „Betätigungssinn und Wirkung der Steuerorgane und Bedienorgane im Führerraum“, herausgegeben vom Luftfahrt-Bundesamt (LBA) am 30. Januar 2003, müssen Schalter so gestaltet sein, dass sie bei Betätigung nach unten in Stellung AUS gehen.

Abbildung 11: Einzelbild des nach dem Umbau des UL mit einem Video dokumentierten Triebwerkstandlaufs – Kippschalter mit roter Sicherheitsabdeckung (Hauptschalter) in Stellung EIN leuchtet, Drehschalter für die Zündung in Stellung „BOTH“



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 12: Einzelbild des nach dem Umbau des UL mit einem Video dokumentierten Triebwerkstandlaufs – der 1. Kippschalter in Reihe 2 ohne Sicherheitsabdeckung („MOT.INS.“) ist in Stellung EIN und leuchtet, alle anderen Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung sind in Stellung AUS und dunkel, 3 grüne LED-Anzeigen für Flügelklappenhebelstellung



Quelle: Pilot/in A

Pilot/in A hatte das umgebaute UL am 14.02.2016 zum fünffachen Preis wie im Kaufvertrag vom 27.02.2015 zum Verkauf angeboten.

#### **1.6.4 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges**

Technische Merkmale und Betriebsgrenzen des UL Baureihe RANS S-12 laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013:

##### **Massen**

**Maximale Abflugmasse:** 400 KG  
**Leermasse:** 215 KG

##### **Schwerpunktbereich**

**Bezugsebene:** 610 MM vor der Bugradachse  
**Flugzeuglage:** Rumpfgerüst-Obergurt waagrecht  
**Größte Vorlage:** 2515 MM hinter Bezugsebene  
**Größte Rücklage:** 2692 MM hinter Bezugsebene

Im DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 2 vom 15.01.1993, Abschnitt „*Schwerpunktbereich*“, war als Flugzeuglage ursprünglich „*Leitwerksträger 5° Neigung*“ angegeben.

Der Tankinhalt variierte zwischen 34,5 L bzw. 54 L (davon 1 L nicht ausfliegar) laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 2, und der Ausrüstungsvariante mit einem Rumpftank mit 44 L (davon 1 L nicht ausfliegar) bzw. mit einem oder zwei Flügeltanks mit je 35 L (davon je 1,6 L nicht ausfliegar) laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8.

Anlässlich der im Zeitraum 23.05.2004 bis 18.07.2006 durchgeführten Nachprüfungen wurde in den Prüfberichten auf den Wägebericht des UL vom 23.05.2004 verwiesen, der sich nicht bei den verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des UL (Lebenslaufakt) befand.

Im Prüfbericht vom 31.07.2005 war die vom/von der Musterbetreuer/in des UL am 25.07.2005 ausgeführte Installation eines neuen Rumpfrohrs mit Dopplerhülse („*Tail Boom Doubler Sleeve*“) gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-001 vom 09.02.2005 als

Reparatur vermerkt. Gemäß Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ ist nach jeder großen Reparatur eine Schwerpunktprüfung durchzuführen.

In den Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des UL (Lebenslaufakt) befanden sich 4 Wägeberichte des UL und das Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“, Stand 25.02.1993:

### **Undatierter Wägebericht**

In einem undatierten Wägebericht, der zwischen 18.01.2005 und 21.07.2009 auf Basis des DAeC-Kennblatts Nr. 61107, Ausgabe 6 vom 18.01.2005, analog dem Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ erstellt wurde, war die Leermasse 274 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 2951 MM angegeben (Bezugsebene 61 CM vor der Bugradachse, Abstand des Bugrads vom Boden 25 MM, Leitwerksträger 5° Neigung).

In der undatierten Ausrüstungsliste war ein serienmäßiger 44-L-Tank erfasst (Hebelarm 251 CM hinter der Bezugsebene).

### **Wägebericht vom 21.07.2009**

Im Wägebericht mit DAeC-Stempelaufdruck „Prüfer für Luftfahrtsportgerät – Klasse 5“, der auf Basis des DAeC-Kennblatts Nr. 61107.11 mit Hebelarmen laut Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ erstellt wurde, war die Leermasse 247,8 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 2974 MM angegeben (Bezugslinie „0“: 61 CM vor der Bugradachse; vorgegebene Flugzeuglage: Rumpfgerüst-Obergurt waagrecht).

In der Ausrüstungsliste vom 21.07.2009 war ein serienmäßiger 44-L-Tank erfasst (Hebelarm 2680 MM hinter der Bezugsebene).

Die am 21.07.2009 durchgeführte Nachprüfung schloss eine große Änderung am zugelassenen Muster aufgrund eines seit 21.07.2000 im UL verwendeten Rettungsgeräts CHARLY PHANTOM 450 ein.

Anlässlich der im Zeitraum vom 03.09.2010 bis 04.02.2012 durchgeführten Nachprüfungen wurde in den Prüfberichten auf den Wägebericht des UL vom 21.07.2009 verwiesen.

### **Wägebericht vom 10.08.2013**

Im Wägebericht mit DAeC-Stempelaufdruck „Prüfer für Luftfahrtsportgerät – Klasse 5“, der auf Basis des DAeC-Kennblatts Nr. 61107.11 erstellt wurde, war die Leermasse abzüglich Kraftstoff 247,8 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 294,9 CM angegeben (Bezugsebene BE: 610 MM vor der Bugradachse; horizontale Bezugslinie BL: Rumpfgerüst-Obergurt waagrecht).

In der Ausrüstungsliste vom 10.08.2013 waren das Rettungsgerät CHARLY PHANTOM 450 (Masse ohne Rakete ca. 9,5 KG laut Betriebshandbuch Stand 6/1996) mit Rakete JUNKERS ZRM 220, zwei werkseitig in den Tragflächen verbaute Tanks mit je 35 L und drei werkseitig verbaute Radverkleidungen erfasst.

Anlässlich der im Zeitraum vom 10.08.2013 bis 04.02.2016 von unterschiedlichen Prüfern/innen für Luftsportgerät durchgeführten Nachprüfungen wurde in den Prüfberichten auf den Wägebericht vom 10.08.2013 verwiesen.

Auszug aus der Prüfer-Anweisung UL (PAUL) des DAeC und DULV (Deutscher Ultraleichtflugverband e. V):

#### **PAUL - 11.1. Massen und Wägung**

Eine Wägung ist bei aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen im Intervall von vier Jahren durchzuführen. Bei der Nachprüfung hat der Prüfer zu beurteilen, ob die Masse des UL laut Kennblatt, Handbuch und Ausstattungs- und Ausrüstungsliste noch Gültigkeit besitzt, oder ob sich seit dem Datum der letzten Wägung Änderungen ergeben haben. Hierbei muss auf die gültige Dokumentation Bezug genommen werden.

Eine Massen- und Schwerpunktermittlung durch eine Wägung ist zwingend erforderlich nach:

- einer Grundüberholung
- einer großen Reparatur
- Ein- und Ausbau zusätzlicher Ausrüstung

Im Wägebericht vom 10.08.2013 wurden folgende Hebelarme verwendet:

<b>Linkes und rechtes Haupttrad:</b>	269,5 CM
<b>Sporn:</b>	627,0 CM
<b>2 Flügeltanks mit je 35 L:</b>	245,0 CM

### **Undatierter Wägebericht**

In einem undatierten Wägebericht ohne Ausrüstungsliste, der analog dem Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ erstellt wurde, war die Leermasse ohne Kraftstoff 284,4 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 2881,8 MM angegeben (Bezugsebene 61 CM vor der Bugradachse, Abstand des Bugrads vom Boden 25 MM, Leitwerksträger 5° Neigung).

Werden für die Berechnung des Leermassenschwerpunkts die Werte der Hebelarme laut Wägebericht vom 10.08.2013 anstelle der Hebelarme laut Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ verwendet, resultiert für die Leermasse ohne Kraftstoff 284,4 KG ein Hebelarm des Leermassenschwerpunkts von 283,5 CM.

In den analog dem Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ erstellten Wägeberichten wurden folgende Hebelarme verwendet:

<b>Linkes und rechtes Haupttrad:</b>	2743 MM
<b>Sporn:</b>	6299 MM
<b>1 Tank mit 54 L:</b>	2616 MM

Die undatierten Wägeberichte des UL lagen dem DAeC nicht vor.

Am Unfalltag war das UL mit einem Rettungsgerät MERTENS STAR 95 (Masse ohne Rakete ca. 8,6 KG laut Gerätehandbuch Ausgabe 1 vom 02.09.1995), einer VHF Handsprechfunkgerät und einem ATC-Transponder mit Druckhöhen-Kodierer (Encoder) ausgerüstet. Die Radverkleidungen fehlten.

Das Sprechfunkgerät und der Transponder waren in der Ausrüstungsliste des UL vom 10.08.2013 nicht erfasst.

Zusätzlich wurden nach der Wägung am 10.08.2013 ein neuer, erweiterter Instrumentenpilz mit Mittelkonsole und Innenverkleidungen in das UL eingebaut sowie Zelle, Propeller und Triebwerksanbauteile des UL weiß lackiert. Gemäß Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12

Airaile“ ist nach jeder großen Reparatur und nach jeder Neubespannung eine Schwerpunkt-  
wägung durchzuführen.

Ein gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-004 vom 05.07.2005 spätestens  
vor dem nächsten Start in aerodynamisch gesteuerten UL im Sichtbereich des Piloten  
anzubringendes Hinweisschild mit der maximalen Zuladung in Zusammenhang mit dem  
gültigen Wägebericht und der Ausrüstungsliste wurde im UL nach dem Unfall nicht gefunden.  
DAeC LTA Nr. LSG 05-004 war im Lebenslaufakt des UL am 04.02.2012 als durchgeführt  
vermerkt (vor dem Umbau des UL). DAeC LTA Nr. LSG 05-004 geht auf die von der  
Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung der BRD herausgegebene Sicherheitsempfehlung  
Nr. 06/2005 zurück.

Für die Positionen der Zuladung waren im Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“  
folgende Lastarme angegeben, welche stets von der Bezugs-/Nulllinie zu messen sind  
(Bezugsebene 61 CM vor der Bugradachse, Abstand des Bugrads vom Boden 25 MM,  
Leitwerksträger 5° Neigung):

<b>Pilot/in, Passagier/in:</b>	2159 MM
<b>Kraftstoff (1 Tank mit 54 L):</b>	2616 MM
<b>Gepäck:</b>	2616 MM

#### **Flugmasse zum Unfallzeitpunkt**

Für die Rekonstruktion der Flugmasse des UL zum Unfallzeitpunkt wurde folgende Zuladung  
angenommen:

<b>Pilot/in A:</b>	70 KG (medizinischer Untersuchungsbericht vom 07.05.2015);
<b>Pilot/in B:</b>	77 KG (medizinischer Untersuchungsbericht vom 14.09.2015);
<b>Gepäck:</b>	2 KG (Rucksack im Cockpit hinter der Mittelkonsole fixiert, enthielt ua. 2 Ölkannister);
<b>Kraftstoff:</b>	18,7 KG (ausfliegbarer Kraftstoffvorrat zum Unfallzeitpunkt mit der am Unfalltag verrechneten Kraftstoffmenge von 26 L SUPER BLEIFREI 95 Oktan gleichgesetzt, Richtwert ca. 0,72 KG/L).

Demnach beträgt die rekonstruierte Flugmasse des UL zum Unfallzeitpunkt ca. 452 KG, wenn die in einem undatierten Wägebericht angegebene Leermasse ohne Kraftstoff von 284,4 KG herangezogen wird, oder ca. 416 KG, wenn für die Leermasse des UL der im letzten Prüfbericht vom 04.02.2016 (Nachprüfung) erfasste Wägebericht vom 10.08.2013 herangezogen wird.

### **Flugmassenschwerpunkt zum Unfallzeitpunkt**

Zur Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts des UL waren für die Positionen der Zuladung folgende Hebelarme laut Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“, Stand 25.02.1993, bzw. laut Wägebericht vom 10.08.2013 verfügbar:

**Pilot/in, Passagier/in:** 2159 MM  
**Gepäck:** 2616 MM  
**Kraftstoff (2 Flügel tanks mit je 35 L):**245,0 CM

Demnach liegt der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt des UL zum Unfallzeitpunkt zwischen ca. 2628 MM (452 KG) bzw. ca. 2646 MM (416 KG) hinter der Bezugsebene, wobei die Schwerpunktverschiebung mit vollen und mit leeren Flügel tanks im zulässigen Schwerpunktbereich liegt.

### **1.6.5 Betriebsmittel**

#### **Kraftstoff**

**Zugelassene Kraftstoffsorten:** min. RON 90, EN228 (Normal, Super, Super plus),  
AVGAS 100 LL  
(laut Betriebshandbuch ROTAX 582 UL DCDI);  
**Verwendete Kraftstoffsorte:** SUPER BLEIFREI 95 Oktan  
(laut Tankbeleg).

Da der Motor nicht mit Frischölpumpenschmierung ausgerüstet war, musste zum Benzin 2 % Super-2-Takt-Motoröl zugemischt werden.

**Tankkapazität:** 2 x 35 L (laut Ausrüstungsliste vom 10.08.2013),  
davon nicht ausfliegbar je 1,6 L  
(laut DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013);

**Kraftstoffverbrauch:** 26,5 L/H bei Startleistung und 20,5 L/H bei 75 % Dauerleistung  
(laut Betriebshandbuch ROTAX 582 UL DCDI);

**Kraftstoffvorrat (Unfallzeitpunkt):** ca. 26 L ausfliegbar  
(die Flugzeit zwischen letzter Betankung und Unfall betrug ca. 4 Minuten).

Die beiden nachträglich eingebauten Flügeltanks des UL waren aufgeplatzt und leer. An der Aufschlagstelle trat eine unbekannte Menge Kraftstoff aus und war auch mehr als 3 Stunden nach dem Unfall Kraftstoffgeruch wahrnehmbar. Die Aufteilung der am Unfalltag getankten Kraftstoffmenge auf die beiden Flügeltanks ist nicht bekannt.

In den Schwimmerkammern der beiden Vergaser des Triebwerks war Kraftstoff vorhanden.

#### **Schmiermittel**

**Zugelassene Ölsorte:** Super-2-Takt-Motoröl ASTM/CEC Standard, API-TC Klassifikation, Mischungsverhältnis 1:50 bzw. 2% Öl  
(laut Betriebshandbuch ROTAX 582 UL DCDI);

**Verwendete Ölsorte:** unbekannt.

Im Cockpit wurden in einem Rucksack 2 Ölkanister gefunden, welche für synthetisches 2-Takt-Motoröl API-TC „eni i-Ride scooter 2T“ und vollsynthetisches 2-Takt-Motoröl „STIHL HP Ultra“ etikettiert waren.

### **1.6.6 Flug- und Betriebsanweisungen**

Auszug aus dem Flug- und Betriebshandbuch „Rans S-12 Airaile“ (Herausgeber: FF-American-Fly, 5354 Weilerswist, BRD):

#### **Kapitel 1**

#### **Technische Daten**

Alle Leistungsangaben beziehen sich auf volles Abfluggewicht, bei 20 Grad Temperatur Celsius, 600m Höhe bei Windstille. [...]

Max. Abfluggewicht 400 kg [...]

Tankvolumen (ausfliegbar) 54 Liter [...]

Startrollstrecke 60 m

Landerollstrecke 80m [...]

Motorleistung (Rotax 582) 58 [Anm.: PS] (gedrosselte Version) [...]

### 1.1 Farbmarken für Fahrtmesser

Der Fahrtmesser ist mit folgenden Farbmarken zu versehen.

<u>Farbe</u>	<u>Geschwindigkeit</u>
Weiß	44 km/h bis 65 km/h
Grün	59 km/h bis 114 km/h
Gelb	115 km/h bis 140 km/h
Rot	140 km/h

## Kapitel 3

### Betrieb des Motors

#### 3.2 Gründe für Leistungsverluste des Motors

Die beiden Hauptgründe für Leistungsverluste des Motors sind defekte oder verschmutzte Zündkerzen und verschmutzte Luftfilter.

Sollte der S-12 das Gas nicht zügig annehmen oder der Motor rauh laufen oder nicht seine volle Drehzahl erreichen, so sind die Zündkerzen zu überprüfen. Zündkerzen sollten generell alle 25 Flugstunden ausgetauscht werden. Starten Sie niemals mit nicht einwandfreien Zündkerzen!

Der Motor hat die Eigenschaft bei niedrigen Drehzahlen Sprit aus den Vergasern in den Luftfilter zu schmeissen. Dabei kann unter Umständen der Luftfilter vom Motoröl verstopft bzw. verklebt werden. Dabei muß beachtet werden, dass dieser Vorgang umso stärker zunimmt, je mehr der Filter verschmutzt ist. Bei dem S-12 tritt dies nach ca. 40 Stunden auf. Daher ist der Luftfilter gemäß Betriebshandbuch des Motors periodisch zu reinigen und neu zu ölen.

## Kapitel 4

## Flugbetrieb

### 4.1 Besonderheiten eines Pushers mit hohem Schubstrahl

Der S-12 Airaile ist ein Flugzeug in Pusher-Konfiguration mit hochliegendem Schubstrahl.

Daraus ergeben sich einige Besonderheiten, die bei anderen Flugzeugen nicht oder kaum auftreten.

Wird bei dem S-12 die Motorleistung erhöht, so hat der S-12 die Tendenz die Flugzeugnase zu senken. Dies kann durch leichtes Ziehen ausgeglichen werden. Diese Tendenz tritt dabei besonders im Langsamflug auf. Daher sollte besonders im Landeanflug auf ausreichende Geschwindigkeit geachtet werden, da sonst eine eventuelle Nickbewegung nach unten durch Erhöhung der Motorleistung unter Umständen nicht mehr rechtzeitig ausgeglichen werden kann. Wird andererseits die Motorleistung übermäßig stark reduziert, so hat der S-12 die Tendenz, die Nase anzuheben. Dies kann durch leichtes Drücken ausgeglichen werden.

Auch hier ist die einzig kritische Phase die Landung.

### 4.3 Starten

Der normale Start wird ohne Klappen, Klappenstellung  $0^\circ$ , durchgeführt. Der Steuerknüppel ist in neutraler Stellung zu halten, danach zügig Vollgas geben und bei ca. 50 bis 65 km/h ist durch leichtes Ziehen das Flugzeug abzuheben. Es ist darauf zu achten, dass beim Abheben nicht zu stark gezogen wird, um eine Überrotation und damit eine mögliche Beschädigung des Leitwerksträgers zu vermeiden. Bei hoher Zuladung muß stärker gezogen werden, die höheren Kräfte können dabei mit dem Trimmrad ausgeglichen werden.

### 4.4 Kurzstart

Zum Kurzstart werden zusätzlich die Klappen auf  $11^\circ$ , 1. Raste, gesetzt. Weitere höhere Klappenstellungen verbessern die Kurzstarteigenschaften nicht. Für Starts auf weichen Plätzen sind die Klappen auf  $43^\circ$ , letzte Raste, zu setzen und den Knüppel voll gezogen zu halten. Dadurch wird allerdings die Startrollstrecke nicht verkürzt, diese Startart ist auch nur in absoluten Ausnahmefällen anzuwenden.

#### 4.5 Steigflug

Um die beste Steigleistung zu erreichen, sind die Klappen nach dem Start langsam einzufahren. Die Geschwindigkeit des besten Steigens liegt zwischen 65 und 80 km/h.

Um mit dem besten Winkel zu steigen, sind die Klappen voll auszufahren - die Fluggeschwindigkeit liegt dabei zwischen 50 und 65 km/h. Der Steigwinkel beträgt hierbei bei ca. 40 bis 45 Grad und sollte nur in Ausnahmefällen erfolgen werden. Es wird hierbei ausdrücklich hingewiesen, daß bei diesem Flugmanöver bei einem Leistungsverlust des Motors es zu einem kritischen Flugzustand kommen kann. Daher sollte dieser hohe Steigwinkel erst ab einer Höhe von 65 bis 100 Meter begonnen werden.

#### 4.7 Trudeln

Wird der S-12 alleine geflogen, so können Trudelbewegungen mit drei Umdrehungen erreicht werden. Das Trudeln wird dabei mit entgegengesetzt getretenem Seitenruder und anschließendem vorsichtigem Abfangen ausgeleitet. Die Nase ist dabei bis zu 80 (!) Grad unterhalb des Horizontes, die Drehgeschwindigkeit beträgt ca. 6 Sekunden pro Umdrehung.

Das Trudelverhalten ist dabei nach der zweiten Umdrehung voll ausgebildet. Der S-12 kann dabei bei vorderen Schwerpunktlagen nicht im Trudeln gehalten werden. Der AIRAILE hat das Bestreben selbstständig nach zwei bis drei Umdrehungen das Trudeln zu beenden. Da bei diesem Manöver und dieser vorderen Schwerpunktlage nach dem Ausleiten der S-

12 nahezu Maximalgeschwindigkeit erreicht, sollte in dieser Konstellation ein Trudeln mit mehr als zwei Umdrehungen nicht durchgeführt werden (falls das Trudeln nicht schon von alleine beendet worden ist).

Wichtig: Das Trudeln darf dabei nur mit ganz eingefahrenen Klappen (Stellung 0 Grad) und niedrigen Motorleistungen durchgeführt werden.

#### 4.10 Betrieb der Klappen

Beim Einsatz der Klappen sind in Abhängigkeit von der Schräglage folgende Überziehgeschwindigkeiten zu beachten:

<u>Klappenstellung</u>	<u>Schräglage: 0 Grad</u>			<u>30 Grad</u>	<u>60 Grad</u>
Eingefahren, 0 Grad	53 km/h			62 km/h	72 km/h
1. Stellung, 11 Grad	54 km/h			60 km/h	70 km/h
2. Stellung, 30 Grad	51 km/h			57 km/h	67 km/h
3. Stellung, 43 Grad	44 km/h			56 km/h	64 km/h

#### 4.12 Besondere Anweisungen

Darüber hinaus sind noch einige Details zu beachten, deren Mißachtung unter Umständen zu Störungen und Unfällen führen können. [...]

- **Gepäck:** Jede Art von Gepäck ist sorgfältig zu sichern. Es ist darauf zu achten, dass keine Teile von Gepäckstücken (dazu gehören auch Jacken etc.) mit der Steuerung in Berührung kommen. Eine Verklemmung oder Blockierung mit Steuerausfall wäre die Folge.
- **Gurtzeug:** Der Sicherheitsgurt ist aus diesem Grund stets komplett anzulegen, also Becken- und Schultergurt.
- **Vergaser:** Der Vergaser sollte nicht nur am Anfang eines Flugbetriebstages, sondern auch nach längeren Flügen kontrolliert werden. Ist ein Vergaser zu einer Seite geneigt, so besteht die Gefahr des Überlaufens mit Treibstoff und Motorausfalls. Sollte dies bei einer Kontrolle auffallen, so ist der Vergaser abzubauen und zu reinigen. Dabei ist stets auf festen Sitz der Montageschelle zu achten.

- **Brandhahn:** Es ist darauf zu achten, daß der Brandhahn während des Flugbetriebes geöffnet ist. Ist der Brandhahn geschlossen, so ist in den Leitungen hinter dem Brandhahn zum Motor ausreichend viel Treibstoff für einen Start vorhanden. Ein Motorausfall nach dem Start in niedriger Höhe ist dann die Folge. [...]
- **Flugmanöver mit negativen Belastungen:** Der Rotax 582 wird mit Schwimmer-Vergaser ausgeliefert. Sollten abrupte negative Flugbelastungen auftreten, so kann es zu einer kurzen Unterbrechung in der Zufuhr des Benzin-Luftgemisches zur Brennkammer kommen. Wird in niedrigen Höhen geflogen (besonders bei der Landung), sollte auf abruptes Hochziehen mit direktem Nachdrücken verzichtet werden.

### 5.1 Bespannung

Der S-12 ist mit einem Segeltuch aus Dacron bespannt. [...] Um einen besseren Schutz vor Wettereinflüssen zu erreichen, besteht die Möglichkeit die Bespannung mit einem Klarlack (Stits Aerothan bzw. Acryllack mit Weichmacher) zu lackieren.

### 5.5 Schwerpunktwägung

Nach jeder großen Reparatur, nach jeder Neubespannung sowie in regelmäßigen Abständen ist eine Schwerpunktwägung durchzuführen. Der Nullpunkt aller Längenangaben liegt 61 cm vor der Achse des Bugrades [Anm.: Punkt o].

Das Schwanzteil wird auf einem Bock oder Ständer so aufgelegt, daß das Bugrad zum Boden einen Abstand von 25 mm hat (Fluglage) hat. Bei Zuladung ist der Lastarm von dieser Bezugslinie zu messen. Ansonsten sind die Lastarme für die Gewichte aus der Gewichts- und Momententabelle angegebenen Positionen zu verwenden.

Der zulässige Schwerpunktbereich liegt zwischen 251,5 cm und 269,2 cm. Ein Betrieb des Flugzeuges mit Schwerpunktlagen außerhalb dieses Bereiches ist nicht zulässig. [...]

<u>Nr Meßpunkt</u>	<u>Gewicht</u>	<u>bei mm von Punkt o</u>	<u>Moment</u>
01 Pilot		2159	
02 Passagier		2159	
03 Treibstoff		2616	
04 Gepäck		2616	
05 li. Hauptrad		2743	
06 re. Hauptrad		2743	
07 Schwanzteil [Anm.: Sporn]		6299	
[...]			

## 1.7 Flugwetter

### 1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Routine-Flugwetterbeobachtungsmeldung (METAR) des Flugfeldes Wr. Neustadt/Ost (LOAN), ELEV 896 FT MSL, 06.05.2016, 16:00 und 17:00 Uhr:

SAOS<sub>33</sub> LOWM 061600

METAR LOAN 061600Z 10010KT 35KM FEW050SC RMK SCT=

SAOS<sub>33</sub> LOWM 061700

METAR LOAN 061700Z 10010KT 35KM FEW050SC RMK SCT=

Routine-Flugwetterbeobachtungsmeldung (METAR) des militärischen Flugplatzes Wr. Neustadt/West (LOXN), ELEV 935 FT MSL, 06.05.2016, 15:50 und 16:50 Uhr:

SAOS<sub>43</sub> LOWM 061550 RRA

METAR LOXN 061550Z 10006KT 45KM FEW050CU 21/04 Q1017 RMK  
FEW=

SAOS<sub>43</sub> LOWM 061650 RRA

METAR LOXN 061650Z 11005KT 45KM FEW050CU 21/03 Q1017 RMK  
FEW=

## 1.7.2 Natürliche Lichtverhältnisse

Lichtverhältnisse zum Unfallzeitpunkt: Tageslicht

BCMT 6. Mai: 02:52 Uhr (Wien)

ECET 6. Mai: 18:50 Uhr (Wien)

## 1.8 Navigationshilfen

### 1.8.1 Radaraufzeichnungen

Zum Unfallzeitpunkt war im UL ein ATC-Transponder Type BENDIX/KING KT 76A, S/N 107762, mit Druckhöhen-Kodierer (Automatic Pressure Altitude Digitizer) Type TRANS-CAL INDUSTRIES D120-P2-T, S/N 77856, eingebaut.

Im letzten verfügbaren Prüfbericht für Avionik des UL vom 04.02.2016 war kein Transponder erfasst.

Am Unfalltag wurde im Zeitraum 16:24:53 bis 16:25:08 UTC von den SSR-Anlagen der ACG eine dem UL zuordenbare Transponderaussendung aufgezeichnet, die den Anfangssteigflug des Unfallfluges dokumentierte. Die aufgezeichneten Druckhöhen und Geschwindigkeiten wurden von der SUB ausgewertet.

<b>Druckhöhe:</b>	zwischen FL080 und FL090, entspricht zwischen 920 und 1020 FT MSL $\pm$ 50 FT (QHN 1017 HPA);
<b>Geschwindigkeit über Grund:</b>	zwischen 51 und 63 KT;
<b>Letzte Änderung der Druckhöhe:</b>	von FL090 auf FL080;
<b>Letzte Änderung der Geschwindigkeit über Grund:</b>	von 57 KT auf 53 KT.

## 1.9 Flugfernmeldedienste

### 1.9.1 Sprechfunkaufzeichnungen

Zum Unfallzeitpunkt wurde im UL ein VHF Handsprechfunkgerät ICOM IC-A21 mit 2-Platz-Intercom FLIGHTCOM und 2 Sprechfunkgarnituren (Headset) mitgeführt.

Im letzten verfügbaren Prüfbericht für Avionik des UL vom 04.02.2016 war eine VHF Sende- und Empfangsanlage BECKER AR 2009 erfasst.

Der/Die an der Bodenfunkstelle des Flugplatzes LOAN zum Unfallzeitpunkt Dienst habende Flugplatzbetriebsleiter/in gab an, dass vor dem Unfallflug von Pilot/in B auf der für den Flugplatzverkehr am Flugplatz LOAN vorgesehenen Sprechfunkfrequenz das Flugvorhaben bekannt gegeben und Abfluginformationen eingeholt wurden (siehe *1.1 Ereignisse und Flugverlauf*).

Aufzeichnungen über den durchgeführten Sprechfunkverkehr standen nicht zur Verfügung.

## 1.10 Flugplatz

### 1.10.1 Allgemein

Name des Flugplatzes:	Wr. Neustadt/Ost
Ortskennung:	LOAN
Flugplatzbezugspunkt (WGS84):	N 47°50'36" E 016°15'37"
Flugplatzhöhe:	896 FT MSL

### 1.10.2 Einrichtungen

#### Piste

Kennung:	09/27
Maße:	1067 M x 23 M
Oberfläche:	Bitumen

#### Fernmeldeeinrichtungen

Rufzeichen:	„Wiener Neustadt Ost Flugplatz“
Frequenz:	122.650 MHz

### 1.10.3 Sichtflugverfahren

Im Luftfahrthandbuch Österreich (AIP Austria), LOAN 2, waren am Unfalltag für Piste 09 folgende Abflugrouten und Platzrunden, Stand 06.03.2014, verlautbart:

## **Abflüge von Piste 09**

### **Richtung Norden:**

Piste 09 nördlich Lichtenwörth, entlang und nördlich der Eisenbahnlinie Wr. Neustadt – Ebenfurth Richtung Nordosten, Meldepunkt H.

### **Richtung Süden:**

Piste 09 Rechtskurve nach dem Abflug Richtung Meldepunkt G (zwischen Döttelbachsiedlung und Lichtenwörth); maximal 1500 FT MSL bis frei von Platzrunde.

## **Platzrunde A**

### **Platzrundenhöhe:**

Minimum 2000 FT MSL

### **Abflug Piste 09:**

nördlich Lichtenwörth, Meldepunkt L, Meldepunkt M, nordöstlich Meldepunkt F, Queranflug östlich entlang Eisenbahnlinie Wien – Wr. Neustadt („Südbahn“), Einkurven in den Endanflug, Schwelle 09.

## **Platzrunde B**

### **Platzrundenhöhe:**

1500 FT MSL

### **Abflug Piste 09:**

nördlich Lichtenwörth, Gegenanflug, Queranflug östlich entlang Eisenbahnlinie Wien – Wr. Neustadt („Südbahn“), Einkurven in den Endanflug, Schwelle 09.

## **Platzrunde N**

Die Platzrunde N wurde ausschließlich für Sichtflüge bei Nacht errichtet.

Die Platzrunden A und N lagen in der TMA LOWW 3 im Luftraum der Luftraumklasse E (3500 FT MSL / 1000 FT AGL), die Platzrunde B unterhalb der TMA LOWW 3 im Luftraum der Luftraumklasse G (Boden bis 1000 FT AGL).

## **1.11 Flugschreiber**

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

Ein GNSS-Empfänger mit Track-Aufzeichnung wurde nicht mitgeführt.

## 1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

### 1.12.1 Unfallort

Die Aufschlagstelle des UL befand sich am Flugplatz LOAN ca. 104 M westlich des Endes der Piste 09 und ca. 42 M nördlich des linken Randes der Piste 09 auf mit Gras bewachsenem ebenen Gelände. Die Bodenspuren ließen keine Horizontalbewegung beim Aufprall erkennen.

Der Unfallort war ca. 800 M vom Schnittpunkt der Pistenachse 09 mit der Eisenbahnlinie Wr. Neustadt – Ebenfurth entfernt, welche nördlich Lichtenwörth die erste Kursänderung nach dem Abflug der für den Flugplatz LOAN verlautbarten Platzrunden A und B sowie der Abflugrouten in Richtung der Meldepunkte G und H markierte (siehe auch *1.10 Flugplatz*).

### 1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das UL war auf den Bug des zerstörten Rumpfes, die Flügelnase und das Hauptfahrwerk gestützt. Der Leitwerksträger ragte in einem Winkel von ca. 60° nach oben. Die Endlage der losen Teile war auf das Hauptwrack konzentriert (Abb. 13 und Abb. 14).

Zur Bergung der Unfallopfer wurde der Rumpf von der Feuerwehr angehoben.

Abbildung 13: Lage des UL an der Aufschlagstelle nach Bergung der Unfallopfer – mit Blick auf die Oberseite der Tragflächen und des Leitwerks



Quelle: SUB

Abbildung 14: Lage des UL an der Aufschlagstelle nach Bergung der Unfallopfer – mit Blick auf die Oberseite der Tragflächen und des Höhenleitwerks und auf die linke Seite des Seitenleitwerks



Quelle: SUB

Das Wrack des UL wurde am 06.05.2016 von der zuständigen Staatsanwaltschaft WIENER NEUSTADT sichergestellt und am Gelände des Flugplatzes Wr. Neustadt/Ost (LOAN) gelagert. Die Sicherstellung wurde am 18.05.2016 aufgehoben.

Die Untersuchung von Trag- und Leitwerk, Rumpf, Steuerung und Ausrüstung des UL durch die SUB erfolgte im Einvernehmen mit dem/der von der zuständigen Staatsanwaltschaft bestellten Sachverständigen.

Die Tragflächen mit den Querrudern und Klappen und das Leitwerk mit Seiten- und Höhenrudern waren mit dem Rumpf verbunden. Die Geometrie von Rumpf-, Trag- und Leitwerk war weitgehend erhalten geblieben. Bezogen auf die Flugzeughauptachsen war die linke Tragfläche nach vorne verformt und die rechte Tragfläche nach hinten.

Gerüst und Schale des Rumpfbuges waren in Höhe der vorderen Flügelabstreibungen bezogen auf die Flugzeughauptachsen nach oben bis zur Flügelvorderkante gefaltet. Der Rumpferüst-Obergurt war zwischen den vorderen und hinteren Flügelanschlüssen jeweils vor und hinter dem Flügelklappen-Rückstellmechanismus gebrochen.

Alle Räder des festen Dreibeinfahrwerks waren vorhanden. Die Radverkleidungen waren nicht montiert. Das Bugfahrwerksbein war nach hinten gebrochen.

Die Gashebel sowie die Gasschieber der beiden Doppelschwimmer-Startervergaser BING 54 waren jeweils kraftschlüssig mit den Gasseilzügen verbunden. Der Starterhebel (Choke) sowie die Starterkolben der Vergaser waren jeweils mit den Choke-Seilzügen verbunden. Die Gas- und Choke-Seilzüge waren intakt.

Die Seitenruderpedalpaare befanden sich in ihren Lagerkonsolen.

Die Seitenruder sowie das Seitenruder waren jeweils kraftschlüssig mit den beiden Steuerseilen verbunden. Im Bereich von Deformationen und Brüchen des Rumpfgerüsts war das linke Steuerseil zwischen linkem Seitenruderpedalpaar und der vorderen Umlenkrolle gerissen (Abb. 15). Die lichtmikroskopische Untersuchung der Drähte des aus sieben Litzen bestehenden Stahlseils mit Kreuzschlag zeigte überwiegend an den Bruchstellen der Einzeldrähte die für duktile Zuggewaltbrüche typischen Schadensmerkmale in Form von Einschnürungen. Einige Litzendrähte wiesen Einkerbungen an der Drahtoberfläche auf. Ansonsten waren am linken Seitenruderseil keine Drahtbrüche sichtbar. Der schwarze Kunststoffmantel des linken Seitenruderseils wies stellenweise Einschnitte gepaart mit Seilabdrücken an der Mantelaußenseite auf. Das rechte Seitenruderseil war intakt.

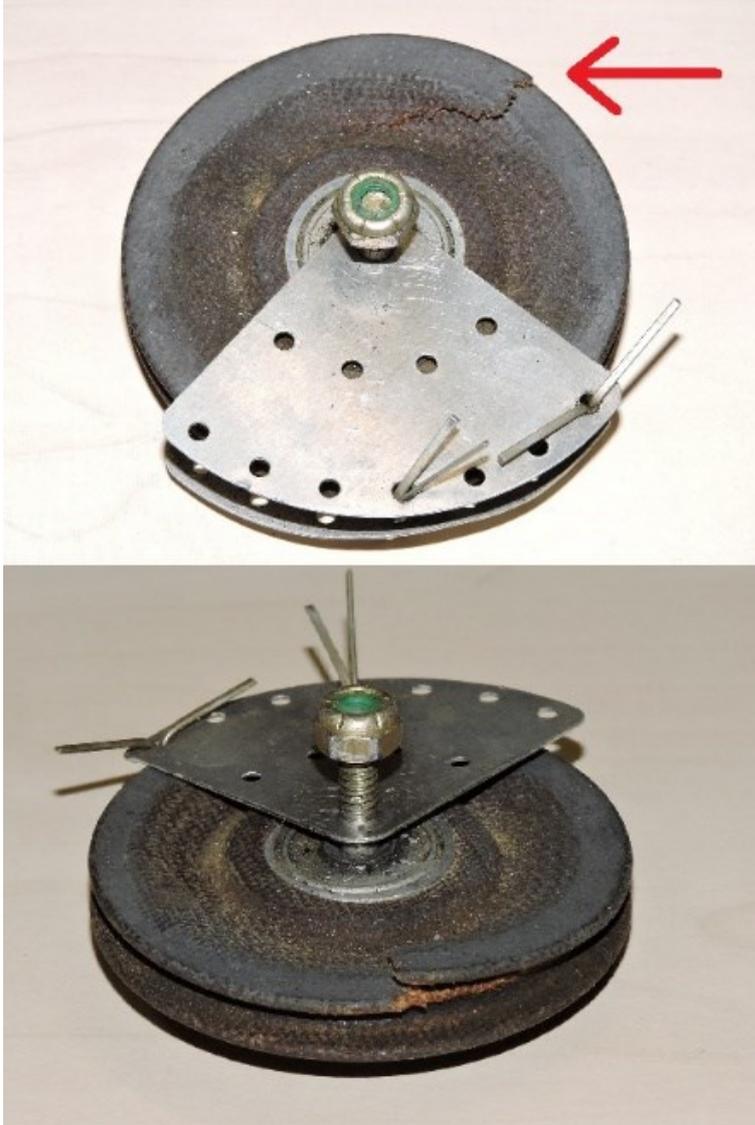
Die Kreisscheibe der vorderen Umlenkrolle des linken Seitenruderseils war im Bereich der Seilführung auf einer Seite nach außen aufgerissen (Abb. 16). Die übrigen Umlenkrollen waren intakt.

Abbildung 15: Linkes Seitenruderseil mit vorderer Umlenkrolle – Steuerseil mit schwarzem Kunststoffmantel zwischen linkem Seitenruderpedalpaar und vorderer Umlenkrolle gerissen (eingerahmt), Deformationen und Brüchen des Rumpfgerüsts



Quelle: SUB

Abbildung 16: Vordere Umlenkrolle des linken Seitenruderseils – Beschädigung (Pfeil) der Kreisscheibe im Bereich der Seilführung



Quelle: SUB

Der linke Steuerknüppel mit Sprechfunktaste wies bezogen auf die Flugzeughauptachsen oberhalb der Schweißnaht für den Drehpunkt der Querrudersteuerung einen nach vorne gerichteten Biegegewaltbruch analog einer Belastung des Steuerknüppels in Richtung *DRÜCKEN* auf. Das Torsionsrohr für die Höhenrudersteuerung wies jeweils unterhalb der Kröpfung der Steuerknüppelaufhängung eine nach vorne gerichtete Biegeverformung analog einer Belastung der Steuerknüppel in Richtung *DRÜCKEN* auf.

Die linke und rechte Lagerkonsole des Steuerknüppelgestänges war jeweils nach oben gebrochen.

Das Steuerknüppelgestänge sowie die Querruder und das Höhenruder waren jeweils kraftschlüssig mit den Seilzügen und dem Steuergestänge verbunden. Der ruderhornseitige Gelenkkopf der Steuerstange des rechten Querruders wies einen Biegegewaltbruch auf. Die Kreisscheibe der vorderen Umlenkrolle des linken Querruderseils war im Bereich der Seilführung ausgebrochen. Die Umlenkrollen und -hebel sowie Ruderanschlüsse waren ansonsten intakt.

Das Höhenruder war mit mechanischer Trimmklappe ausgeführt. Das Trimmrad sowie die Trimmklappe am rechten Höhenruder waren jeweils kraftschlüssig mit den Trimmseilen verbunden.

Der beschädigte Flügelklappenhebel befand sich in der letzten Raste (3. Stellung, 43°). Die Lagerkonsole des Klappenhebels mit der Kulissee für die Hebelrasten war deformiert. Der Klappenhebel sowie die Klappen waren jeweils kraftschlüssig mit den Bowdenzügen verbunden. Der in Richtung Klappenstellung 0° wirkende Rückstellmechanismus war intakt und mit den klappenseitigen Bowdenzügen kraftschlüssig verbunden. Der klappenhebelseitige Bowdenzug wies am Anschluss des Rückstellmechanismus einen Gewaltbruch auf.

Die vorderen und hinteren Flügelabstreifungen waren intakt und kraftschlüssig mit den Tragflächen und dem Rumpferüst verbunden. Die vorderen und hinteren Flügelholmrohre waren jeweils am Anschluss des Randbogens gebrochen. Flügelrohre und Rippenstreben waren über die gesamte Flügelspannweite stellenweise deformiert. Die Abspannseile und Seilanschlüsse waren intakt. Die Flügelbespannung war stellenweise eingerissen und die nachträglich aufgebrachte weiße Lackschicht von dieser abgeplatzt.

Einschläge an den Flügelvorderkanten oder Rückstände im Cockpit durch Vogelschlag („*Birdstrike*“) wurden nicht gefunden.

Beide Flügeltanks mit jeweils einer Entnahmeleitung an der Tankvorderseite und -rückseite waren aufgeplatzt und leer. Die Tankdeckel waren vor dem Eintreffen der SUB am Unfallort aus Sicherheitsgründen entfernt worden. Die Kraftstoffvorratsanzeige umfasste die werkseitig in den Tragflächen montierten Schlauchanzeigen (Kalibrierung 0-10-20-27) sowie zusätzlich Schwimmer in den Tragflächen für die elektrische Anzeige.

Querruder und Klappen waren mit den Lagern an den Tragflächen kraftschlüssig verbunden. Rahmen und Bespannung der Ruder und Klappen waren intakt. Hinweise auf Blockaden wurden nicht gefunden.

Das Rumpfrohr mit Dopplerhülse im Bereich des Anschlussstücks zur Verbindung mit dem Rumpfgerüst (DAeC LTA Nr. LSG 05-001 vom 09.02.2005 durchgeführt) war intakt und ohne Beulen oder Knicke. Der Sporn war intakt.

Die rechte Strebe zur Verbindung des Anschlussstücks des Rumpfrohrs mit dem Rumpfgerüst war geknickt, die linke Strebe und die entsprechenden Strebenanschlüsse waren intakt. Die obere Strebe war kraftschlüssig mit dem Rumpfgerüst verbunden, während der untere Strebenanschluss mit dem intakten Bolzen aus dem Beschlag des Anschlussstücks des Rumpfrohrs gesichert war. Die Bruchränder waren plastisch nach oben verformt. Die Bruchöffnungen waren kleiner als der Bolzendurchmesser (Abb. 17 und Abb. 18).

Abbildung 17: Obere Strebe zur Verbindung des Anschlussstücks des Rumpfrohrs mit dem Rumpfgerüst – unterer Strebenanschluss mit intaktem Bolzen (Pfeil oben) aus Beschlag am Anschlussstück gesichert (Pfeil unten)



Quelle: SUB

Abbildung 18: Obere Strebe zur Verbindung des Anschlussstücks des Rumpfrohrs mit dem Rumpfgest – Bruchöffnungen des Beschlags am Anschlussstück mit plastisch nach oben verformten Bruchrändern



Quelle: SUB

Die Bespannung, die Anschlüsse sowie die Abspannseile und Seilanschlüsse der Leitwerksflossen waren intakt und hatten festen Sitz am Rumpfrohr (Leitwerksträger).

Seiten- und Höhenruder waren jeweils mit den Lagern kraftschlüssig verbunden. Die Bespannung des Seitenruders war auf der linken Seite in Höhe des nach oben ausgeschlagenen Höhenruders eingerissen. Rahmen und Bespannung der Ruder waren ansonsten intakt. Alle Ruderbolzen waren vorhanden und gesichert. Hinweise auf Blockaden wurden nicht gefunden.

Die mechanische Trimmklappe war mit dem Scharnier am rechten Höhenruder kraftschlüssig verbunden und intakt.

Die Trimmleiste am Seitenruder war nach rechts gerichtet und intakt.

Der Propeller, der wie die Zelle eine weiße Lackierung aufwies, hatte festen Sitz auf dem Propellerflansch des Getriebes und war weitgehend unbeschädigt. Alle Nabenschrauben waren vorhanden und hatten festen Sitz. Die Propellerblätter hatten festen, spielfreien Sitz in der Propellernabe und wiesen lediglich an den Blattspitzen geringfügige Schürfspuren auf. Hinweise auf lose Teile des UL, die sich während des Flugbetriebs gelöst hatten und in den Propeller geraten waren, wurden nicht gefunden.

Das Triebwerk war bezogen auf die Flugzeughauptachsen nach vorne oben aus dem Motorträger gerissen. Der Motorträger hatte festen Sitz am Rumpfgerüst-Obergurt.

Beide Vergaser waren von den Vergaserstutzen mit festsitzenden Montageschellen gezogen. Die Synchronität der Ansteuerung der Vergaser war nicht überprüfbar. Beide Schwimmerkammern enthielten Kraftstoff ohne sichtbare Wasserrückstände oder Verunreinigungen. Alle Kraftstoffleitungen und die motorgetriebene Kraftstoffpumpe MIKUNI DF 52-48 waren angeschlossen.

Der Ansaugdämpfer mit beschädigtem Luftfilter war von den Dämpferstutzen der Vergaser gezogen. Der Luftfilter war nicht verlegt.

Der mit Zugfedern zwischen Auspuffkrümmer und Auspufftopf fixierte Verbindungsbogen war herausgesprungen. Mehrere Zugfedern waren ausgehängt oder überdehnt. Bei Trennung des Auspufftopfs vom Auspuffkrümmer kann das mittels Resonanzladung nochmals in die Zylinder zurückgeführte Abgas nicht verbrannt werden und hat das Triebwerk ca. ein Drittel weniger Leistung.

Hinweise auf Fremdkörper oder lose Teile im Auspufftopf, welche die Abgaskanäle hätten verlegen können, wurden nicht gefunden.

Der Flüssigkeitskühler, der wie die Zelle eine weiße Lackierung aufwies, war ohne sichtbare Beschädigungen und Undichtheiten. Die Kühlflüssigkeitsschläuche hatten festen Sitz.

Die Masseleitungen waren angeschlossen.

Das Kerzenbild war unauffällig. Die Widerstandsstecker der Zündleitungen waren vor dem Eintreffen der SUB am Unfallort aus Sicherheitsgründen von allen 4 Zündkerzen abgezogen worden.

Der Starterdeckel war aufschlagbedingt gebrochen und der Ritzelanlasser aus der Halterung gerissen.

### 1.12.3 Cockpit und Instrumente

Nach dem Unfall waren folgende Schalterstellungen und Instrumentenanzeigen ablesbar:

<b>Brandhahn:</b>	offen
<b>Drehschalter für die Zündung:</b>	„BOTH“ (beide Zündkreise eingeschaltet)

**Leitungsschutzschalter 10A:** gezogen (offen)  
**Leitungsschutzschalter 1A:** gedrückt (geschlossen)  
**Fahrtmesser:** Zeiger 0 KM/H  
Weißer Bogen 50-65 KM/H  
Grüner Bogen 65-115 KM/H  
Gelber Bogen 115-143 KM/H  
Roter radialer Strich 143 KM/H  
**Höhenmesser-Skaleneinstellung:** 1017 HPA

Der Instrumentenpilot war deformiert. Alle Kippschalter einschließlich des Hauptschalters wiesen aufschlagbedingte Schäden auf, ebenso der Höhenmesser und die Triebwerküberwachungsgeräte. Die Flugüberwachungsinstrumente trugen keine Prüfvermerke.

Das links von der Mitte auf der Rumpfunterseite montierte Pitot-Rohr wies aufschlagbedingte Schäden und Verunreinigungen auf. Die Messleitungen der Pitot-Statik-Anlage wiesen aufschlagbedingte Durchtrennungen auf. Der Fahrtmesser war mechanisch intakt.

Die mit Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-008 vom 06.07.2005 vorgeschriebenen Fahrtmessermarkierungen sahen für die untere Grenze des grünen Bogens (Normaler Betriebsbereich) die Geschwindigkeit  $1,1 \times VS1$  bei Höchstmasse und Flügelklappen in Neutralstellung vor, und jene des weißen Bogens (Geschwindigkeitsbereich mit voll ausgefahrenen Flügelklappen) die Geschwindigkeit  $1,1 \times VS0$  bei Höchstmasse. Die entsprechenden Daten waren dem Flug- und Betriebshandbuch zu entnehmen bzw. beim/bei der Hersteller/in bzw. Musterbetreuer/in zu erfragen.

Als VS1 war die Überziehgeschwindigkeit oder kleinste stetige Geschwindigkeit, bei der das Luftfahrzeug bei Höchstmasse, bei Flügelklappen in Neutralstellung noch steuerbar ist, heranzuziehen.

Als VS0 war die Überziehgeschwindigkeit oder kleinste stetige Geschwindigkeit, bei der das Luftfahrzeug in Landekonfiguration noch steuerbar ist, heranzuziehen.

Die für alle aerodynamisch gesteuerten UL geltende Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-008 war im Lebenslaufakt des UL am 04.02.2012 als durchgeführt vermerkt (vor dem Umbau des UL). In den verfügbaren Ausrüstungs- und Prüfaufzeichnungen des UL waren keine Werknummern der Flugüberwachungsinstrumente erfasst.

Die Verkabelung der elektrischen Anlage war durch Stauchung des Rumpfbüges bis zum Instrumentenpult zerstört und wies durchtrennte Leitungen sowie gelöste Steckverbindungen auf. Hinweise auf einen Kabelbrand infolge loser Kabelverbindungen, Kabelbrüche oder Masseschlüsse wurden nicht gefunden.

Beide Leitungsschutzschalter waren mechanisch intakt und wiesen in den Schalterstellungen „offen“ und „geschlossen“ korrekte Schaltzustände auf. Alle Kabelanschlüsse waren intakt.

Die Bordbatterie mit niedrigem Ladezustand befand sich in der vorgesehenen Halterung und die Anschlüsse der Batteriehauptleitungen waren intakt. Der in die Batterie-Plusleitung eingebaute handbetätigte Batterietrennschalter (Drehschalter mit Schlüssel) war gebrochen. Die Batterie-Masseleitung war mechanisch durchtrennt.

#### **1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen**

Mit Ausnahme eines nicht funktionsfähigen ATC-Transponders und einer entladenen Bordbatterie sind keine Hinweise auf vor dem Unfall bekannte Defekte am Luftfahrzeug bekannt.

### **1.13 Medizinische und pathologische Angaben**

Hinweise auf eine vor dem Unfall bestandene psychische oder physische Beeinträchtigung der beiden Unfallopfer, welche Anhaltspunkte für einen beeinträchtigten Zustand oder einen Ausfall von Flugbesatzungsmitgliedern während des Fluges liefern, sind nicht bekannt.

Ein/e Fachärztin für Gerichtsmedizin wurde am 07.05.2016 mit der Durchführung der Blutabnahme an den beiden Unfallopfern, Pilot/in A und Pilot/in B, und der chemisch-toxikologischen Untersuchung dieser Blutproben auf Sucht- und Arzneimittelrückstände sowie der Trinkalkohol- und Kohlenmonoxid-Bestimmung beauftragt.

**Auszug aus dem gerichtsmedizinischen Gutachten über eine Beeinträchtigung durch Alkohol, Sucht- und Arzneimittel bzw. Kohlenmonoxid:**

**Ermittlung im Behördenauftrag:**

Nach telefonischer Terminvereinbarung mit der Bestattung Wr. Neustadt werden am 7.5.2016 von den [Anm.: Unfallopfern] Blutproben gewonnen. [...]

Die Blutproben werden zunächst einer spektroskopischen Untersuchung auf CO-Hb unterzogen, die negativ verläuft.

Zur weiteren toxikologischen Analyse werden die Proben an [Anm.: der/die toxikologische Sachverständige] weitergeleitet. Der von [Anm.: ihm/ihr] übermittelte Befund wird im Gutachten verwertet und beigegeben.

#### G U T A C H T E N [Anm.: Pilot/in A]

Die Untersuchung der Blutprobe [Anm.: des/der Pilot/in A] auf deren Gehalt an Ethylalkohol ergab einen Nullwert.

Eine spektroskopische Untersuchung erbrachte auch keine Anhaltspunkte für eine CO-Hb Anreicherung.

Es war – entsprechend dem toxikologischen Befund und Gutachten – der Wirkstoff des Kalziumantagonisten Amlodipin (herz-kreislaufwirksames Medikament, u.a. zur Behandlung von Angina pectoris) in therapeutischer Konzentration nachzuweisen.

Beeinträchtigende Substanzen oder Suchtgifte fanden sich nicht.

Insgesamt haben die erhobenen Befunde somit keine Anhaltspunkte für eine Beeinträchtigung [Anm.: des/der Pilot/in A] durch Alkohol- oder Medikamentenwirkung erbracht.

#### G U T A C H T E N [Anm.: Pilot/in B]

Die Untersuchung der Blutprobe [Anm.: des/der Pilot/in B] auf deren Gehalt an Ethylalkohol ergab einen Nullwert.

Eine spektroskopische Untersuchung des Blutes erbrachte auch keine Anhaltspunkte für eine CO-Hb Anreicherung.

Bei der toxikologischen Analyse der Blutprobe mittels chromatographischer und massenspektrometrischer Methoden waren keine Hinweise für das Vorhandensein von Suchtgiften oder beeinträchtigenden Substanzen zu erhalten.

Insgesamt haben die erhobenen Befunde somit keine Anhaltspunkte für eine Beeinträchtigung [Anm.: des/der Pilot/in B] durch Alkohol- oder Medikamentenwirkung erbracht.

## 1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes im Fluge oder beim Aufschlag am Boden festgestellt werden.

## 1.15 Überlebensaspekte

### 1.15.1 Rückhaltesysteme

Im UL standen für beide Sitze Schulter- und Beckengurte zur Verfügung. Die beiden Besatzungsmitglieder des UL waren beim Aufschlag am Boden durch Beckengurte gesichert. Die Anschlüsse der Sicherheitsgurte im Rumpfgerüst waren intakt.

### 1.15.2 Rettungssysteme

Im UL war ein Gesamttrettungssystem eingebaut.

#### Rettungsgerät

##### Baumerkmale:

im textilen Container verpackte Fallschirmkappe ohne Packschlauch für pyrotechnische Auslösung mit gerichteter Streckung

##### Beanspruchungsgruppe:

VI-450 KG

<b>Höchstzulässige Gebrauchsgeschwindigkeit:</b>	150 KM/H
<b>Entfaltungshöhe:</b>	max. 80 M
<b>Hersteller/in:</b>	MERTENS, BRD
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	STAR 95
<b>Musterzulassung:</b>	DAeC-Kennblatt Nr. 61504, Ausgabe Nr. 1
<b>Baujahr:</b>	1996 (Betriebszeit 15 Jahre)
<b>Letzte Nachprüfung durch Hersteller/in:</b>	17.01.2016 (Prüfstempel am Container)

Das Rettungsgerät MERTENS STAR war gemäß DAeC-Kennblatt Nr. 61107, Ausgabe 8 vom 30.05.2013, als Ausrüstung für UL der Baureihe RANS S-12 „Airail“ zugelassen (nicht jedoch das Rettungsgerät CHARLY PHANTOM 450).

Das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 war gemäß DAeC-Kennblatt Nr. 61504, Ausgabe Nr. 4 vom 24.11.2010, alle 12 Monate in das Prüfintervall des UL einzubeziehen (Befestigung des Containers, Verlegung der Haltegurte und deren Zustand sowie Raketenmotor). Eine Nachprüfung war nach Ablauf von 24 Monaten seit der letzten Nachprüfung erforderlich. Das Packintervall betrug 24 Monate. Nachprüfungen und Packen des Rettungssystems durften nur durch den/die Hersteller/in oder den autorisierten Personenkreis durchgeführt werden.

Das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 war erstmals anlässlich der Nachprüfung des UL am 05.10.2014 als Bestandteil der Ausrüstung des UL im Prüfbericht vermerkt.

#### **Raketenmotor**

<b>Hersteller/in:</b>	JUNKERS PROFLY, BRD
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	ZRM-220 (mit mechanischer Aktivierungseinheit)
<b>Baujahr:</b>	2006
<b>Ablaufdatum:</b>	Jänner 2017.
<b>Letzte Nachprüfung:</b>	11.01.2012 (Intervall 5 Jahre)

Das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 durfte gemäß DAeC-Kennblatt Nr. 61504, Ausgabe Nr. 4 vom 24.11.2010, in Verbindung mit dem Raketenmotor ZRM-220 verwendet werden.

Da bei dem UL das Rettungssystem vor dem Propeller eingebaut war (Pusher), war der Auslösegriff der Rakete mit einem Schalter zur Zündabschaltung des Triebwerks kombiniert, um ein Kappen der Tragseile durch den Propeller zu verhindern.

Die Nachrüstung des UL mit einer mit dem Rettungssystem gekoppelten Zündabschaltung gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 11-001 Rev. 1 vom 04.02.2011 war erstmals am 25.03.2011 dokumentiert. Durch Einbau eines Schalters HONDA MARINE „*Toter-Mann-Knopf*“ für Außenbordmotoren sollten bei Auslösung der Rakete des Rettungssystems automatisch beide Zündkreise bzw. der Zündstrom über den Hauptzündschalter kurzgeschlossen werden. Die Änderung am zugelassenen Muster wurde am 11.07.2011 durch den DAeC mit Änderung am Stück Nr. 61107-4-11-07-11 anerkannt. Ohne Nachrüstung musste jede/r Insasse/in beim Betrieb des UL zusätzlich zum eingebauten Rettungssystem einen zugelassenen Rettungsfallschirm mitführen und anlegen. Zum Unfallzeitpunkt wurden im UL keine Rettungsfallschirme mitgeführt.

Der Schalter zur Zündabschaltung befand sich hinter dem Auslösegriff der Rakete auf derselben Halteplatte. Beim Zug am Auslösegriff sollte ein Plättchen vom federbelasteten Schalter abgezogen werden, worauf der Schalterknopf eingezogen wird und die Zündkreise kurzschließen. Das Schalterplättchen war mit dem Auslösegriff verbunden und vom Schalter abgezogen (Abb. 19).

Schalter und Schalterplättchen waren mechanisch intakt. Die beiden mit Isolierband umwickelten Kurzschlussleitungen waren intakt und an den Schalter angeschlossen (Abb. 20). Der Schalter wies mit eingesetztem und abgezogenem Schalterplättchen korrekte Schaltzustände auf.

Die anwendbaren Lufttüchtigkeitsforderungen für Rettungsgeräte schreiben für den Auslösemechanismus beim Nichtbetrieb des UL vor, dass Vorkehrungen getroffen werden müssen, um den Auslösemechanismus zu sichern, wenn das UL nicht in Betrieb ist, um ein unbeabsichtigtes Auslösen des Rettungssystems extrem unwahrscheinlich zu machen.

Der Auslösegriff der Rakete „*JUNKERS*“ war zum Unfallzeitpunkt mit einem versperrten Vorhängeschloss gegen unbeabsichtigtes Auslösen der Rakete gesichert. Vom Schloss, das mit einer roten Warnflagge „*REMOVE BEFORE USE*“ gekennzeichnet war, war der Schlüssel abgezogen (Abb. 19 und Abb. 20). Am Cockpitboden wurde ein zum Vorhängeschloss passender Schlüssel ebenfalls mit roter Warnflagge „*REMOVE BEFORE FLIGHT*“ gefunden. Bei Entlastung des federbelasteten Schließzylinders war der Schlüssel abziehbar.

Die in die Halteplatte integrierte Lasche zum Einhängen des Vorhängeschlossbügels war verbogen. Die Fixierung des Auslösegriff-Bowdenzugs auf der Halteplatte war gelockert und eine Schraube mit Mutter fehlte.

Abbildung 19: Auffindungszustand des Auslösegriffs der Rakete für das Rettungssystem – vom Schalter der Zündabschaltung abgezogenes Schalterplättchen (Pfeil), Auslösegriff mit versperrtem Vorhängeschloss, roter Warnflagge „REMOVE BEFORE USE“ und abgezogenem Schlüssel



Quelle: SUB

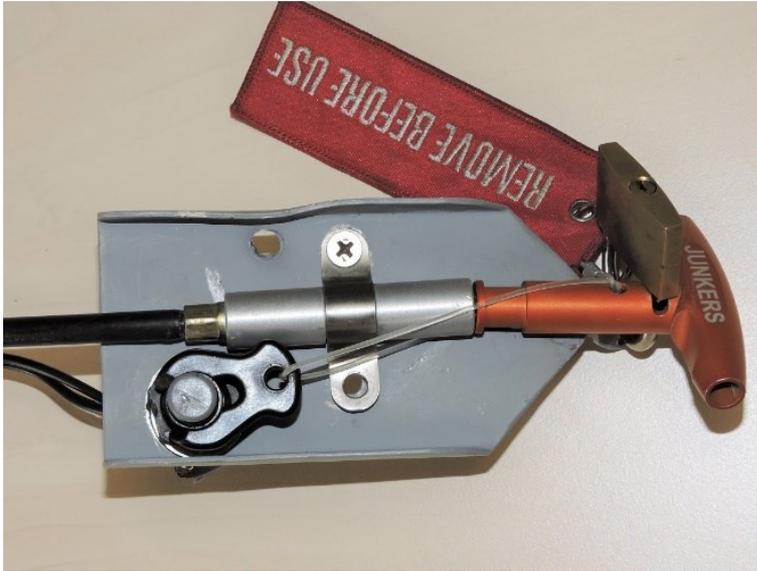
Abbildung 20: Zustand des Auslösegriffs der Rakete für das Rettungssystem nach Entfernen der Innenverkleidungen – Halteplatte mit Schalter zur Zündabschaltung und angeschlossene mit Isolierband umwickelte Kurzschlussleitungen (Pfeil)



Quelle: SUB

Abhängig vom Spiel zwischen gesichertem Auslösegriff der Rakete und Halteplatte konnte mit dem gesicherten Auslösegriff Zug auf das Schalterplättchen ausgeübt werden (Abb. 21 und Abb. 22).

Abbildung 21: Auslösegriff der Rakete für das Rettungssystem – Einbaulage des Schalterplättchens und des Auslösegriffs mit versperrtem Vorhängeschloss



Quelle: SUB

Abbildung 22: Auslösegriff der Rakete für das Rettungssystem: Lage des Auslösegriffs auf der Halteplatte mit verbogener Lasche zum Einhängen des Vorhängeschlosses und abgezogenes Schalterplättchen analog dem Auffindungszustand



Quelle: SUB

### **1.15.3 Verletzungsursachen**

Pilot/in A war im linken Sitz eingeklemmt, wobei der Oberkörper nach links aus dem Cockpit ragte. Pilot/in B war im rechten Sitz eingeklemmt. Beide Unfallopfer wiesen schwere Verletzungen im Kopf- und Brustbereich auf (Polytrauma). Der Unfall war nicht überlebar.

### **1.15.4 Verletzungsursachen**

Ein gemäß § 29 LVR 2014 für Flüge mit Zivilluftfahrzeugen bis zu einer höchstzulässigen Abflugmasse von 20.000 KG vorgeschriebener funktionsbereiter Notsender (ELT) wurde im UL nicht mitgeführt.

Kein Notsender war erforderlich für ein Luftfahrzeug, das sich in der Nähe eines Flugplatzes befindet, wenn es sich unter anderem in einer Platzrunde befindet, in diese einfliegt oder sie verlässt (Flugplatzverkehr).

## **1.16 Weiterführende Untersuchungen**

### **1.16.1 Technische Untersuchung**

Das Triebwerk einschließlich Zündschloss und Kabelbaum sowie Bauteile der Kraftstoffanlage wurden für weitere Untersuchungen von der SUB sichergestellt.

#### **Kraftstoffanlage**

Der Brandhahn (Kugelventil), das Filtergehäuse, die elektrische Pumpe (optional) und die Schläuche waren ohne sichtbare Anzeichen von Undichtheiten. Der Hebel des Brandhahns war beschädigt. Der elektrische Antrieb der Pumpe war funktionsfähig. Die in die GFK-Flügel tanks eingearzteten Schlauchanschlüsse für die Kraftstoffentnahme waren gewaltsam aus den Klebestellen gerissen.

Die Leitungsschnellkupplung, über die der Brandhahn von den beiden Entnahmeleitungen des linken Flügel tanks gespeist wurde, war getrennt, jene des rechten Flügel tanks war geschlossen und verriegelt. Der jeweils leichtgängige federbelastete Verriegelungsmechanismus der beiden Kupplungen war intakt und ließ sich im geschlossenen und verriegelten Zustand unter Zugbelastung der Leitungen nicht trennen. Das zu- und abflussseitige Kupplungsstück verfügte jeweils über ein federbelastetes Ventil, welches bei getrennter Kupplung dicht schloss.

Ansonsten wurden keine losen Verbindungen innerhalb der Kraftstoffanlage gefunden. Alle Schlauchschellen waren intakt. Die Kraftstoffschläuche und der geöffnete Brandhahn waren durchgängig.

Der Kraftstofffilter und das Filtergehäuse waren sauber. Das Entwässerungsventil war geschlossen und dicht.

### **Zündschloss und Kabelbaum**

Der Drehschalter für die Zündung (Zündschloss) war mechanisch intakt und wies in den Schalterstellungen „OFF“, „R“, „L“, „BOTH“ und „START (PUSH)“ korrekte Schaltzustände auf. Die Mutter der Masseleitung war nach dem Unfall handfest angezogen, ansonsten waren alle Kabelanschlüsse intakt.

Die Untersuchung des im Cockpit zwischen Triebwerk und Zündschloss verlegten Kabelbaums erbrachte keine Hinweise auf Kabelbrüche oder Masseschlüsse.

### **Triebwerk**

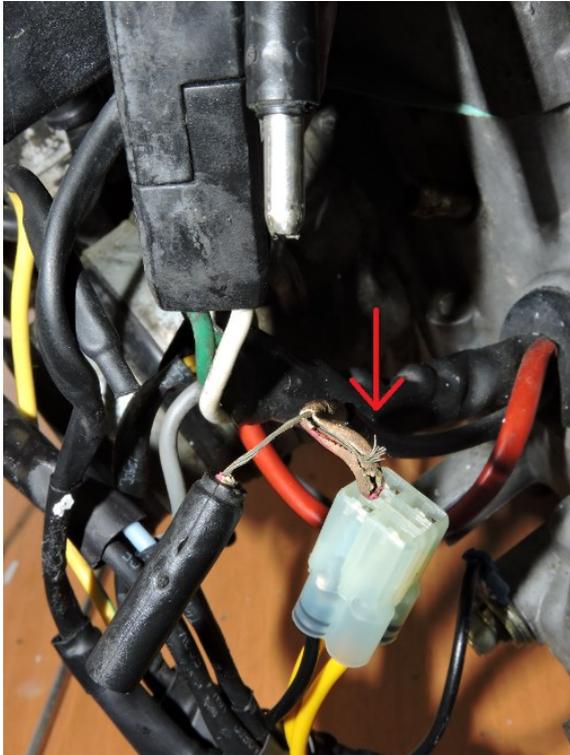
Anlässlich der Befundung des Triebwerks ROTAX 582 UL DCDI durch Fa. BRP-Powertrain GmbH & Co KG unter Aufsicht der SUB am 20.05.2016 wurden ein allgemein schlechter Wartungszustand und ein beginnender Kabelbruch an einer der beiden Abstellleitungen der Doppelzündanlage identifiziert (Abb. 23 und Abb. 24). Der elektrische Widerstand der beschädigten Abstellleitung entsprach dem Soll-Wert. Bei Unterbrechung der Abstellleitung wäre ein Zündgeber bzw. ein Zündkreis außer Betrieb. Hinweise auf Mangelschmierung, Überhitzen oder Blockieren des Triebwerks wurden nicht gefunden.

Abbildung 23: Zustand der Abstelleitungen der Doppelzündung vor dem Triebwerkstandlauf – mit einem Schrumpfschlauch umhüllte Abstelleitungen (Pfeil)



Quelle. SUB

Abbildung 24: Zustand der Abstellleitungen der Doppelzündung vor dem Triebwerkstandlauf – nach Entfernen des Schrumpfschlauchs werden die brüchige Kabelisolierung und die teilweise gebrochenen Litzendrähte der Abstellleitung sichtbar (Pfeil)



Quelle. SUB

Vor dem Prüflauf wurden die beiden Schwimmer-Vergaser, der Ansaugdämpfer ohne beschädigten Luftfilter und ein Seilzugstarter anstelle des beschädigten Ritzelanlassers montiert.

Beim Triebwerkstandlauf am Motorprüfstand der Fa. BRP-Powertrain GmbH & Co KG war während einer Prüfdauer von ca. 5 Minuten bis zur höchstzulässigen Motordrehzahl unter Last störungsfreier Motorlauf gegeben. Beide Zündkreise waren funktionsfähig. Die bei stabilen Motordrehzahlen von ca. 6280 RPM und ca. 6550 RPM gemessene und auf die Bedingungen der internationalen Standardatmosphäre ISA korrigierten Leistungsdaten entsprachen einer Motorleistung von 47,8 KW (Nennleistung 48 KW bzw. ca. 65 PS).

Motorlauf war auch bei Verbindung der Zündanlage des Triebwerks mit dem Kabelbaum des UL und dem Zündschloss in Stellung „BOTH“ gegeben.

Für den Prüflauf wurde als Kraftstoffgemisch Super Benzin (EN 228 Super) und synthetisches 2-Takt-Motoröl der Sorte „BRP XPS Synthetic 2 Cycle Oil“ im Mischverhältnis 1:50 verwendet (Motor ohne Frischölpumpenschmierung).

## 1.17 Organisation und deren Verfahren

Keine Angaben.

## 1.18 Andere Angaben

### 1.18.1 Rechtliche Bestimmungen

#### Erlässe

Auszug aus dem Erlass des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie betreffend die Voraussetzungen für die Verwendung bundesdeutscher UL in Österreich GZ. 58.537/9-II/L1/04 vom 17. Juni 2004:

Mit Wirkung ab 18. Juni 2004 darf jeder Inhaber einer deutschen Luftspürtgerateführerlizenz für Ultralight-Flugzeuge („Ultralight-Lizenz“, „Sportpilotenlizenz“) seine Berechtigung auf deutschen Ultralight-Flugzeugen nach Sichtflugregeln (VFR, kein Betrieb in Kontrollzonen und SRAs [Anm.: Bereiche mit Sonderregelungen gemäß § 2 lit. 2a Luftverkehrsregeln 1967 – LVR 1967 idgF] unter den folgenden Voraussetzungen beziehungsweise Einschränkungen in Österreich ausüben:

- Mitführung der die Lufttüchtigkeit bestätigenden deutschen Urkunden wie etwa Eingeschränktes Lufttüchtigkeitszeugnis beziehungsweise Lufttüchtigkeitszeugnis für Luftsportgeräte, Nachprüfschein, eventuell Lärmzeugnis.
- Die den §§ 163 ff. Luftfahrtgesetz 1957 idgF (LFG) [Anm.: § 163 LFG idF BGBl. I Nr. 102/1997, Versicherung zugunsten von Personen und Sachen, die nicht im Luftfahrzeug befördert werden, Außerkrafttretensdatum 30.06.2006; § 164 LFG idF BGBl. I Nr. 108/2013, Haftpflichtversicherung, Inkrafttretensdatum 01.10.2013] und § 15 Abs. 2 des Bundesgesetzes über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge idgF (Flugunfalluntersuchungs-Gesetz – FIUG) [Anm.:

aufgehoben durch BGBl. I Nr. 123/2005, Außerkrafttretensdatum 31.12.2005] entsprechenden Versicherungen müssen gültig vorliegen.

- Das Luftfahrzeug muss über ein betriebstüchtiges Rettungsgerät, eine Sprechfunkeinrichtung und einen Emergency Locator Transmitter (ELT) verfügen.
- Die in diesem Erlass festgelegte Anerkennung erstreckt sich nicht auf Fluglehrerberechtigungen und ist auf nichtgewerbsmäßige und unentgeltliche Tätigkeit beschränkt.

Auf die Verpflichtung zur Einhaltung sonstiger österreichischer Rechtsvorschriften wird hingewiesen.

Die Wirksamkeit des Erlasses endet mit dem 31.12.2005.

Die Wirksamkeit des Erlasses GZ. 58.537/9-II/L1/04 wurde am 12.09.2007 bis auf Widerruf verlängert (GZ. BMVIT-58.537/0002-II/L1/2007).

### **Gästeflugverordnung**

Seit Inkrafttreten der Gästeflugregelung gemäß § 132a Luftfahrtgesetz (LFG), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 108/2013, am 01.10.2013 kann der Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie, soweit keine zwischenstaatlichen Vereinbarungen oder unionsrechtlichen Bestimmungen bestehen, mit Verordnung unter Bedachtnahme auf das öffentliche Interesse der Sicherheit der Luftfahrt festlegen, dass in bestimmten Staaten registrierte Luftfahrzeuge von Zivilluftfahrern mit von diesen Staaten ausgestellten Erlaubnissen zur Ausübung der in § 25 LFG idgF (Ziviles Luftfahrtpersonal – Begriffsbestimmung) angeführten Tätigkeiten unentgeltlich auch ohne Anerkennung gemäß § 18 idgF (Luftfahrzeuge – Voraussetzungen für die Verwendung von ausländischen Luftfahrzeugen im Fluge) und § 40 idgF (Ziviles Luftfahrtpersonal – Anerkennung ausländischer Erlaubnisse) im Bundesgebiet betrieben werden dürfen.

Diese Verordnung darf nur erlassen werden, wenn die Voraussetzungen gemäß § 18 Abs. 2 Z 1 LFG idgF und § 40 Abs. 2 Z 1 LFG idgF hinsichtlich der Gleichwertigkeit ausländischer und österreichischer Bestätigungen der zulässigen Verwendung von Zivilluftfahrzeugen im Fluge und Zivilluftfahrerscheine erfüllt sind.

Am 01.03.2017 ist aufgrund des § 132a LFG, BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 80/2016, die Gästeflugverordnung, BGBl. II Nr. 49/2017, in Kraft getreten.

Mit der Gästeflugverordnung wird u.a. festgelegt, in welchen Fällen der Betrieb von Ultraleichtflugzeugen durch Personen mit ausländischer Erlaubnis für die in § 25 LFG idgF beschriebenen Tätigkeiten auch ohne eine Anerkennung der ausländischen Erlaubnis gemäß § 40 LFG idgF und gegebenenfalls ohne Anerkennung der ausländischen Bestätigung über die zulässige Verwendung im Fluge gemäß § 18 Abs. 1 Z 1 LFG idgF erfolgen darf, und der bewilligungsfreie Einflug nach Österreich ermöglicht.

### **Luftverkehrsregeln**

Auszug aus den Luftverkehrsregeln 2014 – LVR 2014, BGBl. II Nr. 297/2014:

#### **Transponder**

§ 30. (1) Der Betrieb von kraftangetriebenen Zivilluftfahrzeugen schwerer als Luft mit starren Tragflächen, Hubschraubern und Gyrocoptern ist in den in Anhang A angeführten Lufträumen (Luftraumklasse E) grundsätzlich nur mit einem betriebsbereiten Transponder Mode S mit Druckhöhenübermittlung zulässig. An diesen Transpondern ist bei Flügen mit diesen Luftfahrzeugen, soweit von einer Flugverkehrsdienststelle nicht anders aufgetragen wurde, unaufgefordert der Code 7000 inklusive automatischer Druckhöhenübermittlung einzustellen.

(2) Abweichend von Abs. 1 dürfen zum Zeitpunkt des Inkrafttretens dieser Verordnung in Zivilluftfahrzeugen bereits eingebaute Transponder, die nicht in Mode S betrieben werden können, bis zum 31. Dezember 2017 weiterhin verwendet werden. Im Falle des Austausches dieser Transponder ist Abs. 1 anzuwenden.

### **1.18.2 Videoaufzeichnungen**

Ein/e am Unfalltag am Vorfeld des Flugplatzes LOAN anwesende/r Zeuge/in stellte der SUB ein mit Smartphone aufgezeichnetes Video von 1:27 Minuten Dauer zur Verfügung, das unmittelbar vor dem Unfallflug die Warmlaufphase des Triebwerks des am Vorfeld stehenden UL und das Rollen des UL vom Vorfeld über Rollweg C („Charlie“) zum Rollweg A („Alfa“) dokumentierte.

Das Video wurde von der SUB ausgewertet:

- gleichmäßiges Laufgeräusch des Motors während der gesamten Videodauer;
- beide Tankdeckel befinden sich auf den Einfüllöffnungen der Flügel tanks;
- beide Flügelklappen sind eingefahren;
- die Radverkleidungen des Bug- und Hauptfahrwerks fehlen;
- beide Besatzungsmitglieder tragen Sprechfunkgarituren (Headset);
- beide Besatzungsmitglieder haben beim Rollen keine Schultergurte angelegt, wobei jener von Pilot/in A am linken Sitz aus dem Spalt zwischen linker Cockpittür und Türrahmen ragt (Abb. 25);
- Pilot/in B am rechten Sitz umgreift vor dem Rollen mit der linken Hand den linken Steuerknüppel (Abb. 26);
- zu Beginn des Rollens landet ein Motorflugzeug des Baumusters DA20/DV20 auf Piste 09 (Kennzeichen nicht lesbar).

Abbildung 25: Einzelbild der vor dem Unfallflug am Vorfeld des Flugplatzes Wr. Neustadt/Ost (LOAN) mit einem Video dokumentierten Warmlaufphase des Triebwerks des UL – Schultergurt von Pilot/in A am linken Sitz (Pfeil) ragt aus dem Spalt zwischen linker Cockpittür und Türrahmen



Quelle: Zeuge ist der SUB namentlich bekannt

Abbildung 26: Einzelbild der vor dem Unfallflug am Vorfeld des Flugplatzes LOAN mit einem Video dokumentierten Warmlaufphase des Triebwerks des UL – linke Hand von Pilot/in B am

rechten Sitz umgreift vor dem Rollen den linken Steuerknüppel (vergrößerter Bildausschnitt aus Abbildung 25)



Quelle: Zeuge ist der SUB namentlich bekannt

Der/Die von der zuständigen Staatsanwaltschaft bestellte Sachverständige stellte der SUB ein am 07.06.2015 an Bord des UL aufgezeichnetes Video von 17:54 Minuten Dauer zur Verfügung, das 4 Platzrunden mit Aufsetzen und Durchstarten auf der Graspiste 15 des Flugplatzes Pinkafeld (LOGP), ELEV 1338 FT MSL (nominelle Platzrundenhöhe 1000 FT AGL), und eine Gesamtflugzeit von 0:09 Stunden dokumentierte. Das Videoaufzeichnungsgerät erfasste den natürlichen Horizont in Flugrichtung sowie den Instrumentenpils mit teilweise sichtbaren Flugüberwachungsinstrumenten einschließlich des Fahrtmessers und Triebwerküberwachungsgeräten.

Für alle im Bordbuch Nr. 1 des UL dokumentierten Flüge am 07.06.2015 am Flugplatz LOGP war Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ ohne zweites Besatzungsmitglied oder Passagier/in eingetragen.

Das Video wurde von der SUB ausgewertet:

- angezeigte Fluggeschwindigkeit beim Abheben ca. IAS 70 KM/H;
- angezeigte Fluggeschwindigkeit im Steigflug auf Platzrundenhöhe ca. IAS 80-85 KM/H (Abb. 27 und Abb. 28);

- vor dem Einleiten des Kurvenflugs in den rechten Querabflug Beschleunigung auf eine angezeigte Fluggeschwindigkeit von ca. IAS 90 KM/H (Abb. 29);
- Rechtskurve mit ca. 30°-40° Rollwinkel und einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von ca. IAS 90-100 KM/H (Abb. 30);
- die während einer Platzrunde auf den Kurvenflug (Vollwinkel bzw. Vollkreis) entfallende Zeitspanne beträgt zwischen 23 und 33 Sekunden (entspricht im aerodynamisch korrekten Kurvenflug mit einer mittleren Fluggeschwindigkeit von ca. IAS 95 KM/H in Platzrundenhöhe einem mittleren Rollwinkel von ca. 28°-38°).

Abbildung 27: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15 des Flugplatzes Pinkafeld (LOGP) – nach dem Abheben über der Piste am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 85 KM/H



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 28: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15

des Flugplatzes LOGP – während des Steigfluges auf Platzrundenhöhe am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 80 KM/H



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 29: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15 des Flugplatzes LOGP – beim Einleiten der Rechtskurve in den rechten Querabflug am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 90 KM/H



Quelle: Pilot/in A

Abbildung 30: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15

des Flugplatzes LOGP – während der Rechtskurve mit ca. 40° Rollwinkel am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 95 KM/H



Quelle: Pilot/in A

### 1.19 Nützliche und effektive Untersuchungstechniken

Entfällt.

# 2 Auswertung

## 2.1 Flugbetrieb

### 2.1.1 Flugverlauf

Pilot/in A hatte bis zum Unfallflug mit dem umgebauten UL Type RANS S-12 lediglich einen von 34 Flügen mit einem/einer zweiten Insassen/in durchgeführt.

Aus den verfügbaren Aufzeichnungen von Pilot/in A geht hervor, dass die Abflüge mit dem UL überwiegend auf Graspisten in ca. 1300 FT MSL durchgeführt wurden. Steigflüge auf Platzrundenhöhe wurden mit einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von ca. IAS 80-85 KM/H durchgeführt und Kurvenflüge mit ca. 30-40° Rollwinkel mit einer angezeigten Geschwindigkeit von ca. IAS 90 KM/H eingeleitet.

Nachdem der Alleinflug am Unfalltag von Pilot/in A ohne Probleme durchgeführt worden war, kam es beim zweiten Flug, welcher von Pilot/in A gemeinsam mit Pilot/in B durchgeführt wurde, nach dem Abheben in einer Höhe von ca. 2-3 m über der Asphaltpiste in ca. 900 FT MSL zum Durchsacken des ULs. Zu diesem Zeitpunkt herrschte Gegenwind mit ca. 7-10 KT ohne Böen.

Das beobachtete Durchsacken des UL nach dem Abheben und die durch die Radaraufzeichnungen dokumentierte Beschleunigungsphase in Bodennähe deuten auf zu geringe Fluggeschwindigkeit im Anfangssteigflug nach dem Abheben. Der Anfangssteigflug wurde daraufhin mit höherer als der üblichen Flug-geschwindigkeit fortgesetzt und in weiterer Folge die Überfahrt augenscheinlich in Höhe umgesetzt.

Aus den Radaraufzeichnungen und dem vor dem Abflug gemeldeten Wind ist eine wahre Fluggeschwindigkeit TAS zwischen 102 KM/H und 124 KM/H ableitbar. Dieser entspricht näherungsweise eine angezeigte Flug-geschwindigkeit IAS zwischen 100 KM/H und 122 KM/H, wenn angenommen wird, dass die IAS um ca. 2 % pro 1000 FT Flughöhe über MSL geringer ist als die TAS. Bei der letzten Erfassung betrug näherungsweise die in FL080 (ca. 920 FT MSL  $\pm$ 50 FT) angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 103 KM/H (TAS 105 KM/H).

Das UL begann in einer Höhe von ca. 40-50 M über der Piste über die linke Tragfläche zu trudeln und schlug nach mindestens 2 vollen Trudelumdrehungen links neben der Piste auf.

Die verlautbarten Sichtflugverfahren des Flugplatzes sahen über der Piste keine Kursänderung vor. Eine Kursänderung oder ein in dieser Flugphase bewusst herbeigeführtes Flugmanöver, mit dem von der Startrichtung abgewichen werden sollte, hätte dem angemeldeten Flugvorhaben, die Meldepunkte gemäß den verlautbarten Platzrunden und Abflugrouten abzufliegen, widersprochen.

Für das Einleiten des Trudelns kommt somit ein Überziehen des UL im Geradeausflug in Betracht.

Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades des UL konnte nicht festgestellt werden, ob eine technische Störung zum Überziehen des UL beigetragen hatte.

Der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt des UL deutet auf eine hecklastige Beladung zum Unfallzeitpunkt, sodass mit 2 bis 3 vollen Trudelumdrehungen bis zum erfolgreichen Ausleiten zu rechnen war.

Der aus der Endlage des UL und den Bodenspuren ableitbare Aufschlagwinkel am Boden auf nahezu senkrechter Flugbahn entsprach dem Winkel der Flugzeuggängsachse unterhalb des Horizonts beim konventionellen Ausleiten des Trudelns nach links durch entgegengesetzten Seitenruderausschlag nach rechts mit dem rechten Seitenrudderpedal. Flachtrudeln aufgrund einer Überschreitung der hinteren Grenze des zulässigen Flugmassenschwerpunktbereichs kommt somit nicht in Betracht.

Die Schäden an Rumpfgerüst und Tragflächen entsprechen einem Aufschlag am Boden zuerst mit dem Bug und der rechten Tragfläche. Durch die Verzögerung beim Aufschlag wurde die linke Tragfläche durch Massenkräfte nach vorne verformt bevor diese ebenfalls am Boden aufschlug.

Das UL befand sich demnach beim Aufschlag am Boden am Übergang vom Linkstrudeln zum Abfangbogen. Die im Anfangssteigflug gewonnene Höhe über Grund des UL reichte für ein erfolgreiches Abfangmanöver oder eine wirkungsvolle Rettung der Insassen/innen mittels Rettungssystem nicht aus.

Das UL Type RANS S-12 ist ein einmotoriges, aerodynamisch gesteuertes UL, dessen Triebwerk oberhalb der Tragflächen angeordnet ist und einen rechtsdrehenden Druckpropeller antreibt.

Im Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 wird ausdrücklich auf die Tendenz des ULs mit hochliegendem Schubstrahl hingewiesen, bei Erhöhung der Motorleistung den Bug zu

senken (Nickbewegung nach unten) und bei Reduzierung der Motorleistung den Bug anzuheben (Nickbewegung nach oben).

In Verbindung mit dem im Verhältnis zur Flugmasse hohen Strömungswiderstand des ULs ist im Falle einer Verringerung des Propellerschubs oder eines Schubverlustes im Steigflug mit einer raschen Annäherung an die Überziehggeschwindigkeit bzw. an den kritischen Anstellwinkel, bei der sich die Luftströmung vom Flügelprofil löst (Strömungsabriss), zu rechnen und sofortiges Nachdrücken des Steuerknüppels sowie Neutralstellen der Seitenrunderpedale erforderlich.

Der rechtsdrehende Druckpropeller bewirkt einerseits ein linksdrehendes Rollmoment durch den Dreh- bzw. Luftwiderstand des Propellers bei Leistungsabgabe des Triebwerks (Gegendrehmoment) und andererseits ein rechtsdrehendes Giermoment durch seitliches Auftreffen des in Spiralbewegung versetzten Luftstroms auf der rechten Seite des tiefliegenden Seitenleitwerks. Letzteres wurde im Reiseflug durch die am Seitenrunder des UL nach rechts gerichtete Trimmleiste kompensiert, welche bei entlasteten Seitenrunderpedalen einen Seitenruderausschlag nach links bewirkte (linksdrehendes Giermoment).

Während des Steigflugs mit Startleistung des Triebwerks ist durch den größeren Propellerschub und die geringere Fluggeschwindigkeit als im Reiseflug im Regelfall ein größerer Seitenruderausschlag nach links mit dem linken Seitenrunderpedal erforderlich. Andernfalls würde das UL nach links schieben, was eine Erhöhung des Strömungswiderstandes und eine unsymmetrische Anströmung von Trag- und Leitwerk zur Folge hätte. Im Schiebeflug bewirkt Auftriebsverlust auf der rechten Tragfläche infolge Abschattung durch den Rumpf ein rechtsdrehendes Rollmoment zufolge unsymmetrischer Auftriebsverteilung, während die verminderte Wirkung des Höhenleitwerks infolge Abschattung durch das Seitenleitwerk ein kopflastiges Nickmoment zufolge verminderten Abtriebs bewirkt.

Im Falle verringerten oder fehlenden Propellerschubs im Steigflug ist der durch die Trimmleiste hervorgerufene Seitenruderausschlag nach links mit dem rechten Seitenrunderpedal zu kompensieren. Andernfalls würde das UL nach rechts schieben und die unsymmetrische Anströmung von Trag- und Leitwerk würde sich umkehren. Würde nahe der Überziehggeschwindigkeit versucht, die im Schiebeflug allenfalls absinkende linke Tragfläche mit dem Querruder anzuheben, besteht die Gefahr eines Strömungsabrisse auf der linken Tragfläche.

Das Trudeln über die linke Tragfläche deutet auf einen unsymmetrischen Strömungsabriss ausgehend von der linken Tragfläche.

Die Fahrtmessermarkierungen des UL zur Kennzeichnung der unteren Grenze des Geschwindigkeitsbereichs mit voll ausgefahrenen Flügelklappen bei IAS 50 KM/H und des normalen Betriebsbereichs mit Flügelklappen in Neutralstellung bei IAS 65 KM/H wichen von den Farbmarken gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 ab. Sie erfüllten jedoch die diesbezüglichen Vorgaben der Fahrtmessermarkierungen gemäß DAeC LTA Nr. LSG 05-008 vom 06.07.2005 und lagen ca. 12 % bzw. ca. 18 % über der jeweiligen Überziehggeschwindigkeit gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12.

Die im letzten Flugbericht anlässlich einer Nachprüfung vor dem Umbau des UL angegebene Überziehggeschwindigkeit im Langsamflug geradeaus von IAS 60 KM/H lag 10 KM/H über der Mindestgeschwindigkeit bei maximaler Abflugmasse laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12 und 7 KM/H über der Überziehggeschwindigkeit gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12, wurde jedoch nicht beanstandet.

Anlässlich der letzten Nachprüfung nach dem Umbau des UL, welcher aufgrund der vollständigen Lackierung des Trag- und Leitwerks Einfluss auf das Strömungsverhalten haben konnte, wurde die Überziehggeschwindigkeit nicht ermittelt, sodass kein aktueller Vergleichswert zur Verfügung steht. Die Fahrtmessermarkierungen waren anlässlich der letzten Nachprüfung ohne Beanstandung.

Da das UL nach dem Umbau dem/der Prüfer/in zur letzten Nachprüfung vor dem Unfall erstmalig vorgestellt wurde und sowohl im Prüfbericht als auch im Nachprüfschein seit der letzten Nachprüfung vor dem Umbau weder Reparaturen noch Änderungen, z.B. die Lackierung von Propeller und Triebwerksanbauteilen, angegeben waren, wäre möglich, dass dem/der Prüfer/in der Vorzustand des UL nicht bekannt war.

Die rekonstruierte Flugmasse des UL zum Unfallzeitpunkt deutet auf eine Überschreitung der höchstzulässigen Abflugmasse von 400 KG laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12 zwischen 16 KG und 52 KG, der eine Erhöhung der Überziehggeschwindigkeit laut letztem Flugbericht zwischen IAS 61 KM/H und IAS 64 KM/H entspricht.

Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 liegt die Geschwindigkeit des besten Steigens zwischen 65 KM/H und 80 KM/H.

Beide Flügelklappen waren beim Rollen vom Vorfeld Richtung Piste eingefahren. Nach dem Unfall entsprach die Stellung des Klappenhebels in der Lagerkonsole ausgefahrenen Flügelklappen und wirkte der Rückstellmechanismus in Richtung Klappenstellung 0°.

Der Startrollstrecke von 60 M und der Landerollstrecke von 80 M gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 mit ROTAX 582 Motor in gedrosselter Version (58 PS) stand eine mehr als 1000 M lange Asphaltstrecke gegenüber. Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 wären für normalen Start und beste Steigleistung die Flügelklappen einzufahren (Klappenstellung 0°). Bedingungen für einen Kurzstart mit Klappen auf 11° oder für einen Start auf weichen Plätzen mit Klappen auf 43° waren bei den am Unfalltag mit dem UL durchgeführten Flügen nicht gegeben.

Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 sind die Flügelklappen für besten Steigwinkel frühestens ab einer Höhe von 65 M AGL voll auszufahren und ist eine Fluggeschwindigkeit zwischen 50 KM/H und 65 KM/H einzuhalten. Beim Ausfahren der Flügelklappen reduziert sich die Überziehggeschwindigkeit gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 von 53 KM/H und 44 KM/H. Bei einem Leistungsverlust des Triebwerks kann es daher zu einem kritischen Flugzustand kommen. Aufgrund der Hindernis- und Geländesituation in Startrichtung und der Flughöhe über Grund waren keine Bedingungen für einen Steigflug mit Klappen auf 43° gegeben.

Im Falle eines Ausfalls oder einer Fehlfunktion von Instrumenten oder Geräten des UL zum Zeitpunkt des Durchsackens nach dem Abheben hätte die Start- und Landerollstrecke gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 einen Startabbruch auf der Piste ermöglicht. Ein Startabbruch wurde jedoch nicht beobachtet.

Die verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des UL (Lebenslaufakt) enthielten abgesehen von der Überprüfung der Mindestausrüstung anlässlich der Nachprüfungen keine Aufzeichnungen über periodische Überprüfungen des Fahrtmessers.

Der Umbau des UL schloss eine Belüftungshutze ein, welche an der Rumpfunterseite rechts vor dem Pitotrohr eingebaut war. Eine allfällige Beeinflussung der Anströmung des Pitotrohrs mit Anzeigefehler am Fahrtmesser wurde nicht untersucht.

### **2.1.2 Besatzung**

Beide Piloten/innen waren berechtigt, in der BRD eingetragene aerodynamisch gesteuerte UL in Österreich im Fluge zu führen.

Zum Unfallzeitpunkt befand sich Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ am linken Sitz und Pilot/in B am rechten Sitz. Wer das UL zum Unfallzeitpunkt tatsächlich steuerte, ist jedoch unbekannt.

Die gleichsinnigen Beschädigungen an den beiden Steuerknüppeln in Richtung *DRÜCKEN* entsprechen einer Überbeanspruchung beim Aufschlag am Boden ohne Hinweise auf eine Beanspruchung durch einander entgegengesetzte Steuerimpulse der beiden Piloten/innen am Doppelsteuer.

Die erhobenen chemisch-toxikologischen Befunde der beiden Besatzungsmitglieder erbrachten keine Anhaltspunkte für einen durch Alkohol, Medikamente oder Kohlenmonoxid beeinträchtigten Zustand zum Unfallzeitpunkt. Eine Herz-Kreislauf-Erkrankung von Pilot/in A ist nicht ausgeschlossen.

### **Pilot/in A**

Von Pilot/in A waren in den Jahren 2007 bis 2015 lediglich 3 Flüge dokumentiert, sodass die langen Flugpausen mit geringer Flugerfahrung gleichzusetzen sind. Diese Flüge wurden durchwegs mit einmotorigen Landflugzeugen mit Kolbentriebwerk und rechtsdrehendem Propeller mit tiefliegendem Schubstrahl durchgeführt, einschließlich der ca. 1 Jahr vor dem Unfall absolvierten Befähigungsüberprüfung, welche überzogene Flugzustände und deren Beendigung sowie simulierte Triebwerkausfälle nach dem Start einschloss.

Die fliegerische Tätigkeit von Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ entfiel überwiegend auf die bis zum Jahr 2007 durchgeführten Flüge mit einmotorigen, aerodynamisch gesteuerten UL mit linksdrehendem Zugpropeller mit hochliegendem Schubstrahl.

Ab dem Jahr 2015 sind ca. 9,5 Stunden und 34 Flüge mit dem einmotorigen, aerodynamisch gesteuerten UL RANS S-12 mit linksdrehendem Zugpropeller mit hochliegendem Schubstrahl dokumentiert.

Pilot/in A war mit den Nickbewegungen beim Ändern der Motorleistung von einmotorigen, aerodynamisch gesteuerten UL mit hochliegendem Schubstrahl vertraut. Aufgrund der gegensätzlichen Rollmomente durch den Dreh- bzw. Luftwiderstand des Propellers bei Leistungsabgabe des Triebwerks (Gegendrehmoment) und Giermomente durch seitliches Auftreffen des in Spiralbewegung versetzten Luftstroms auf dem Seitenleitwerk, mussten beim Umstieg auf das UL Type RANS S-12 eingelernte Bewegungsmuster beim Ändern der Motorleistung überwunden werden.

Die von Pilot/in A mit dem UL RANS S-12 durchgeführten Flüge waren bis auf einen Flug mit einem/einer Passagier/in durchwegs Alleinflüge. Beim Unfallflug war zusätzlich mit Pilot/in B bzw. durch Überladung des UL mit geringerer oder fehlender Steigleistung sowie mit

rascherem Geschwindigkeitsverlust beim Übergang in den Steigflug zu rechnen und ein Leistungsverlust des Triebwerks hätte gegebenenfalls sofortiges Handeln erfordert. Nach einer Flugpause von mehr als 7 Monaten war am Unfalltag zudem ein Trainingsrückstand von Pilot/in A anzunehmen.

### **Pilot/in B**

Pilot/in B hatte ca. 1 Jahr vor dem Unfall anlässlich der letzten Befähigungsüberprüfung von Pilot/in A einen Flug mit ihm/ihr am Doppelsteuer durchgeführt.

Für die Fluganmeldung und die Einholung von Abfluginformationen betätigte Pilot/in B am Boden die am linken Steuerknüppel von Pilot/in A befindliche Sprechfunktaste. Im Flug barg diese Vorgehensweise die Gefahr einer Interaktion mit Pilot/in A am linken Steuerknüppel. Nach dem Abheben kam keine Sprechfunkverbindung mehr mit Pilot/in A oder Pilot/in B zustande.

Da es sich bei Pilot/in B um eine/n Fluglehrer/in mit Prüfer/innen-Ernenennung für Flächenflugzeuge (FI/FE) und sehr hoher Flugerfahrung handelte (ca. 5000 Stunden), ist darüber hinaus eine Interaktion zwischen den beiden Piloten/innen (z.B. simulierter Triebwerksausfall) nicht auszuschließen.

Aufgrund der umfangreichen Prüf- und Lehrtätigkeit von Pilot/in B ist davon auszugehen, dass er/sie mit der Steuerung von Luftfahrzeugen am rechten Pilotensitz unter Berücksichtigung des Parallaxenfehlers beim Ablesen der Flugüberwachungsinstrumente auf der linken Hälfte des Instrumentenpilzes geübt war.

Pilot/in B verfügte über eine überdurchschnittliche Flugerfahrung mit einmotorigen Landflugzeugen mit Kolbentriebwerk und einmotorigen, aerodynamisch gesteuerten UL mit konventioneller Anordnung des Triebwerks und des Propellers im Bug mit tiefliegendem Schubstrahl. Das Flugverhalten des UL Type RANS S-12 mit hochliegendem Schubstrahl unterscheidet sich jedoch von diesen Luftfahrzeugen, insbesondere bei Verringerung des Propellerschubs oder einem Triebwerksausfall.

Aus den verfügbaren Flugaufzeichnungen von Pilot/in B geht nicht hervor, dass er/sie über Flugerfahrung mit schwächer motorisierten UL mit hochliegendem Schubstrahl vergleichbar mit dem UL Type RANS S-12 verfügte sowie mit den Besonderheiten bei Änderung der Motorleistung vertraut und in der Steuerung dieser Luftfahrzeuge geübt war.

In Österreich fallen UL mit hochliegendem Schubstrahl, z.B. UL Type RANS S-12, nicht unter die vom ÖAeC gemäß § 118b ZLPV 2006 idF BGBl. II Nr. 260/2012 mit Zivilluftfahrtpersonal-Anweisung „ZPA\_OeAeC\_002“ vom 06.12.2012 kundgemachten aerodynamisch gesteuerten UL (UL/A) mit Einziehfahrwerk, verstellbarer Luftschaube oder Spornrad (Complex Aircraft), für die eine Unterschiedsschulung erforderlich ist.

## 2.2 Luftfahrzeug

Die Voraussetzungen für die Verwendung des in der BRD eingetragenen UL im Fluge in Österreich waren bei den am Unfalltag durchgeführten Flügen erfüllt. Das UL verfügte über ein betriebstüchtiges Rettungsgerät, das jedoch zum Unfallzeitpunkt nicht betriebsbereit war. Da die am Unfalltag durchgeführten Flüge nicht über Flugplatznähe hinausführten, musste das UL über keinen Notsender verfügen.

### 2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Zur letzten Nachprüfung des UL wurden ein Wägebericht und eine Ausrüstungsliste herangezogen, welche zuletzt vor dem Umbau des UL erstellt worden waren.

Die Ausrüstungsliste wurde nach dem Umbau des UL nicht aktualisiert, obgleich im UL das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 anstelle des eingetragenen Rettungsgeräts CHARLY PHANTOM 450 SOFTPACK, das ursprünglich Bestandteil der Ausrüstung des als Einzelstück zugelassenen UL war, eingebaut war.

Nach dem Umbau des UL wurde kein neuer Wägebericht erstellt, obgleich der Einbau zusätzlicher Instrumente und Geräte, Innenverkleidungen sowie die vollständige Lackierung der Zelle zur Erhöhung der Leermasse des umgebauten UL und zur Verschiebung des Leermassenschwerpunkts beitragen. Nach der letzten Nachprüfung wurde das Sprechfunkgerät ausgetauscht und ein ATC-Transponder eingebaut.

Somit entsprachen zum Zeitpunkt der letzten Nachprüfung und am Unfalltag weder die Leermasse ohne Kraftstoff von 247,8 KG noch der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 294,9 CM hinter Bezugsebene den tatsächlichen Werten.

Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 war nach jeder großen Reparatur und nach jeder Neubespannung eine Schwerpunktwägung durchzuführen. Sowohl der Umbau des ULs als auch die Lackierung der Bespannung von Trag- und Leitwerk begründeten eine neuerliche Wägung.

In einem undatierten Wägebericht war die Leermasse ohne Kraftstoff 284,4 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 2881,8 MM hinter Bezugsebene angegeben. Die Leermasse lag ca. 36 KG über der Leermasse des ULs, die vor dem Umbau des ULs anlässlich der im Zeitraum 21.07.2009 bis 10.08.2013 dokumentierten Wägungen ermittelt wurde. Da dem Wägebericht keine Ausrüstungsliste beigefügt war, bleibt unklar, ob dieser nach dem Umbau des ULs erstellt wurde.

Ein gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-004 vom 05.07.2005 spätestens vor dem nächsten Start in aerodynamisch gesteuerten UL im Sichtbereich des/der Piloten/in anzubringendes Hinweisschild mit der maximalen Zuladung, aus dem die Leermasse des umgebauten UL ableitbar gewesen wäre, wurde nicht gefunden. Anlässlich der letzten Nachprüfung war der Gewichtsaufkleber ohne Beanstandung.

Die letzte Nachprüfung, bei der das Fehlen eines neuen Wägeberichts und einer aktualisierten Ausrüstungsliste hätte beanstandet werden können, wurde jedoch erst im Jahr 2016 nach den Erprobungsflügen des umgebauten UL im Jahr 2015 durchgeführt.

Die Leermasse laut der verfügbaren datierten Wägeberichte lag mindestens 32,8 KG über der Leermasse von 215 KG laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12, welche zuzüglich einer Masse der Insassen/innen von mindestens 170 KG und eines Kraftstoffvorrates für mindestens eine halbe Stunde Reiseflug bei maximaler Dauerleistung von höchstens 15 KG der maximalen Abflugmasse von 400 KG analog den Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge LTF-UL 779 „*Betätigungssinn und Wirkung der Steuerorgane und Bedienorgane im Führerraum*“, herausgegeben vom Luftfahrt-Bundesamt (LBA) am 30. Januar 2003, entsprochen hätte.

Für die Bestimmung des Leermassenschwerpunkts des ULs wurden anlässlich der dokumentierten Wägungen bei gleichbleibender Bezugsebene laut gültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12 sowohl die Hebelarme gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 herangezogen als auch anlässlich der letzten Wägung vor dem Umbau des ULs davon abweichende Hebelarme.

Zur Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts auf Basis des anlässlich der letzten Wägung vor dem Umbau des ULs erstellten Wägeberichts vom 10.08.2013 mussten die Hebelarme für die beiden Insassen/innen und das Gepäck dem Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 und der Hebelarm für den Kraftstoff in den beiden Flügeltanks, deren Tankvolumen von der Ausrüstungsvariante laut Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 abwich, dem Wägebericht entnommen werden. Sowohl im Rahmen der Flugvorbereitung als auch für die Rekonstruktion des Flugmassenschwerpunkts zum Unfallzeitpunkt standen keine

verlässlichen Werte hinsichtlich des Leermassenschwerpunkts und der für die Zuladung des UL zu verwendenden Hebelarme zur Verfügung.

### **2.2.2 Luftfahrzeug Wartung**

Die in den Prüfberichten anlässlich von Nachprüfungen erfassten Angaben über die Flugzeiten des UL und die verfügbaren Aufzeichnungen im Bordbuch des UL stimmten nicht überein. Vollständige Aufzeichnungen über die Flugzeiten des UL, welche die Grundlage für die Durchführung periodisch durchzuführender Wartungen sind, waren somit nicht verfügbar.

Der Unfall ereignete sich ca. 9,5 Flugstunden nach umfangreichen Umbauten am UL. Aufzeichnungen über nachfolgende Instandhaltungsarbeiten waren nicht verfügbar. Die gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 periodisch durchzuführenden Wartungen waren in 25- und 40-Stunden-Intervallen durchzuführen.

### **2.2.3 Technische Untersuchung**

Der Zustand des Trag- und des Leitwerks nach dem Unfall lieferte keine Anhaltspunkte für ein Strukturversagen insbesondere durch Überlastung im Fluge.

Eine Fehlfunktion des Steuerwerks einschließlich der Flügelklappen, die zum Abkippen bzw. Trudeln des UL hätte beitragen können, war nicht nachweisbar. Die periodische Überprüfung der Ruder- und Klappen-ausschläge war Bestandteil der vor dem Unfall durchgeführten Nachprüfungen, welche anlässlich der letzten Nachprüfung ohne Beanstandung war.

Das linke Seitenruderseil war zwischen linkem Seitenruderpedalpaar und der vorderen Umlenkrolle infolge Überlast in einem Bereich gerissen, der durch Verschleiß oder aufschlagbedingte Fremdeinwirkung an der Oberfläche der Litzendrähte Vorschäden aufwies. Die Beschädigung der vorderen Umlenkrolle des linken Seitenruderseils deutet auf eine durch die aufschlagbedingte Veränderung der Rumpfgeometrie ausgelöste Entgleisung des unter Zugspannung stehenden Steuerseils.

Eine allfällige betriebsbedingte Vorschädigung des linken Seitenruderseils in Form einzelner Brüche von Litzendrähten wäre spätestens bei der Überprüfung der Seilzüge der Steuerung anlässlich der letzten Nachprüfung feststellbar gewesen. Die dokumentierte Flugzeit des UL bis zum Unfallflug betrug seither 4 Minuten.

Weder der Zustand des Propellers noch der Prüfstandlauf des Triebwerks nach dem Unfall lieferten Anhaltspunkte für einen plötzlich eingetretenen Schubverlust im Fluge aufgrund eines Schadens am Propeller oder am Triebwerk.

Die im Zuge der Untersuchungen an den weitgehend unbeschädigt gebliebenen Propellerblättern gefundenen Anhaltspunkte für eine Verringerung der Propellerdrehzahl bzw. des Propellerschubs sind auch mit dem Aufschlag des UL am Boden erklärbar, z.B. die Trennung des Auspuffkrümmers vom Auspufftopf durch Massenkräfte oder die Aktivierung der Zündabschaltung des Rettungssystems durch Verformung der Halteplatte.

### **Zündanlage**

Die unabhängig von der Bordbatterie arbeitende Doppelzündanlage erwies sich trotz eines beginnenden Kabelbruchs bei einer der beiden Abstellleitungen als voll funktionsfähig. Die Funktionsfähigkeit und die Stellung des Drehschalters für die Zündung zum Unfallzeitpunkt entsprachen der Aktivierung beider Zündkreise.

Der am umgebauten Instrumentenpils eingebaute Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung mit der Beschriftung „ZÜND.“ wurde bei einem mit Video dokumentierten Triebwerkstandlauf am Boden in der Stellung AUS belassen und hatte demnach keine Funktion bei der Aktivierung der Zündkreise. Von der Beschriftung der übrigen Kippschalter war keine für die Bedienung des Triebwerks relevante Funktion ableitbar. Das Fehlen von Sicherheitsabdeckungen begünstigte eine versehentliche Schalterbetätigung. Die Kippschalter waren aufschlagbedingt beschädigt, sodass eine verlässliche Bestimmung der Schalterstellung zum Unfallzeitpunkt nicht möglich war.

Aufgrund aufschlagbedingter Schäden der Verkabelung und des Fehlens von Schaltplänen der umgebauten elektrischen Anlage kann ein Fehler der außerhalb des Triebwerks liegenden Verkabelung der Zündkreise nicht ausgeschlossen werden.

### **Kraftstoffanlage**

Hinweise auf Kraftstoffmangel liegen nicht vor.

Der getankten Kraftstoffmenge entsprach etwa eine Stunde Flugzeit bei Startleistung, der Brandhahn war zum Unfallzeitpunkt offen und die Schwimmerkammern der beiden Vergaser enthielten optisch sauberen Kraftstoff.

Im Anschluss an die letzte Betankung des UL vor dem Unfallflug wurde ein Flug von ca. 4 Minuten Dauer durchgeführt sowie Kraftstoff für Triebwerkstandläufe am Boden und während des Rollens auf den Bewegungsflächen des Flugplatzes verbraucht.

Im Cockpit des UL wurde keine Checkliste gefunden, welche eine Überprüfung der Brandhahnstellung vor dem Start vorgesehen hätte. Wurde der Brandhahn nach dem ersten Flug am Unfalltag und dem anschließenden Triebwerkstandlauf am Boden geschlossen, wäre der in den Leitungen hinter dem Brandhahn zum Triebwerk vorhandene Kraftstoff während der Triebwerkslaufzeit am Boden vor dem Unfallflug zwischen 8 und 14 Minuten und des Anfangssteigflugs vermutlich verbraucht gewesen.

Die nach dem Unfall getrennt vorgefundene Schnellkupplung des linken Flügeltanksystems war voll funktionsfähig. Da die Kupplungsstücke der Schnellkupplung des linken Flügeltanksystems dicht schlossen, wäre, sofern dieser Zustand bereits vor dem Unfall bestand, lediglich der im rechten Flügeltank vorhandene Kraftstoff zur Verfügung gestanden. Abhängig vom mitgeführten Kraftstoffvorrat im rechten Flügeltank und von der Fluglage hätte, z.B. im Schiebeflug, die Gefahr bestanden, dass bei vorübergehendem Trockenlaufen der Entnahmeleitungen an der Tankvorderseite und –rückseite die Kraftstoffzufuhr zu den Vergasern des Triebwerks unterbrochen ist.

Bei geschlossener Schnellkupplung verhalten sich die beiden Flügeltanks wie kommunizierende Gefäße und die Kraftstoffzufuhr kann sowohl aus dem linken als auch aus dem rechten Flügeltank erfolgen. Die Verteilung des zum Unfallzeitpunkt mitgeführten Kraftstoffvorrats auf die beiden aufgeplatzten Flügeltanks war nicht rekonstruierbar. Aufgrund der Leichtgängigkeit des Verriegelungsmechanismus der Schnellkupplung kommt auch eine Trennung beim Aufschlag am Boden in Betracht.

Da sich das UL vor dem Trudeln im Steigflug befand, kommen negative Belastungen des UL, die zu einer kurzzeitigen Unterbrechung der Zufuhr des Kraftstoff-Luft-Gemisches aus den Schwimmer-Vergasern führen können, nicht in Betracht.

### **Elektrische Anlage**

Die während des ersten Fluges am Unfalltag aufgetretenen technischen Probleme beim Betrieb des ATC-Transponders waren beim Unfallflug behoben und der ATC-Transponder mit Druckhöhen-Kodierer lieferte eine mit dem Flugweg und der Flughöhe des UL korrelierbare Aussendung.

Für die Dauer der Transponderaussendung während des Anfangssteigfluges des UL war ausreichende Energieversorgung durch die elektrische Anlage gegeben. Die aufschlagbedingte Durchtrennung von Leitungen sowie Lösung von Steckverbindungen konnte durch Masseschluss zur Überlastung der elektrischen Anlage und zum Auslösen des Leitungsschutzschalters 10A führen.

## 2.3 Flugwetter

Zum Unfallzeitpunkt bestanden störungsfreie Sichtflugwetterbedingungen mit schwachem Wind. Meteorologische Faktoren, welche zum Überziehen des UL hätten beitragen können, waren nicht identifizierbar.

## 2.4 Überlebensaspekte

Das UL verfügte zur Rettung der Insassen/innen über ein betriebstüchtiges Rettungssystem mit einem integrierten Schalter zur Zündabschaltung des Triebwerks bei Auslösung der Rakete.

Nach mindestens 2 vollen Trudelumdrehungen schlug das UL ohne Auslösung der Rakete des Rettungssystems am Boden auf.

Das UL begann unterhalb der maximalen Entfaltungshöhe der Fallschirmkappe des Rettungsgeräts von 80 M zu trudeln, sodass selbst bei sofortiger Auslösung der Rakete schwere Verletzungen der Insassen/innen beim Aufschlag am Boden nicht zuletzt durch das Nichtanlegen der Schultergurte zu erwarten waren. Das angemeldete Flugvorhaben hätte jedoch aufgrund der in den Sichtflugverfahren verlautbarten Platzrundenhöhen eine Höhe über Grund zwischen ca. 180 M und ca. 330 M vorgesehen, für die das Rettungsgerät zur wirkungsvollen Rettung der Insassen/innen ausgelegt war.

Der Auslösegriff der Rakete war jedoch zum Unfallzeitpunkt mit einem versperrten Vorhängeschloss auf der Halteplatte gesichert.

Da das UL im Anschluss an die letzte Nachprüfung des UL zum Verkauf angeboten wurde, ist in Betracht zu ziehen, dass durch die Sicherung des Auslösegriffs der Rakete eine unbeabsichtigte Auslösung des Rettungssystems mit erheblicher Beschädigung des umgebauten ULs verhindert werden sollte. Die Kennzeichnung des Vorhängeschlosses mit einer roten Warnflagge „REMOVE BEFORE USE“ hätte verhindern können, dass im Zuge der

Vorflugkontrolle bzw. vor Beginn des Flugbetriebs auf die Entfernung des Schlosses vergessen wird.

Sofern sich der nach dem Unfall am Cockpitboden gefundene Schlüssel mit der roten Warnflagge „*REMOVE BEFORE FLIGHT*“ während des Unfallfluges im Schließzylinder des Vorhängeschlosses befand, könnte dieser im Zuge des Aufschlags am Boden herausgefallen sein. Andernfalls hätte im Sinne der auf das UL Type RANS S-12 anzuwendenden Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 11-001 Rev. 1 vom 04.02.2011 jede/r Insasse/in beim Betrieb des UL zusätzlich zum Rettungssystem einen zugelassenen Rettungsfallschirm mitführen und anlegen müssen. Die im UL mitzuführenden Rettungsfallschirme hätten jedoch eine höhere Überladung des UL als zum Unfallzeitpunkt bewirkt.

Der Unfall war nicht überlebbar.

Durch die Verwendung eines Vorhängeschlosses hatte der gesicherte Auslösegriff der Rakete und die Halteplatte mit dem Schalter zur Zündabschaltung ein Spiel, das zum Abziehen des mit dem Auslösegriff verbundenen Schalterplättchens vom Schalter auch ohne Auslösen der Rakete beigetragen hat. Wenn während des Trudeln versucht wurde, die Rakete des Rettungssystems auszulösen, könnte auf diese Weise das Triebwerk abgestellt worden sein und der Aufschlag am Boden erfolgte mit stehendem Propeller, der weitgehend unbeschädigt blieb.

# 3 Schlussfolgerungen

## 3.1 Befunde

- Der erste Flug mit dem Ultraleichtflugzeug (UL) Type RANS S-12 am Unfalltag wurde von Pilot/in A alleine durchgeführt.
- Während des Fluges wurde vom ATC-Transponder des UL kein Antwortsignal empfangen.
- Nach der Landung wurde das Triebwerk augenscheinlich aufgrund einer entladenen Bordbatterie nach mehreren Anlassversuchen mit Starthilfe angelassen und nach einem Standlauf wieder abgestellt.
- Der zweite Flug wurde von Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ am linken Sitz und Pilot/in B am rechten Sitz durchgeführt.
- Das UL war mit einem Doppelsteuer und zwei Gashebeln ausgerüstet. Der linke Steuerknüppel verfügte zusätzlich über eine Sprechfunktaaste.
- Die Fluganmeldung und die Einholung von Abfluginformationen erfolgte durch Pilot/in B über das Sprechfunkgerät des UL.
- Zweck des Fluges war die Meldepunkte des verlaublichen Sichtflugverfahrens des Startflugplatzes abzufliegen.
- Für Flüge in Flugplatznähe war kein Notsender erforderlich.
- Der Start des UL erfolgte um 16:25 Uhr auf Piste 09.
- Zum Zeitpunkt des Abflugs herrschten Sichtflugwetterbedingungen und Tageslicht.
- Der Wind kam aus östlicher Richtung mit ca. 7-10 KT ohne Böen. Das verlaubliche QNH betrug 1017 HPA.
- In einer Höhe von ca. 2-3 m über der Piste sackte das UL kurz durch. Danach stieg das UL normal weiter.
- Nach dem Abheben des UL wurden in einem Zeitraum von 15 Sekunden Aussendungen vom ATC-Transponder des UL zwischen FL080 und FL090 und zuletzt in FL080 aufgezeichnet. Die aufgezeichnete Geschwindigkeit über Grund betrug zwischen 95 KM/H und 117 KM/H und bei der letzten Erfassung 98 KM/H.
- In einer Höhe von ca. 40-50 M über der Piste begann das UL über die linke Tragfläche zu trudeln.
- Die verlaublichen Abflugrouten und Platzrunden des Startflugplatzes sahen nach dem Überfliegen des Pistenendes 09 die erste Kursänderung nach einer Flugstrecke von ca. 700 M vor.
- Nach mindestens 2 vollen Trudelumdrehungen schlug das UL ohne Auslösung der Rakete des Rettungssystems links neben der Piste 09 auf.

- Der Aufschlag am Boden erfolgte auf nahezu senkrechter Flugbahn in östlicher Richtung mit dem Bug und der rechten Tragfläche voran.
- Pilot/in A besaß eine am Unfalltag gültige österreichische Privatpilotenlizenz für Flugzeuge PPL(A).
- Die letzte Befähigungsüberprüfung von Pilot/in A wurde ca. 1 Jahr vor dem Unfall von Pilot/in B abgenommen und schloss überzogene Flugzustände und deren Beendigung sowie simulierte Triebwerkausfälle nach dem Start mit einem einmotorigen Landflugzeug Type HOAC DV20 ein.
- Vor der letzten Befähigungsüberprüfung waren in den verfügbaren Flugaufzeichnungen von Pilot/in A zwei Flüge im Jahr 2012 dokumentiert.
- Von den Jahren 2007 bis 2015 sind keine Aufzeichnungen über von Pilot/in A durchgeführte Flüge auf UL verfügbar.
- Die Flugerfahrung von Pilot/in A in der Funktion „verantwortlicher Pilot“ betrug mindestens 400 Stunden, wovon ca. 330 Stunden auf einmotorige, aerodynamisch gesteuerte UL mit linksdrehendem Zugpropeller mit hochliegendem Schubstrahl entfielen.
- Nach der letzten Befähigungsüberprüfung führte Pilot/in A 32 Alleinflüge und 1 Flug mit einem/einer Passagier/in mit dem umgebauten UL RANS S-12 durch. Die Abflüge wurden überwiegend auf Graspisten durchgeführt.
- Während eines Alleinfluges von Pilot/in A mit dem UL wurden Steigflüge auf Platzrundenhöhe mit einer angezeigten Fluggeschwindigkeit von ca. IAS 80-85 KM/H durchgeführt sowie Kurvenflüge mit ca. 30-40° Rollwinkel mit einer angezeigten Geschwindigkeit von ca. IAS 90 KM/H eingeleitet.
- Pilot/in B besaß einen am Unfalltag gültigen und in der BRD ausgestellten „Luftfahrerscheinen für Luftsportgeräteführer“.
- Die letzten Befähigungsüberprüfungen von Pilot/in B zur Verlängerung der Klassen- und Lehrberechtigung für einmotorige Landflugzeuge mit Kolbentriebwerk wurden auf einmotorigen Flugzeugen Type ROBIN DR 400 und Type ROBIN R3000 absolviert.
- Pilot/in B besaß eine österreichische Prüf- und Lehrberechtigung für aerodynamisch gesteuerte UL.
- Die Flugerfahrung von Pilot/in B betrug mindestens 5000 Stunden und umfasste in den letzten 2 Jahren vor dem Unfall Flüge mit einmotorigen, aerodynamisch gesteuerten UL mit einer Motorleistung zwischen 80 PS und 100 PS und rechtsdrehendem Zugpropeller mit tiefliegendem Schubstrahl. In den verfügbaren Flugaufzeichnungen von Pilot/in B waren keine Flüge mit UL mit einer Motorleistung von 65 PS (oder weniger) oder mit Druckpropeller mit hochliegendem Schubstrahl dokumentiert.
- Von Pilot/in B liegen keine Aufzeichnungen über Unterschiedsschulungen oder Vertrautmachung mit UL mit hochliegendem Schubstrahl bzw. UL Type RANS S-12 vor.

- Beide Piloten/innen waren berechtigt in der BRD eingetragene aerodynamisch gesteuerte UL in Österreich im Fluge zu führen.
- Die erhobenen chemisch-toxikologischen Befunde der beiden Piloten/innen erbrachten keine Anhaltspunkte für eine Beeinträchtigung durch Alkohol- oder Medikamentenwirkung sowie Kohlenmonoxid.
- Bei Pilot/in A wurde ein herz-kreislaufwirksames Medikament in therapeutischer Konzentration nachgewiesen.
- Das UL Type RANS S-12 ist ein einmotoriges, aerodynamisch gesteuertes UL mit einer maximalen Motorleistung von 65 PS und rechtsdrehendem Druckpropeller mit hochliegendem Schubstrahl.
- Für das in der BRD eingetragene UL waren ein Lufttüchtigkeitszeugnis und ein Nachprüfschein ausgestellt, welche am Unfalltag gültige bundesdeutsche Urkunden waren. Am Unfalltag bestand für das UL eine gültige Haftpflichtversicherung.
- Die Voraussetzungen für die Verwendung des in der BRD eingetragenen UL im Fluge in Österreich erforderten am Unfalltag die Verfügbarkeit eines betriebstüchtigen Rettungsgeräts und einer Sprechfunkeinrichtung.
- In den Bordbuchaufzeichnungen des UL waren zum Zeitpunkt der letzten Nachprüfung ca. 388 Stunden dokumentiert.
- Die in den Prüfberichten anlässlich von Nachprüfungen erfassten Angaben über Betriebsstunden und Startanzahl des UL und die verfügbaren Aufzeichnungen im Bordbuch des UL stimmten nicht überein.
- Der Umbau des UL schloss einen neuen Instrumentenpilot mit zusätzlichen Instrumenten und Geräten, eine Belüftungshutze am Rumpf, Innenverkleidungen sowie die vollständige Lackierung der Zelle ein.
- Das UL wurde nach dem Umbau dem/der Prüfer/in zur letzten Nachprüfung vor dem Unfall erstmalig vorgestellt.
- Anlässlich der letzten Nachprüfung des UL vor dem Unfall waren im Prüfbericht und im Nachprüfschein vom 04.02.2016 weder Reparaturen noch Änderungen seit der letzten Nachprüfung vor dem Umbau angegeben.
- Nach dem Umbau des UL wurden 33 Flüge durchgeführt. Die akkumulierte Flugzeit betrug 9:31 Stunden.
- Im Anschluss wurde die letzte Nachprüfung des UL durchgeführt und das UL zum Verkauf angeboten.
- In den verfügbaren Flugaufzeichnungen waren zwischen der letzten Nachprüfung und dem Unfalltag keine weiteren Flüge mit dem UL erfasst.
- Die letzte Nachprüfung des UL war ohne Beanstandung und schloss die Lackierung der Zelle sowie die elektrische Anlage, die Seilzüge der Steuerung, die Ruder- und Klappenausschläge, die Funkanlage, die Mindestausrüstung, die

Betriebsbereichsmarkierungen, das Rettungsgerät MERTENS STAR 95 und den Gewichtsaufkleber ein.

- Zum Zeitpunkt der letzten Nachprüfung war das UL als Einzelstück zugelassen mit der Änderung „Rettungsgerät CHARLY PHANTOM 450 SOFTPACK“ des zugelassenen Musters RANS S-12.
- Am Unfalltag war das UL mit einem Rettungsgerät MERTENS STAR 95 ausgerüstet, das als Ausrüstung für UL der Baureihe RANS S-12 zugelassen war.
- Zur letzten Nachprüfung wurden Wägebericht und Ausrüstungsliste vom 10.08.2013 des UL herangezogen, welche vor dem Umbau des UL erstellt worden waren.
- In der Ausrüstungsliste vom 10.08.2013 war das Rettungsgerät CHARLY PHANTOM 450 SOFTPACK erfasst.
- Im Wägebericht vom 10.08.2013 war die Leermasse ohne Kraftstoff 247,8 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 294,9 CM hinter Bezugsebene angegeben. Für die Bestimmung des Leermassenschwerpunkts wurden vom Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 abweichende Hebelarme herangezogen.
- Die Leermasse laut Wägebericht vom 10.08.12013 lag vor dem Umbau des UL 32,8 KG über der Leermasse laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12.
- Der Einbau zusätzlicher Instrumente und Geräte, Innenverkleidungen sowie die vollständige Lackierung der Zelle trugen zur Erhöhung der Leermasse des umgebauten UL bei.
- Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 war nach jeder großen Reparatur und nach jeder Neubespannung eine Schwerpunktwägung durchzuführen.
- Gemäß Prüfer-Anweisung für UL „PAUL“ des DAeV und DULV waren eine Massen- und Schwerpunktermittlung durch Wägung bei aerodynamisch gesteuerten UL im Intervall von 4 Jahren durchzuführen sowie zwingend nach einer Grundüberholung, einer großen Reparatur und nach Ein- und Ausbau zusätzlicher Ausrüstung erforderlich.
- Der letzte datierte Wägebericht vom 10.08.2013 war weniger als 3 Jahre vor dem Unfall erstellt worden.
- Anlässlich der letzten Nachprüfung des UL vor dem Unfall waren im Prüfbericht vom 04.02.2016 und in der Ausrüstungsliste zum Wägebericht vom 10.08.2013 unterschiedliche Rettungsgeräte angegeben.
- In einem undatierten Wägebericht war die Leermasse ohne Kraftstoff 284,4 KG und der Hebelarm des Leermassenschwerpunkts 2881,8 MM hinter Bezugsebene angegeben. Für die Bestimmung des Leermassenschwerpunkts wurden die Lastarme gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 herangezogen. Eine Ausrüstungsliste war diesem Wägebericht nicht beigefügt.
- Undatierte Wägeberichte des UL lagen dem DAeC nicht vor.
- Ein gemäß DAeC LTA Nr. LSG 05-004 vom 05.07.2005 spätestens vor dem nächsten Start in aerodynamisch gesteuerten UL im Sichtbereich des/der Piloten/in

anzubringendes Hinweisschild mit der möglichen Zuladung in Zusammenhang mit dem gültigen Wägebericht und Ausrüstungsverzeichnis wurde im UL nach dem Unfall nicht gefunden.

- Nach der letzten Nachprüfung wurde das Sprechfunkgerät ausgetauscht und ein ATC-Transponder eingebaut.
- Zur Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts des UL waren die Hebelarme für die Insassen/innen und das Gepäck gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 und für den Kraftstoff in 2 Flügeltanks laut letztem Wägebericht, der vor dem Umbau des UL erstellt wurde, verfügbar.
- Das zugelassene Ausrüstungsvariante des UL mit 2 Flügeltanks wich von der Ausrüstungsvariante laut Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 ab.
- Die höchstzulässige Abflugmasse betrug 400 KG gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 und letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12.
- Die rekonstruierte Flugmasse des UL zum Unfallzeitpunkt wies eine Überschreitung der höchstzulässigen Abflugmasse zwischen 16 KG und 52 KG auf.
- Der rekonstruierte Flugmassenschwerpunkt des UL zum Unfallzeitpunkt liegt am Übergang vom mittleren zum hinteren Drittel des zulässigen Schwerpunktbereichs laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12.
- Die verfügbaren Aufzeichnungen über die Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit des UL (Lebenslaufakt) enthielten abgesehen von der Überprüfung der Mindestausrüstung anlässlich der Nachprüfungen keine Aufzeichnungen über periodische Überprüfungen der eingebauten Flugüberwachungsinstrumente.
- Die mit DAeC LTA Nr. LSG 05-008 vom 06.07.2005 vorgeschriebenen Fahrtmessermarkierungen des UL wichen hinsichtlich der unteren Grenze des Geschwindigkeitsbereichs mit voll ausgefahrenen Flügelklappen (weiß) und des normalen Betriebsbereichs mit Flügelklappen in Neutralstellung (grün) von den Farbmarken gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 ab.
- Die Fahrtmessermarkierung des UL hinsichtlich der Höchstgeschwindigkeit entsprach nicht den Geschwindigkeiten laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12.
- Die Überziehgeschwindigkeit gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 betrug mit eingefahrenen Klappen ohne Schräglage 53 KM/H bzw. mit 30° Rollwinkel 62 KM/H und mit voll ausgefahrenen Klappen ohne Schräglage 44 KM/H bzw. mit 30° Rollwinkel 56 KM/H.
- Die Mindestgeschwindigkeit laut letztgültigem DAeC-Kennblatt für das UL Baureihe RANS S-12 betrug 50 KM/H.
- Zur letzten Nachprüfung wurde ein Flugbericht herangezogen, welcher vor dem Umbau des UL erstellt worden war und im Langsamflug geradeaus eine Überziehgeschwindigkeit von 60 KM/H angibt.

- Das Pitot-Rohr wies aufschlagbedingte Schäden und Verunreinigungen auf. Der Fahrtmesser war nach dem Unfall mechanisch intakt.
- Beim UL Type RAN S-12 ist bei hinteren Schwerpunktlagen das Trudeln nach der zweiten Umdrehung voll ausgebildet und können drei Umdrehungen erreicht werden. Das Trudeln wird dabei mit entgegengesetzt getretenem Seitenruder ausgeleitet. Die Flugzeuglängsachse befindet sich dabei bis zu 80 Grad unterhalb des Horizonts.
- Das linke Seitenruderseil war im Cockpit zwischen linkem Seitenruderpedalpaar und vorderer Umlenkrolle durch Überlast gerissen. Die Kreisscheibe der vorderen Umlenkrolle des linken Seitenruderseils war im Bereich der Seilführung auf einer Seite nach außen aufgerissen.
- Das UL Type RAN S-12 hat bei vorderen Schwerpunktlagen das Bestreben, selbstständig nach zwei bis drei Umdrehungen das Trudeln zu beenden. Nach dem Ausleiten wird nahezu Maximalgeschwindigkeit erreicht.
- Beim Trudeln sind die Klappen einzufahren (Stellung 0 Grad) und die Motorleistungen zu reduzieren.
- Der Propeller war weitgehend unbeschädigt.
- Beide Flügelklappen waren beim Rollen vom Vorfeld Richtung Piste eingefahren.
- Der beschädigte Flügelklappenhebel befand sich nach dem Unfall in der deformierten Lagerkonsole in der Raste für Klappenstellung 43°. Der Rückstellmechanismus der Flügelklappen wirkte in Richtung Klappenstellung 0°.
- Die Flügelklappen sind gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 für normalen Start und beste Steigleistung einzufahren (Klappenstellung 0°). Zum Kurzstart werden die Klappen auf 11° gesetzt. Für Starts auf weichen Plätzen sind die Klappen auf 43° zu setzen.
- Für besten Steigwinkel sind die Klappen ab einer Höhe von 65-100 M AGL voll auszufahren. Bei diesem Flugmanöver kann es bei einem Leistungsverlust des Motors zu einem kritischen Flugzustand kommen.
- Die Starts des UL am Unfalltag erfolgten auf einer mehr als 1000 M langen Asphaltpiste. In Startrichtung befanden sich weder Hindernisse noch ansteigendes Gelände.
- Die Startrollstrecke gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 mit ROTAX 582 Motor in gedrosselter Version betrug 60 M und die Landerollstrecke 80 M.
- Die durchgeführten Untersuchungen erbrachten keine Hinweise auf ein Strukturversagen oder ein Triebwerksversagen im Fluge.
- Gemäß Flug- und Betriebshandbuch des UL RANS S-12 hat das UL die Tendenz, bei Erhöhung der Motorleistung den Bug zu senken (Nickbewegung nach unten) und bei Reduzierung der Motorleistung den Bug anzuheben (Nickbewegung nach oben).
- Beim Triebwerkstandlauf, der nach dem Unfall ohne Luftfilter, Auspuffanlage und Ritzelanlasser des UL durchgeführt wurde, waren beide Zündkreise funktionsfähig und war unter Last bis zur höchstzulässigen Motordrehzahl störungsfreier Motorlauf

gegeben. Die gemessene maximale Motorleistung entsprach annähernd der Nennleistung des Triebwerks.

- An einer der beiden Abstellleitungen der Doppelzündanlage bestand ein beginnender Kabelbruch.
- Die letzte Betankung des UL erfolgte vor dem ersten Flug am Unfalltag. Die getankte Kraftstoffmenge betrug ca. 26 L SUPER BLEIFREI 95 Oktan.
- Die Flugzeit zwischen der letzten Betankung des UL und dem Unfall betrug ca. 4 Minuten.
- Bei geschlossenem Brandhahn ist in den Leitungen hinter dem Brandhahn zum Triebwerk ausreichend Kraftstoff für einen Start vorhanden.
- Die Triebwerkslaufzeit am Boden vor dem Unfallflug betrug zwischen 8 und 14 Minuten.
- Beide Tankdeckel befanden sich beim Rollen vom Vorfeld Richtung Piste auf den Einfüllöffnungen der Flügeltanks.
- Der Brandhahn war zum Unfallzeitpunkt offen.
- Beide Flügeltanks waren nach dem Unfall aufgeplatzt und leer.
- Die Schnellkupplung der Kraftstoffleitung zur Verbindung des linken Flügeltanks mit dem Brandhahn war nach dem Unfall getrennt. Die getrennten Kupplungsstücke schlossen dicht.
- Die Schwimmerkammern der beiden Vergaser enthielten optisch sauberen Kraftstoff.
- Flugmanöver mit negativen Belastungen können bei Schwimmer-Vergasern zu einer kurzzeitigen Unterbrechung der Zufuhr des Kraftstoff-Luft-Gemisches führen.
- Das Triebwerk war mit einer unabhängig von der Bordbatterie arbeitenden Doppelzündanlage ausgestattet.
- Am Unfalltag waren am umgebauten Instrumentenpilz ein Drehschalter für die Zündung und ein Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung mit der Beschriftung „ZÜND.“ eingebaut.
- Während eines dokumentierten Triebwerkstandlaufs nach dem Umbau des Instrumentenpilzes befand sich der Drehschalter für die Zündung in Stellung „BOTH“ (beide Zündkreise eingeschaltet) und der Kippschalter an der Schalterposition „ZÜND.“ in Stellung AUS.
- Der Drehschalter für die Zündung befand sich zum Unfallzeitpunkt in Stellung „BOTH“ (beide Zündkreise eingeschaltet). Der Kippschalter mit der Beschriftung „ZÜND.“ war aufschlagbedingt beschädigt.
- Die Verkabelung der elektrischen Anlage wies aufschlagbedingt durchtrennte Leitungen sowie gelöste Steckverbindungen auf.
- Der Leitungsschutzschalter 10A war mechanisch intakt und befand sich nach dem Unfall in gezogener Stellung (offen).
- Eine Trennung des Auspufftopfs vom Auspuffkrümmer wirkt auf das Triebwerk leistungsmindernd.

- Der mit Zugfedern zwischen Auspuffkrümmer und Auspufftopf fixierte Verbindungsbogen war herausgesprungen.
- Das UL verfügte zur Rettung der Insassen/innen über ein geprüftes, pyrotechnisches Rettungssystem mit einem integrierten Schalter zur Zündabschaltung des Triebwerks bei Auslösung der Rakete.
- Rettungsfallschirme wurden im UL nicht mitgeführt.
- Die maximale Entfaltungshöhe der Fallschirmkappe des Rettungsgeräts betrug 80 M.
- Der Auslösegriff der Rakete war zum Unfallzeitpunkt mit einem versperrten Vorhängeschloss auf der Halteplatte gesichert.
- Das Schalterplättchen war mit dem Auslösegriff verbunden und vom Schalter zur Zündabschaltung auf der Halteplatte abgezogen.
- Der mit einem Vorhängeschloss gesicherte Auslösegriff der Rakete und die Halteplatte hatten nach dem Unfall Spiel.
- Beide Unfallopfer waren beim Aufschlag am Boden durch Beckengurte gesichert und wiesen schwere Verletzungen im Kopf- und Brustbereich auf. Der Schultergurte von Pilot/in A am linken Sitz ragte beim Rollen vom Vorfeld Richtung Piste aus dem Spalt zwischen linker Cockpittür und Türrahmen.
- Der Unfall war nicht überlebbar.

## 3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Überzogener Flugzustand während des Anfangssteigfluges

### 3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Geringe Flugerfahrung
- Geringe Typenerfahrung
- Nichteinhalten der Betriebsgrenzen (Überladung)
- Verringerung des Propellerschubs
- Geringe Flughöhe über Grund

## 4 Sicherheitsempfehlungen

### **Nr. SE/UUB/LF/9/2018, ergeht an den Deutschen Aero Club e.V. (DAeC):**

Zwischen zwei Nachprüfungen wurden an einem aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeug umfangreiche Umbauten durchgeführt, welche zu einer Erhöhung der Leermasse beigetragen haben, ohne dass anlässlich der nächsten Nachprüfung ein neuer Wägebericht erstellt worden wäre. Das gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 05-004 vom 05.07.2005 vor dem nächsten Start in aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen im Sichtbereich des/der Piloten/in anzubringende Hinweisschild mit der maximalen Zuladung setzt einen gültigen Wägebericht voraus.

Wenn bei der Nachprüfung aerodynamisch gesteuerter Ultraleichtflugzeuge begründete Zweifel an der Gültigkeit des Wägeberichts bestehen, z.B. auf Grundlage von Fotos des geprüften Luftfahrzeuges zum Zeitpunkt der Erstellung des Wägeberichts, sollte vor dem nächsten Start die Aktualität des Hinweisschildes gemäß DAeC LTA Nr. LSG 05-004 vom 05.07.2005 in Hinblick auf die maximale Zuladung und den referenzierten Wägebericht überprüft werden.

### **Nr. SE/UUB/LF/10/2018, ergeht an den Deutschen Aero Club e.V.:**

Anlässlich der Nachprüfung eines aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugs der Baureihe RANS S-12 „Airail“ wurden für die Bestimmung des Leermassenschwerpunkts im Wägebericht von den Herstellerangaben laut Flug- und Betriebsanhandbuch abweichende Hebelarme verwendet. Aus den verfügbaren Flug- und Betriebsanweisungen des Ultraleichtflugzeugs ging nicht hervor, welche Hebelarme für die gemäß gültigem DAeC-Kennblatt zugelassenen Ausrüstungsvarianten, z.B. Kraftstofftanks mit unterschiedlichem Tankinhalt, für die Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts zu verwenden waren.

Werden für die Bestimmung des Leermassenschwerpunkts im Wägebericht von aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen infolge von Umbauten oder unterschiedlichen Ausrüstungsvarianten von den Herstellerangaben laut Flug- und Betriebsanhandbuch abweichende Hebelarme verwendet, sollten in den Flug- und Betriebsanweisungen des Ultraleichtflugzeuges alle letztgültigen Angaben, die für die Bestimmung des Flugmassenschwerpunkts erforderlich sind, enthalten sein. Ungültige oder fehlende Angaben sollten gestrichen bzw. ergänzt werden.

**Nr. SE/UUB/LF/11/2018, ergeht an den Deutschen Aero Club e.V. (DAeC):**

Der Auslösemechanismus eines Rettungssystems für Ultraleichtflugzeuge mit integrierter Zündabschaltung des Triebwerks gemäß Lufttüchtigkeitsanweisung DAeC LTA Nr. LSG 11-001 Rev. 1 vom 04.02.2011 war während des Fluges mit einem versperrten Vorhängeschloss gegen unbeabsichtigtes Auslösen des Systems gesichert. Durch die Verwendung eines Vorhängeschlosses konnte abhängig vom Spiel zwischen Auslösegriff und Schalter mit dem gesicherten Auslösegriff die Zündabschaltung des Triebwerks mechanisch beeinflusst werden. Die Entfernung des Vorhängeschlosses war nur mit einem am Cockpitboden gefundenen Schlüssel möglich.

Die Sicherung des Auslösemechanismus von Rettungssystemen für Ultraleichtflugzeuge gegen unbeabsichtigtes Auslösen des Systems, sollte eine weitgehend spielfreie Montage ermöglichen, wenn das Ultraleichtflugzeug nicht in Betrieb ist, und während des Fluges unverzüglich ohne Hilfsmittel entfernt werden können (Federstift, Sicherungstift etc.), wenn die Entfernung der Sicherung des Auslösemechanismus vor Inbetriebnahme des Ultraleichtflugzeuges unterlassen wurde.

**Nr. SE/UUB/LF/12/2018, ergeht an den Österreichischen Aero-Club (ÖAeC):**

Das Flugverhalten von aerodynamisch gesteuerten Ultraleichtflugzeugen (UL/A) mit hochliegendem Schubstrahl, z.B. RANS S-12, unterscheidet sich von jenem aerodynamisch gesteuerten UL mit konventioneller Anordnung des Triebwerks und des Propellers im Bug mit tiefliegendem Schubstrahl. UL mit hochliegendem Schubstrahl haben die Tendenz, bei Erhöhung der Motorleistung den Bug zu senken (Nickbewegung nach unten) und bei Reduzierung der Motorleistung den Bug anzuheben (Nickbewegung nach oben). Diese Tendenz ist insbesondere bei Triebwerksausfällen kritisch.

Die vom ÖAeC gemäß § 118b ZLPV 2006 idF BGBl. II Nr. 260/2012 kundgemachte Zivilluftfahrtpersonal-Anweisung „ZPA\_OeAeC\_002“ vom 06.12.2012 sollte für Inhaber/innen eines Zivilluftfahrerscheines, die berechtigt sind, ein UL/A zu steuern, eine Unterschiedsschulung auch dann vorsehen, wenn dieses unter Luftfahrzeuge mit hochliegendem Schubstrahl fällt, z.B. UL/A in Schulterdeckerbauweise, die oberhalb der Tragflächen über Triebwerk und Propeller verfügen.

# 5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

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

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

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

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

## **Tabellenverzeichnis**

Tabelle 1: Personenschäden

12

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Von Pilot/in A geflogene UL-Typen – TL ULTRALIGHT TL 32 (Symbolfoto)	15
Abbildung 2: Von Pilot/in A geflogene UL-Typen – beim Unfallflug verwendetes UL von Pilot/in A, Type RANS S-12	15
Abbildung 3: Von Pilot/in B geflogene UL-Typen – REMOS G-3 Mirage (Symbolfoto)	17
Abbildung 4: Von Pilot/in B geflogene UL-Typen – EVEKTOR EV97 Eurostar (Symbolfoto)	18
Abbildung 5: Ultraleichtflugzeug RANS S-12 – Auf- und Seitenriss	20
Abbildung 6: UL RANS S-12 während des Umbaus – Teilerlegte Zelle nach vollständiger Lackierung mit abgebautem Doppelsteuer, Triebwerk und Propeller	24
Abbildung 7: UL RANS S-12 vor dem Umbau – Zelle, Propeller und Triebwerk ohne Lackierung	26
Abbildung 8: UL RANS S-12 vor dem Umbau – Cockpit mit ursprünglichem Instrumentenpiz und ohne Innenverkleidungen	26
Abbildung 9: UL RANS S-12 nach dem Umbau – Zelle, Propeller, Flüssigkeitskühler und Auspuffanlage des Triebwerks mit weißer Lackierung	27
Abbildung 10: UL RANS S-12 nach dem Umbau – Cockpit mit neuem, erweiterten Instrumentenpiz ohne Schalterbeschriftung und mit Innenverkleidung	27
Abbildung 11: Einzelbild des nach dem Umbau des UL mit einem Video dokumentierten Triebwerkstandlaufs – Kippschalter mit roter Sicherheitsabdeckung (Hauptschalter) in Stellung EIN leuchtet, Drehschalter für die Zündung in Stellung „BOTH“	28
Abbildung 12: Einzelbild des nach dem Umbau des UL mit einem Video dokumentierten Triebwerkstandlaufs – der 1. Kippschalter in Reihe 2 ohne Sicherheitsabdeckung („MOT.INS.“) ist in Stellung EIN und leuchtet, alle anderen Kippschalter ohne Sicherheitsabdeckung sind in Stellung AUS und dunkel, 3 grüne LED-Anzeigen für Flügelklappenhebelstellung	28
Abbildung 13: Lage des UL an der Aufschlagstelle nach Bergung der Unfallopfer – mit Blick auf die Oberseite der Tragflächen und des Leitwerks	45
Abbildung 14: Lage des UL an der Aufschlagstelle nach Bergung der Unfallopfer – mit Blick auf die Oberseite der Tragflächen und des Höhenleitwerks und auf die linke Seite des Seitenleitwerks	46
Abbildung 15: Linkes Seitenruderseil mit vorderer Umlenkrolle – Steuerseil mit schwarzem Kunststoffmantel zwischen linkem Seitenruderpedalpaar und vorderer Umlenkrolle gerissen (eingerahmt), Deformationen und Brüchen des Rumpfgerüsts	47
Abbildung 16: Vordere Umlenkrolle des linken Seitenruderseils – Beschädigung (Pfeil) der Kreisscheibe im Bereich der Seilführung	48
Abbildung 17: Obere Strebe zur Verbindung des Anschlussstücks des Rumpfrohrs mit dem Rumpfgerüst – unterer Strebenanschluss mit intaktem Bolzen (Pfeil oben) aus Beschlag am Anschlussstück gesichert (Pfeil unten)	50

Abbildung 18: Obere Strebe zur Verbindung des Anschlussstücks des Rumpfrohrs mit dem Rumpfgerüst – Bruchöffnungen des Beschlags am Anschlussstück mit plastisch nach oben verformten Bruchrändern	51
Abbildung 19: Auffindungszustand des Auslösegriffs der Rakete für das Rettungssystem – vom Schalter der Zündabschaltung abgezogenes Schalterplättchen (Pfeil), Auslösegriff mit versperrtem Vorhängeschloss, roter Warnflagge „REMOVE BEFORE USE“ und abgezogenem Schlüssel	59
Abbildung 20: Zustand des Auslösegriffs der Rakete für das Rettungssystem nach Entfernen der Innenverkleidungen – Halteplatte mit Schalter zur Zündabschaltung und angeschlossene mit Isolierband umwickelte Kurzschlussleitungen (Pfeil)	59
Abbildung 21: Auslösegriff der Rakete für das Rettungssystem – Einbaulage des Schalterplättchens und des Auslösegriffs mit versperrtem Vorhängeschloss	60
Abbildung 22: Auslösegriff der Rakete für das Rettungssystem: Lage des Auslösegriffs auf der Halteplatte mit verbogener Lasche zum Einhängen des Vorhängeschlosses und abgezogenes Schalterplättchen analog dem Auffindungszustand	60
Abbildung 23: Zustand der Abstellleitungen der Doppelzündung vor dem Triebwerkstandlauf – mit einem Schrumpfschlauch umhüllte Abstellleitungen (Pfeil)	63
Abbildung 24: Zustand der Abstellleitungen der Doppelzündung vor dem Triebwerkstandlauf – nach Entfernen des Schrumpfschlauchs werden die brüchige Kabelisolierung und die teilweise gebrochenen Litzendrähte der Abstellleitung sichtbar (Pfeil)	64
Abbildung 25: Einzelbild der vor dem Unfallflug am Vorfeld des Flugplatzes Wr. Neustadt/Ost (LOAN) mit einem Video dokumentierten Warmlaufphase des Triebwerks des UL – Schultergurt von Pilot/in A am linken Sitz (Pfeil) ragt aus dem Spalt zwischen linker Cockpittür und Türrahmen	68
Abbildung 26: Einzelbild der vor dem Unfallflug am Vorfeld des Flugplatzes LOAN mit einem Video dokumentierten Warmlaufphase des Triebwerks des UL – linke Hand von Pilot/in B am rechten Sitz umgreift vor dem Rollen den linken Steuerknüppel (vergrößerter Bildausschnitt aus Abbildung 25)	68
Abbildung 27: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15 des Flugplatzes Pinkafeld (LOGP) – nach dem Abheben über der Piste am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 85 KM/H	70
Abbildung 28: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15 des Flugplatzes LOGP – während des Steigfluges auf Platzrundenhöhe am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 80 KM/H	70
Abbildung 29: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf	

Graspiste 15 des Flugplatzes LOGP –beim Einleiten der Rechtskurve in den rechten Querabflug am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 90 KM/H	71
Abbildung 30: Einzelbild mit Bildausschnitt des Fahrtmessers der am 07.06.2015 an Bord des UL mit einem Video dokumentierten 1. von 4 Platzrunden nach dem Start auf Graspiste 15 des Flugplatzes LOGP – während der Rechtskurve mit ca. 40° Rollwinkel am Fahrtmesser angezeigte Fluggeschwindigkeit ca. IAS 95 KM/H	71

## Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/1997.

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 108/2013.

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 61/2015.

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 80/2016.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/2017.

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie über das Zivilluftfahrt-Personal (**Zivilluftfahrt-Personalverordnung 2006 - ZLPV 2006**), BGBl. II Nr. 205/2006.

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie sowie des Bundesministers für Landesverteidigung und Sport über die Regelung des Luftverkehrs 2014 (**Luftverkehrsregeln 2014 – LVR 2014**), BGBl. II Nr. 297/2014.

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie über die Anerkennung von ausländischen Zivilluftfahrerscheinen und Bestätigungen der zulässigen Verwendung im Fluge (**Gästeflugverordnung**), BGBl. II Nr. 49/2017.

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

**Verordnung (EU) Nr. 1178/2011** der Kommission vom 3. November 2011 zur Festlegung technischer Vorschriften und von Verwaltungsverfahren in Bezug auf das fliegende Personal in der Zivilluftfahrt gemäß der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates in der geltenden Fassung.

**Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012** der Kommission vom 26. September 2012 zur Festlegung gemeinsamer Luftverkehrsregeln und Betriebsvorschriften für Dienste und Verfahren der Flugsicherung und zur Änderung der Durchführungsverordnung (EG) Nr. 1035/2011 sowie der Verordnungen (EG) Nr. 1265/2007, (EG) Nr. 1794/2006, (EG) Nr. 730/2006, (EG) Nr. 1033/2006 und (EU) Nr. 255/2010 in der geltenden Fassung

## Abkürzungen

<b>AGL</b>	Above Ground Level
<b>AIP</b>	Aeronautical Information Publication
<b>ALT</b>	Altitude
<b>AMSL</b>	Above Mean Sea Level
<b>ATC</b>	Air Traffic Control
<b>AUW</b>	All Up Weight
<b>BCMT</b>	Beginning of Civil Morning Twilight
<b>BKN</b>	Broken (5/8 - 7/8)
<b>CBO</b>	Cycles Between Overhaul
<b>COM</b>	Communications
<b>CPL</b>	Commercial Pilot Licence
<b>CRI</b>	Class Rating Instructor
<b>CSN</b>	Cycles Since New (manufacture)
<b>CSO</b>	Cycles Since Overhaul
<b>CU</b>	Cumulus
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency
<b>ECET</b>	End of Civil Evening Twilight
<b>ELEV</b>	Elevation
<b>ELT</b>	Emergency Locator Transmitter
<b>FE</b>	Flight Examiner
<b>FEW</b>	Few (1/8-2/8)
<b>FI</b>	Flight Instructor
<b>GND</b>	Ground
<b>GS</b>	Ground Speed
<b>HPA</b>	Hectopascal
<b>JAR-FCL</b>	Joint Aviation Requirement – Flight Crew Licensing
<b>KT</b>	Knots
<b>LAPL</b>	Light Aircraft Pilot Licence
<b>LAT</b>	Latitude
<b>LTA</b>	Lufttüchtigkeitsanordnung
<b>LONG</b>	Longitude
<b>METAR</b>	Aviation Routine Wather Report (Code Form)

<b>MSL</b>	Mean Sea Level
<b>NCD</b>	No Clouds Detected
<b>NIT</b>	Night Qualification
<b>NOSIG</b>	No Significant change
<b>OVC</b>	Overcast (8/8)
<b>P/N</b>	Part Number
<b>PPL</b>	Private Pilot Licence
<b>Q</b>	Indicator for QNH in Hectopascal
<b>QFE</b>	Luftdruck in Flugplatzhöhe (oder an der Pistenschwelle)
<b>QNH</b>	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
<b>RA</b>	Rain
<b>RCC</b>	Rescue-Coordination-Centre
<b>RMK</b>	Remark
<b>RPM</b>	Revolutions Per Minute
<b>SC</b>	Stratocumulus
<b>SCT</b>	Scattered (3/8 - 4/8)
<b>SEP</b>	Single Engine Piston
<b>S/N</b>	Serial Number
<b>SSR</b>	Secondary Surveillance Radar
<b>TAF</b>	Aerodrome Forecast
<b>TBO</b>	Time Between Overhaul
<b>TMG</b>	Touring Motor Glider
<b>TR</b>	Track
<b>TSN</b>	Time Since New (manufacture)
<b>TSO</b>	Time Since Overhaul
<b>UL</b>	Ultralight
<b>UTC</b>	Coordinated Universal Time
<b>ü.d.M.</b>	Above the Sea
<b>VRB</b>	variable
<b>WGS84</b>	World Geodetic System 1984
<b>Z</b>	zulu – see UTC

## Impressum

Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie  
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes  
Trauzlgasse 1, 1210 Wien  
Wien, 2019. Stand: 11. April 2019

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

### **Copyright und Haftung:**

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

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

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:  
[www.bmvit.gv.at/datenschutz](http://www.bmvit.gv.at/datenschutz)



**Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes**

Trauzlgasse 1, 1210 Wien

+43 1 71162 65-0

[fus@bmvit.gv.at](mailto:fus@bmvit.gv.at)

[bmvit.gv.at/sub](https://bmvit.gv.at/sub)