



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST  
Service suisse d'enquête de sécurité SESE  
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISl  
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

# **Schlussbericht Nr. 2323 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Flugzeuges HB-Flug-  
technik Alfa HB 207 VRG, HB-YLO,

vom 24. August 2016

250 m südöstlich des Flugfeldes  
Bad Ragaz (LSZE)/SG

## Cause

L'accident s'est produit lors d'un atterrissage d'urgence en campagne lorsqu'un aéronef de construction amateur a été endommagé parce que son système de propulsion s'était rompu à la suite de la défaillance des courroies d'entraînement du réducteur de l'hélice.

La combinaison des facteurs suivants a été déterminée comme étant la cause de la défaillance des courroies d'entraînement :

- Mauvaise exécution des travaux d'entretien;
- Instructions peu claires sur l'alignement et la tension des courroies d'entraînement du réducteur de l'hélice;
- Spécifications matérielles inadaptées pour les éléments de fixation du support de l'hélice.

Par la suite, une tactique de vol inadaptée a entraîné un atterrissage sur un terrain défavorable, ce qui a augmenté l'étendue des dommages causés par l'incident.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegenden Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Sicherheitsuntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*Local Time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

## Schlussbericht

**Luftfahrzeugmuster** HB-Flugtechnik Alfa HB 207 VRG HB-YLO

**Halter** Privat

**Eigentümer** Privat

**Pilot** Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1952

**Ausweis** Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (*Private Pilot Licence Aeroplane – PPL(A)*) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)

<b>Flugstunden</b>	<b>Insgesamt</b>	909:25 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	61:15 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	236:00 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	33:50 h

**Ort** 250 m südöstlich des Flugfeldes Bad Ragaz (LSZE)/SG

**Koordinaten** 755 780 / 208 920 **Höhe** 493 m/M

**Datum und Zeit** 24. August 2016, 16:02 Uhr

**Betriebsart** Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules – VFR*), privat

**Flugphase** Reiseflug

**Unfallart** Notlandung infolge Leistungsverlust des Antriebs

### Personenschaden

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

**Schaden am Luftfahrzeug** Schwer beschädigt

**Drittschaden** Leichter Flurschaden

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten sowie die Aufzeichnungen des im Flugzeug mitgeführten Navigationsgerätes verwendet.

Es handelte es sich um einen Privatflug nach Sichtflugregeln.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot, der seit 2005 eine Privatpilotenlizenz für einmotorige Flugzeuge besass, war seit 2013 der Halter und Eigentümer des Eigenbauflugzeuges HB-Flugtechnik HB 207 Alfa mit dem Eintragungszeichen HB-YLO. Er flog das Flugzeug regelmässig. Am 21. Juli 2015 hatte er seinen letzten Trainingsflug mit einem Fluglehrer absolviert, bei dem auch eine Notlandeübung durchgeführt wurde.

Am Vormittag des 24. August 2016 führte der Pilot mit der HB-YLO einen Flug vom Flugfeld Neuchâtel (LSGN) zum Regionalflugplatz Birrfeld (LSZF) und weiter zum Regionalflugplatz Samedan (LSZS) durch. Ein ihm bekannter Pilot begleitete ihn während des ganzen Tages im lockeren Verbandsflug mit seinem Flugzeug vom Typ VariEze. In Samedan betankte der Pilot den linken Flügeltank der HB-YLO mit 25 Litern Flugbenzin.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Um 15:35 Uhr, nach einer 40-minütigen Pause, startete der Pilot mit der HB-YLO auf der Piste 03 in Samedan. Im Steigflug folgte er der östlichen Seite des Unterengadins und befand sich querab von Zernez auf einer Höhe von rund 9700 ft AMSL<sup>1</sup>. Über Susch drehte er nach Westen ab und folgte der Flüelapassstrasse bis zum Flüelapass, den er auf 9400 ft AMSL überflog. Im leichten Sinkflug steuerte er in nordnordwestlicher Richtung ins Prättigau. Kurz vor Schiers auf einer Flughöhe von 6250 ft AMSL hörte er um 16:02 Uhr plötzlich ein hell klingendes, metallisches Geräusch aus dem Motorraum. Gleichzeitig nahm die Drehzahl des Motors sprunghaft auf rund 5000 RPM<sup>2</sup> zu. Das Flugzeug befand sich zu diesem Zeitpunkt in einer Entfernung von 16 km vom Flugfeld Bad Ragaz (LSZE). Durch Zurückziehen des Leistungshebels konnte der Pilot die Drehzahl wieder auf etwa 2500 bis 3000 RPM stabilisieren und erkannte in der Folge, dass der Motor über den sich weiterhin drehenden Propeller keine Leistung mehr abgab. Der Verstellpropeller befand sich zu diesem Zeitpunkt bis hin zur Landung in der Stellung für Reiseflug. Der Pilot reduzierte in dieser Phase die angezeigte Fluggeschwindigkeit auf 130 km/h. Über die vorgewählte Funkfrequenz 123.450 MHz informierte er seinen Begleiter in der VariEze über den Leistungsverlust, erklärte eine Luftnotlage (Mayday) und übermittelte seine Absicht, nach Bad Ragaz zu gleiten (vgl. Abbildung 1). Er bat den Begleiter, seine Notlandung auf der Funkfrequenz von Bad Ragaz anzumelden, damit die Piste freigehalten würde.

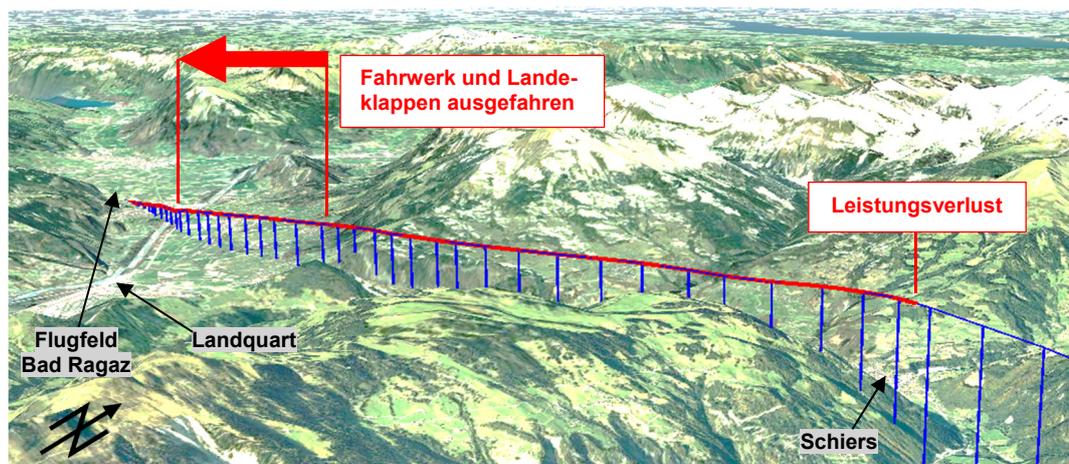
Während der folgenden vier Minuten sank die HB-YLO kontinuierlich mit einer durchschnittlichen Sinkgeschwindigkeit von 500 ft/min. Die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (*Ground Speed* – GS) variierte in dieser Phase zwischen 160 und 170 km/h.

<sup>1</sup> AMSL: *Above Mean Sea Level*, über dem mittleren Meeresspiegel

<sup>2</sup> RPM: *Revolutions Per Minute*, Umdrehungen pro Minute

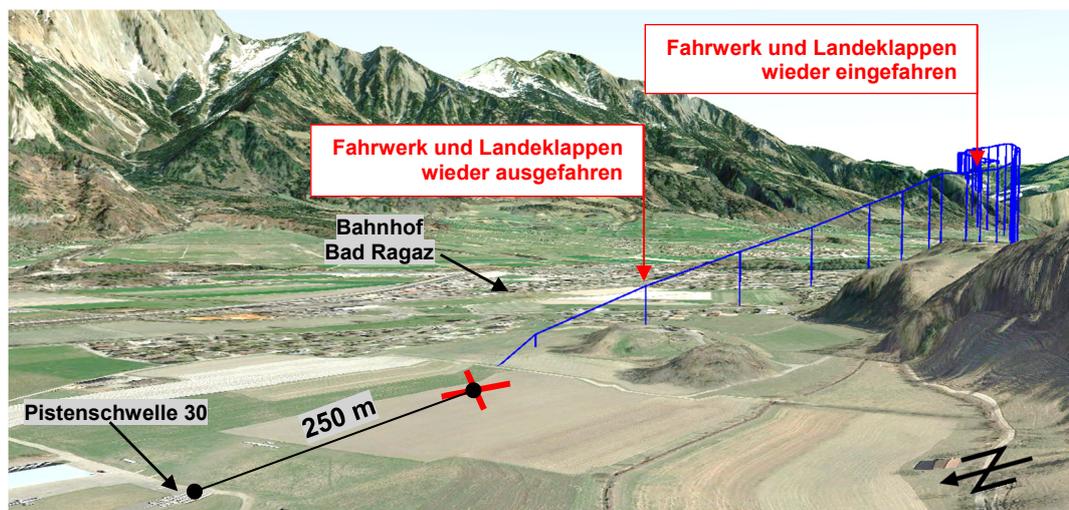
Der Gleitflug verlief flacher als erwartet und der Pilot hatte um 16:06 Uhr in der Gegend von Landquart in rund 8 km Entfernung von Bad Ragaz den Eindruck, dass das Flugzeug für einen direkten Endanflug auf die Piste 30 noch deutlich zu hoch war. Aus diesem Grund fuhr er auf einer Flughöhe von rund 4200 ft AMSL das Fahrwerk und die Landeklappen aus, um schneller an Höhe zu verlieren. Während der folgenden zwei Minuten erhöhte sich die Sinkgeschwindigkeit dadurch auf durchschnittlich 700 ft/min bei stetig abnehmender GS von anfänglich 170 km/h auf rund 120 km/h.

In einer Entfernung von rund 3.5 km vor der Pistenschwelle und einer Höhe von rund 2600 ft AMSL erkannte der Pilot, dass die Flughöhe möglicherweise nicht mehr für eine Landung auf dem Flugfeld ausreichen würde und fuhr deshalb das Fahrwerk und die Landeklappen wieder ein. Die Sinkrate reduzierte sich und betrug bis zur Landung durchschnittlich 500 ft/min. Die GS blieb in dieser Phase konstant und betrug rund 110 km/h. Dies entsprach unter Einbezug des Windes ungefähr der Geschwindigkeit für das beste Gleiten mit eingefahrenen Klappen.



**Abbildung 1:** Flugweg der HB-YLO gemäss den Aufzeichnungen des Navigationsgerätes ab dem Leistungsverlust über dem Prättigau; der rote Pfeil kennzeichnet die Flugphase, in der das Fahrwerk und die Landeklappen zur Widerstandserhöhung ausgefahren waren.

Um 16:10 Uhr, etwa 500 m vor dem Pistenanfang, fuhr er für die bevorstehende Notlandung das Fahrwerk und die Landeklappen erneut aus. Weil das Flugzeug zu tief war, setzte es rund 250 m vor der Pistenschwelle 30 in einem Acker auf (vgl. Abbildung 2).



**Abbildung 2:** Flugwegabschnitt der HB-YLO kurz vor dem Aufsetzen. Das rote Kreuz kennzeichnet die Landestelle.

Das Flugzeug wurde bei der Landung an Fahrwerk, Propeller, Motorverkleidung und an beiden Tragflächen schwer beschädigt. Der Pilot konnte das Wrack eigenständig und unverletzt verlassen. Es entstand leichter Flurschaden (vgl. Abbildung 3).



**Abbildung 3:** Endlage der HB-YLO im Acker vor dem Flugfeld Bad Ragaz

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich zwischen einem flachen Hitzetief über Frankreich und einem Hoch über der südlichen Ostsee.

### 1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Das Wetter war trocken, sonnig und warm. Im Rheintal wehte ein mässiger Talwind.

Wetter/Wolken	Wolkenlos
Sicht	60 km
Wind	306 Grad, 9 kt, Böen bis 16 kt
Temperatur/Taupunkt	28 °C / 18 °C
Luftdruck (QNH)	1021 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO <sup>3</sup> -Standardatmosphäre
Gefahren	Keine

### 1.2.3 Astronomische Angaben

Beleuchtungsverhältnisse	Tag
Sonnenstand	Azimet 240 Grad      Elevation 38 Grad

### 1.2.4 Windverhältnisse in Bodennähe

Auf einer Fotoaufnahme, die rund eine Stunde nach dem Unfall aufgenommen wurde, ist am Windsack ein Wind aus westnordwestlicher Richtung mit einer geschätzten Geschwindigkeit von 15 bis 20 kt erkennbar.

Der Pilot gab an, dass unmittelbar nach der Landung ein kräftiger Wind aus nördlicher Richtung blies.

<sup>3</sup> ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, internationale Zivilluftfahrtorganisation

### 1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

#### 1.3.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-YLO
Luftfahrzeugmuster	HB-Flugtechnik Alfa HB 207 VRG
Charakteristik	Einmotoriges, zweisitziges Flugzeug der Sonderkategorie, Unterkategorie Eigenbau, mit Vierzylinder-Kolbenmotor und 3-Blatt-Verstellpropeller mit Untersetzungsgetriebe, ausgeführt als Tiefdecker in Gemischtbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Eigenbauluftfahrzeug, Bausatz hergestellt durch HB-Flugtechnik, Österreich
Eigentümer / Halter	Privat
Baujahr	2005
Triebwerk	HB-Flugtechnik, VW-HB-2400 G/2 Baujahr: 2002 Max. Startdrehzahl: 4000 RPM Max. Dauerdrehzahl: 3600 RPM
Propeller	HB-Flugtechnik, HB-VP-3G 186160B2RZ Baujahr: 2002
Betriebsstunden	Zelle: 302:35 h TSN <sup>4</sup> Motor / Propeller: 302:35 h TSN
Höchstzulässige Massen	700 kg
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>Aircraft Flight Manual – AFM</i> ) zulässigen Grenzen.
Technische Einschränkungen	Keine eingetragen

#### 1.3.2 Unterhaltsarbeiten am Flugzeug

Der Pilot, der gleichzeitig Eigentümer und Halter des Flugzeuges war, führte am 11. Mai 2016 die letzte Kontrolle (Jahreskontrolle) an Zelle, Motor und Propeller bei 273:50 Betriebsstunden selber aus. Die Bewilligung für gewisse Kontrollarbeiten hatte er nach einem von der *Experimental Aviation of Switzerland* (EAS)<sup>5</sup> durchgeführten Kurs und einer nachfolgend beim BAZL abgelegten Prüfung erlangt.

Die letzte Zustandsprüfung durch einen vom BAZL zertifizierten Unterhaltsbetrieb erfolgte im Rahmen einer 100 h-Kontrolle am 23. Mai 2015 bei 224:40 Betriebsstunden.

#### 1.3.3 Angaben zum Motor und Propellerantrieb

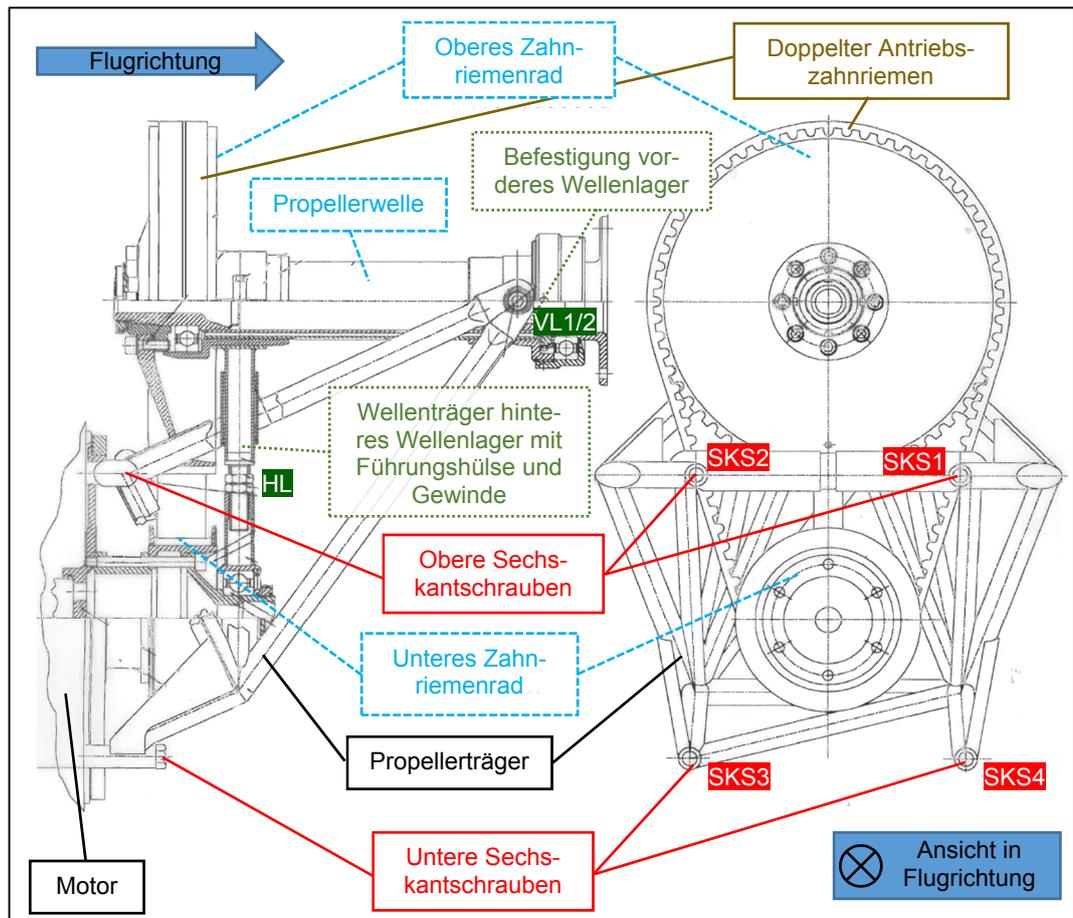
In der HB-YLO war ein luftgekühlter, 110 PS starker Vierzylinder-Viertakt-Boxermotor sowie ein elektrisch verstellbarer Dreiblatt-Verstellpropeller eingebaut.

<sup>4</sup> TSN: *Time Since New*, Betriebsstunden seit Herstellung

<sup>5</sup> Die Aufsicht über den Bau und Unterhalt von Eigenbaulufffahrzeugen wurde vom BAZL an die EAS übertragen.

Diese beiden Bauteile wurden von HB-Flugtechnik für Luftfahrzeuge der Sonderkategorie, Unterkategorie Eigenbau, hergestellt. Der Propeller wurde mit zwei Antriebszahnriemen im Verhältnis 1 : 2.14 untersetzt angetrieben.

Der Propellerträger aus Stahl war mit vier Sechskantschrauben (SKS1 - SKS4, Abbildung 4) auf der Antriebseite des Motors befestigt. Das vordere Lager der Propellerwelle war mittels zweier Sechskantschrauben (VL1 und VL2) zwischen dem Propellerträger montiert, wobei die Führungsschlitze im Propellerträger eine vertikale Justierung der Propellerwelle zulassen. Das hintere Lager war in einer Führungshülse auf dem Propellerträger geführt und unten mit einer Sechskantschraube (HL, Abbildung 4) und zwei Einstellmutter versehen, mit denen die Höheneinstellung des hinteren Propellerwellen-Lagers vorgenommen wurde.



**Abbildung 4:** Propellerträger des Motors vom Typ VW-HB-2400 G/2 in der Seitenansicht (links) und in Flugrichtung (rechts)

#### 1.3.4 Austausch der Propellerwelle

Auf Wunsch des Eigentümers baute HB-Flugtechnik die Propellerwelle bei 182:20 Betriebsstunden auf eine stärkere Ausführung um. Gemäss Hersteller neigte die alte Propellerwelle aufgrund von Drehschwingungen zur Rissbildung. Ausserdem wurde der Antriebszahnriemen auf die 2-Riemen-Variante geändert, die gemäss Hersteller zu einer erhöhten Redundanz führt. Bei Versagen eines Riemens kann der Motor mit dem verbleibenden, schmalen Riemen im Notlauf über einige Stunden weiterbetrieben werden.

Die Arbeitsausführung wurde am 16. Juli 2014 vom Hersteller bescheinigt.

### 1.3.5 Prüfung der Aufhängung der Propellerwelle

In der Wartungscheckliste HB-YLO, Version 3.0 vom Mai 2015, finden sich die Arbeitsanweisungen, die im Rahmen einer 100 h-Kontrolle am Flugzeug ausgeführt werden müssen. Die jährlichen Mindestunterhaltsarbeiten entsprechen in Art und Umfang einer 100 h-Kontrolle.

Bei der 100 h-Kontrolle werden unter anderem die Aufhängung der Propellerwelle auf deren festen Sitz und auf Risse sowie die Zahnriemenräder und die Antriebszahnriemen auf Risse, Zustand und deren Riemenspannung geprüft. Das Vorgehen für die Messung der Riemenspannung ist in der Wartungscheckliste mit Hilfe einer einfachen Skizze dargestellt, nach der sich der Antriebszahnriemen bei einer senkrecht gerichteten Druckkraft von 10 kg um 10 mm auslenkt.

Gemäss Aussage des Piloten mussten bei vergangenen Unterhaltsarbeiten die beiden oberen Sechskantschrauben des Propellerwellen-Trägers SKS1 und SKS2 (vgl. Abbildung 4) um jeweils etwa eine Vierteldrehung nachgezogen werden.

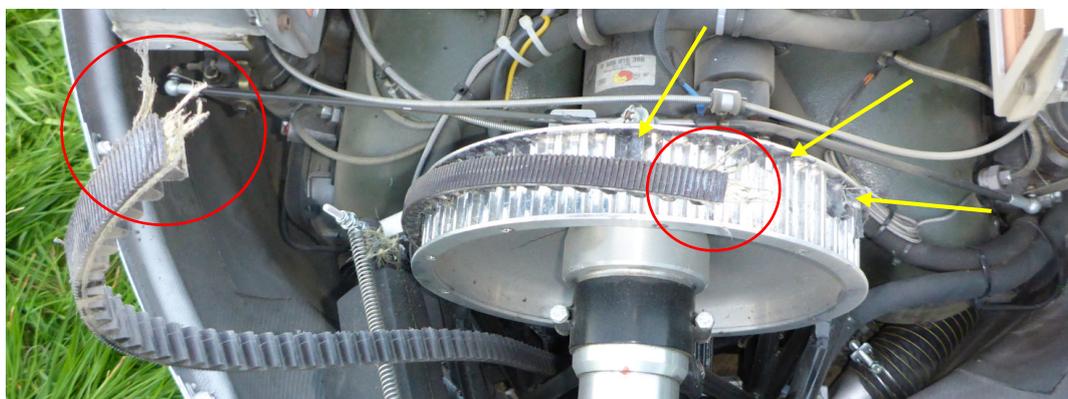
In der Wartungscheckliste des Herstellers vom Januar 1999 wird die korrekte Auslenkung des Antriebszahnriemens bei 10 kg Druckkraft mit 5 mm angegeben. Zusätzlich findet sich darin eine genaue Beschreibung für das Nachspannen des Antriebszahnriemens und das dabei notwendige Drehmoment der beiden vorderen Befestigungsbolzen (VL1/2) von 35 Nm.

## 1.4 Angaben zum Wrack

Das Flugzeug wurde bei der Landung im Acker auf einer Distanz von rund 40 m abgebremst und dabei an Fahrwerk, Propeller, Motorverkleidung und an beiden Tragflächen schwer beschädigt.

Auf der Unfallstelle wurden folgende weitere Feststellungen gemacht:

- Es waren keinerlei Betriebsstoffe ausgelaufen.
- Der mittels Messstab ermittelte Treibstoff-Reststand betrug 27 Liter im linken und 36 Liter im rechten Tank.
- Beide Antriebszahnriemen des Propeller-Untersetzungsgetriebes waren gerissen und wiesen seitlich starke Abnützungserscheinungen auf (vgl. Abbildung 5).
- Der hintere Antriebszahnriemen war seitlich stärker abgenützt und dadurch deutlich schmaler als der vordere Antriebszahnriemen.
- Auf dem oberen Zahnriemenrad befanden sich starke Ablagerungen von Zahnriemenmaterial, insbesondere im Bereich, wo der hintere Antriebszahnriemen lief.



**Abbildung 5:** Gerissene Antriebszahnriemen (rot umkreist); die Ablagerungen auf dem oberen Zahnriemenrad (gelbe Pfeile) sind deutlich sichtbar.

## 1.5 Vertiefte Abklärungen

### 1.5.1 Befunde an Motor und Propellerantrieb

Bei der detaillierten Untersuchung des Motors und der Aufhängung der Propellerwelle wurden folgende Feststellungen gemacht:

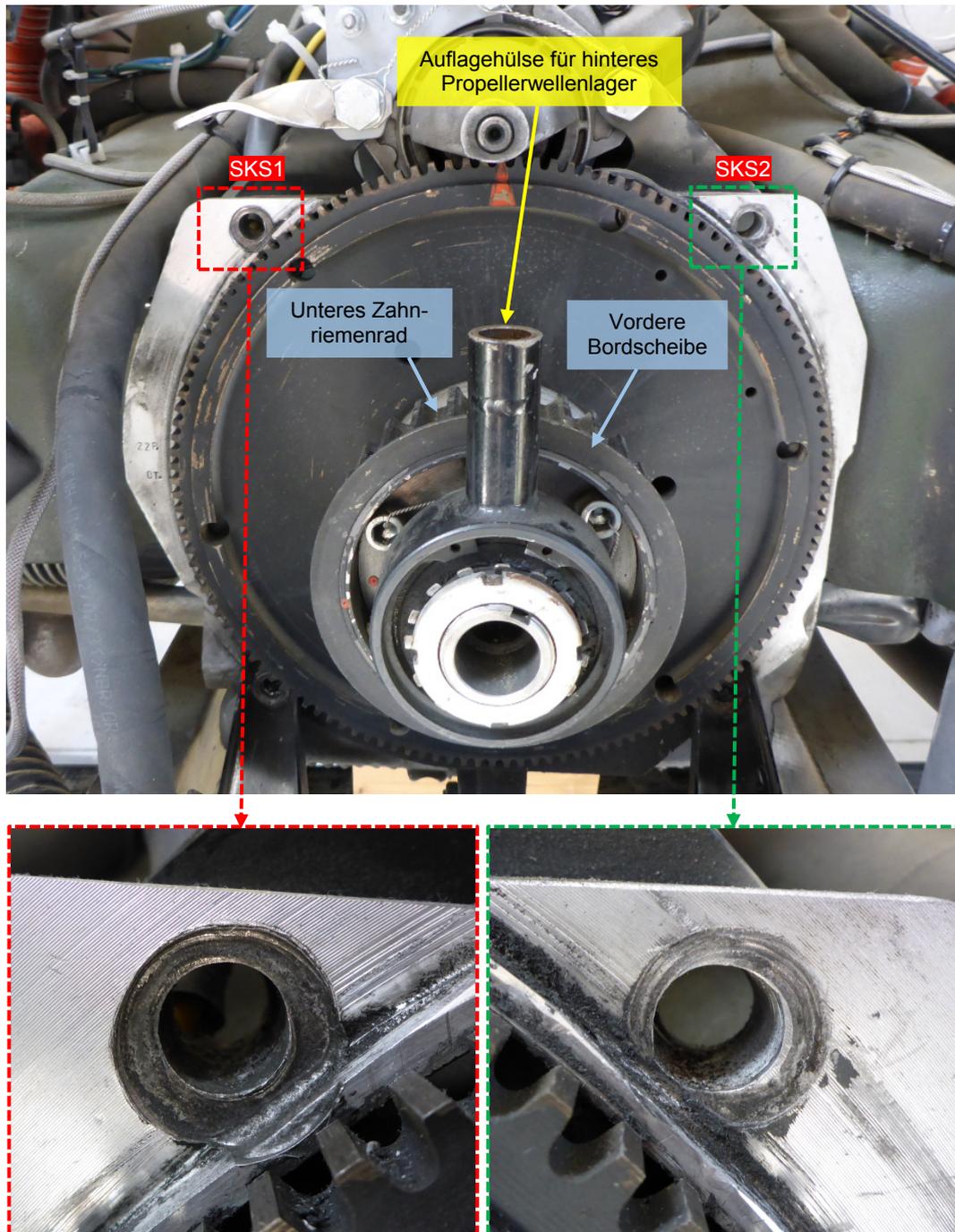
- Die untere Sechskantschraube SKS3 des Propellerträgers war gebrochen (vgl. Abbildung 6). Der Bruchverlauf war verformungsarm und verlief rechtwinklig zur Längsachse.
- Der Propellerträger wies in der Querstrebe unmittelbar neben der oberen Sechskantschraube SKS2 eine Bruchstelle auf. Der Bruch verlief entlang der Schweissnaht.
- Der Wellenträger des hinteren Wellenlagers war am oberen Ende des Gewindes (HL) gebrochen (vgl. Abbildung 7). Die Bruchfläche zeigte einen verformungsarmen Bruchverlauf rechtwinklig zur Längsachse.
- Der Motorblock aus Aluminium wies im Bereich der beiden oberen Auflageflächen mit dem Propellerträger SKS1 und SKS2 starke Eindruckstellen auf (vgl. Abbildung 8).
- Am unteren Zahnriemenrad, das auf der Motorwelle montiert war, fehlte die hintere Bordscheibe. Sie war nicht mehr auffindbar (Abbildung 8).
- Die Kontaktflächen um die Halterung des vorderen Wellenlagers, das mithilfe der beiden Sechskantschrauben (VL1 und VL2) am Propellerträger befestigt war, waren stark mit Fett geschmiert.



**Abbildung 6:** Gebrochene Sechskantschraube SKS3 mit Unterlagscheibe



**Abbildung 7:** Träger des hinteren Wellenlagers (HL) mit gebrochenem Gewinde und Einstellmutter



**Abbildung 8:** Motorblock mit Motorwelle von vorne gesehen; der Propellerträger wurde bereits demontiert. Am unteren Zahnriemenrad fehlt die hintere Bordscheibe. Die Eindruckstellen im Motorblock bei den Auflageflächen SKS1 (links) und SKS2 (rechts) sind deutlich sichtbar.

## 1.5.2 Werkstoffkundliche Untersuchungen

### 1.5.2.1 Sechskantschrauben

Die beiden oberen Sechskantschrauben SKS1 und SKS2 waren von der Festigkeitsklasse 12.9, d.h. sie wiesen eine Zugfestigkeit von  $1200 \text{ N/mm}^2$  mit einer Streckgrenze von  $1080 \text{ N/mm}^2$  auf. Die beiden unteren Sechskantschrauben SKS3 und SKS4 waren von der Festigkeitsklasse 8.8 mit einer Zugfestigkeit von

800 N/mm<sup>2</sup> und einer Streckgrenze von 640 N/mm<sup>2</sup>. Gemäss Konstruktionszeichnung sieht der Hersteller für alle vier Sechskantschrauben die geringere Festigkeitsklasse 8.8 vor.

Die Bruchfläche der Sechskantschraube SKS3 zeigte klassische Rastlinien. Die Anordnung dieser Rastlinien deutete auf einen Ermüdungsbruch unter einseitiger Biegung und Zugbelastung hin.

#### 1.5.2.2 Querstrebe des Motorträgers

Makroskopisch wiesen gewisse Indizien auf einen Ermüdungsbruch hin. In der Folge zeigte die rasterelektronenmikroskopische Untersuchung oberhalb der Schweissnaht verlaufende Schwingungsrisstreifen, welche die Vermutung eines Ermüdungsbruches bestätigten.

#### 1.5.2.3 Gewinde des hinteren Wellenträgers

Visuell waren die für einen Ermüdungsbruch charakteristischen Rastlinien zu erkennen. Die Anordnung bzw. der Verlauf der Rastlinien deutete auf einen Ermüdungsbruch unter zweiseitiger Biegung hin. Die Biegung war in eine Richtung dominant. Ein eindeutiges Indiz für einen Ermüdungsbruch waren mikroskopisch erkennbare Schwingungsrisstreifen. Die Schraube zeigte zudem einen geringen Anteil an Restbruch, was auf eine niedrige Nennspannung schliessen lässt. Der Restbruchanteil gibt einen Hinweis auf die statische Belastung, die beim Eintreten des Restbruches anlag.

#### 1.5.2.4 Antriebszahnriemen

Das Aussenband sowie die Noppen des Antriebszahnriemens bestanden aus demselben thermoplastischen Polyurethan. Die Keilriemen hatten stirnseitig mindestens die Erweichungstemperatur von 175 °C erreicht, da es klare Indizien für lokale Erweichungen gab.

### 1.6 Verfahren gemäss Luftfahrzeugflughandbuch

Für eine Überdrehzahl des Motors im Flug wie beim vorliegenden Unfall gibt es gemäss AFM kein Notfallverfahren.

Bei einem Gleitflug ist folgendes Verfahren definiert:

*„3.5 Gleitflug*

*Beste Gleitfluggeschwindigkeit 115 km/h*

*Landeklappen eingefahren*

*Fahrwerk so lange wie möglich eingefahren lassen*

*Propeller auf grösste Steigung*

*Die Gleitzahl beträgt zirka 10*

*(Bsp: Bei einer Gleitdistanz von 1 NM beträgt der Höhenverlust zirka 560 ft)“.*

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Die Untersuchung identifizierte mehrere Faktoren, die mit grosser Wahrscheinlichkeit einzeln oder in Kombination den Ausfall des Propeller-Untersetzungsgetriebes und den damit einhergehenden Leistungsverlust des Antriebs verursacht haben:

- Aufgrund der Konstruktion des Propellerträgers und der beiden Halterungen der Propellerwelle lässt sich nicht ausschliessen, dass das untere und das obere Zahnriemenrad nur annähernd parallel zueinander montiert worden waren. Das Vorgehen für das Spannen der Antriebszahnriemen war in den Wartungsunterlagen nicht klar definiert, ebenso existierten unterschiedliche Werte für die Spannkraft der Antriebszahnriemen.
- Das vordere Wellenlager war am Propellerträger mit zwei Sechskantschrauben montiert und die vertikale Positionierung des Lagers lediglich durch die Klemmkraft der Sechskantschrauben gewährleistet. Es ist denkbar, dass sich aufgrund der starken Schmierung an diesen beiden Befestigungspunkten die vertikale Positionierung des vorderen Wellenlagers und damit die Ausrichtung des oberen Zahnriemenrades vor dem Unfallflug verändert hat.
- Die werkstoffkundlichen Untersuchungen ergaben, dass die obere Querstrebe des Propellerträgers aufgrund eines Ermüdungsbruches versagt hatte. Die beiden oberen Sechskantschrauben des Propellerträgers SKS1 und SKS2, zwischen denen sich die gebrochene Querstrebe befand, wurden während Wartungsarbeiten mehrmals nachgezogen und hinterliessen ausgeprägte Eindruckstellen in den Auflageflächen am Motorblock. Dies zeigt, dass der Propellerträger über längere Zeit einer Wechselbelastung unterworfen war und die Befestigungspunkte stark über deren Dauerfestigkeit belastet wurden. Durch das jeweilige Nachziehen der Sechskantschrauben wurde der Propellerträger einer zusätzlichen Vorspannkraft ausgesetzt und elastisch leicht verdreht. Dadurch veränderte sich die Ausrichtung der gesamten Propellerwelle und infolge die Ausrichtung der beiden Zahnriemenräder zueinander.
- Der Ermüdungsbruch der unteren Sechskantschraube SKS3 zeigt, dass dieser stark über seine Dauerfestigkeit belastet wurde. Auffällig ist, dass die beiden oberen Sechskantschrauben, die jeweils nachgezogen werden mussten, von einer höheren Festigkeitsklasse waren als die beiden unteren Sechskantschrauben. Gemäss Konstruktionszeichnung sieht der Hersteller für alle vier Verbindungen Sechskantschrauben der Festigkeitsklasse 8.8 vor. In der klassischen Maschinenindustrie wird bei ähnlichen Anwendungen von dieser Festigkeitsklasse abgeraten, da der Werkstoff kaum definiert ist. Dies bedeutet, dass eine zuverlässige Aussage über die Lebensdauer und das Bruchverhalten nur ungenau vorhergesagt werden kann.
- Es ist denkbar, dass die untere Sechskantschraube SKS3 unmittelbar vor dem Versagen der Antriebszahnriemen brach. Dadurch verdrehte sich der bereits vorgespannte Propellerträger, was dazu führte, dass sich die Ausrichtung der Propellerwelle und damit des oberen Zahnriemenrades schlagartig veränderten.

Alle obengenannten Faktoren können einzeln oder in Kombination dazu geführt haben, dass das obere und das untere Zahnriemenrad nicht mehr in einer Flucht waren. Daraus resultierte eine einseitige Belastung der beiden Antriebszahnriemen, so dass diese auf den Zahnriemenrädern seitlich nach hinten liefen. Dabei wurde besonders der hintere Antriebszahnriemen durch die Reibung mit den hin-

teren Bordscheiben stark belastet, erhitzt und thermisch erweicht. Der Temperaturanstieg und die Friktionskräfte führten zum Zerfall beider Antriebszahnriemen und letztendlich zu deren kompletten Versagen.

Die fehlende hintere Bordscheibe am unteren Zahnriemenrad, die nach dem Unfall nicht mehr auffindbar war, ist mit grosser Wahrscheinlichkeit während des seitlichen Auflaufens des hinteren Antriebszahnriemens stark erhitzt worden, in der Folge zerborsten und anschliessend aus dem Motorraum gefallen. Das hell klingende, metallische Geräusch, das der Pilot beim Auftreten des Leistungsverlustes hörte, könnte vom Bersten dieser Bordscheibe hergerührt haben.

Nach dem Versagen der beiden Antriebszahnriemen wurde der Propeller nicht mehr vom Motor angetrieben, weshalb die Motordrehzahl sprunghaft anstieg.

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Für den Piloten war das sich anbahnende Versagen der Antriebszahnriemen und der daraus folgende vollständige Leistungsverlust der Antriebseinheit nicht erkennbar.

Über dem Prättigau auf einer Flughöhe von 6250 ft AMSL nahm der Pilot wahr, wie die Drehzahl des Motors sprunghaft auf rund 5000 RPM anstieg, begleitet von einem hell klingenden, metallischen Geräusch aus dem Motorraum. Er reduzierte folgerichtig die Drehzahl, in dem er den Leistungshebel zurückzog. Zu diesem Zeitpunkt dürfte ihm nicht bewusst gewesen sein, dass der Propeller nicht mehr vom Motor angetrieben wurde.

Der Pilot erkannte, dass er eine Notlandung durchführen musste. Aufgrund der unter ihm liegenden, gebirgigen Topografie entschied er sich, in Richtung des 16 km entfernten Bad Ragaz zu fliegen, wozu eine minimale Gleitzahl<sup>6</sup> von 11.4 erforderlich gewesen wäre. Die ersten grösseren, für eine Notlandung geeigneten Wiesen im Rheintal lagen in einer Entfernung von rund 10 km und waren mit einer minimalen Gleitzahl von etwa 7.3 noch erreichbar.

Der Pilot flog in der initialen Gleitflugphase mit einer angezeigten Geschwindigkeit, die rund 15 bis 25 km/h höher als die beste Gleitfluggeschwindigkeit lag, und erzielte deshalb nicht die höchstmögliche Gleitzahl.

In einer Entfernung von rund 8 km vom Flugfeld fuhr der Pilot zur Widerstandserhöhung das Fahrwerk und die Landeklappen aus. Er fällt damit bereits zu einem frühen Zeitpunkt den Entscheid für einen Direktanflug und hielt an diesem fest, obwohl er noch nicht davon ausgehen konnte, dass er die Piste tatsächlich erreichen würde. Damit wählte der Pilot eine ungeeignete Flugtaktik.

Bei einem Direktanflug ohne Motorleistung sind die Korrekturmöglichkeiten stark eingeschränkt. Es empfiehlt sich deshalb, in der Regel mit dem Ausfahren der Klappen und des Fahrwerkes solange wie möglich abzuwarten, um über dem Landefeld mit möglichst grosser Flughöhe einzutreffen. Bei ausreichender Höhe kann im Anschluss eine normale Platzvolte ohne Motorleistung geflogen werden und die Höhenkorrektur mittels Verkürzung oder Verlängerung des Queranfluges optimal vorgenommen werden. Im kurzen Endanflug können zudem die letzten Gleitwegkorrekturen mittels S-Kurven resp. mit einem Seitengleitflug sowie mit Ausfahren der Landeklappen und des Fahrwerkes erfolgen.

---

<sup>6</sup> Die minimale Gleitzahl wurde aus dem Verhältnis zwischen Distanz und Überhöhung zum jeweiligen Landefeld errechnet.

### **3 Schlussfolgerungen**

#### **3.1 Befunde**

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Die letzte Kontrolle an Zelle, Motor und Propeller wurde am 11. Mai 2016 bei 273:50 Betriebsstunden durch den dazu berechtigten Halter bescheinigt.
- Werkstoffkundliche Abklärungen ergaben, dass sowohl der Querträger des Propellerträgers als auch eine der Befestigungsschrauben einen Ermüdungsbruch mit geringem Restbruchanteil erlitten hatten.
- Die Befestigungspunkte des Propellerträgers am Motorblock waren alle stark über der Dauerfestigkeit belastet worden.
- Werkstoffkundliche Untersuchungen ergaben, dass beide Antriebszahnriemen aufgrund von Reibungsverschleiss und thermischer Erweichung versagten.

##### 3.1.2 Pilot

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfalls vor.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot startete um 15:35 Uhr mit dem Eigenbauflugzeug HB-Flugtechnik HB 207 Alfa, eingetragen als HB-YLO, auf dem Flugplatz Samedan (LSZS).
- Um 16:02 Uhr, als sich das Flugzeug auf einer Flughöhe von 6250 ft AMSL über Schiers/GR befand, hörte der Pilot ein hell klingendes, metallisches Geräusch aus dem Motorraum. Gleichzeitig nahm die Motordrehzahl sprunghaft zu.
- In Folge des einhergehenden Leistungsverlustes des Antriebes leitete der Pilot einen Gleitflug in Richtung Flugfeld Bad Ragaz (LSZE) ein.
- Rund 8 km vor Bad Ragaz fuhr der Pilot das Fahrwerk und die Landeklappen aus.
- Rund 3.5 km vor der Pistenschwelle 30 fuhr der Pilot das Fahrwerk und die Landeklappen aufgrund der zu geringen Flughöhe wieder ein.
- Etwa 500 m vor der Pistenschwelle fuhr er für die bevorstehende Notlandung das Fahrwerk und die Landeklappen erneut aus.
- Das Flugzeug setzte rund 250 m vor der Pistenschwelle in einem Acker auf.

##### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf die Entstehung des Unfalls.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall bestand aus einer Notlandung im Gelände, bei der das Eigenbauflugzeug beschädigt wurde, weil dessen Antrieb aufgrund eines Versagens der Antriebszahnriemen des Propeller-Untersetzungsgetriebes ausgefallen war.

Das Zusammenwirken folgender Faktoren wurde für das Versagen der Antriebszahnriemen als kausal ermittelt:

- Unzweckmässige Ausführung der Wartungsarbeiten;
- Unklare Anweisungen zum Ausrichten und Spannen der Antriebszahnriemen des Propeller-Untersetzungsgetriebes;
- Ungünstige Materialvorgaben für die Befestigungselemente des Propellerträgers.

Eine ungeeignete Flugtaktik führte in der Folge zu einer Landung in ungünstigem Gelände, was das Schadensausmass des Zwischenfalls vergrössert hat.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1        Sicherheitsempfehlungen**  
Keine
- 4.2        Sicherheitshinweise**  
Keine
- 4.3        Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**  
Keine

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 6. März 2018

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle