



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. 2318 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Flugzeuges  
Robin DR 400/180 R, HB-EQN,

vom 26. August 2016

rund 1 km nordöstlich des Flugfeldes  
Schaffhausen (LSPF),  
Gemeinde Löhningen/SH

**Cause**

L'accident est dû à une mauvaise technique au décollage, suite auquel l'avion n'a pas pris suffisamment de hauteur après avoir décollé ; suite à une perte de contrôle, il s'est écrasé au sol.

Éléments ayant contribué à l'accident :

- centre de gravité situé trop à l'arrière ;
- mauvaise documentation des données de performance de l'hélice.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Art. 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 Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

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 Zeit (MEZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 2 h.

## Schlussbericht

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	Robin DR 400/180 R	HB-EQN	
<b>Halter</b>	Segelfluggruppe Schaffhausen, 8201 Schaffhausen		
<b>Eigentümer</b>	Segelfluggruppe Schaffhausen, 8201 Schaffhausen		
<b>Pilot</b>	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1967		
<b>Ausweis</b>	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge ( <i>Private Pilot Licence Aeroplane – PPL(A)</i> ) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit ( <i>European Aviation Safety Agency – EASA</i> ), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).		
<b>Flugstunden</b>	<b>Insgesamt</b>	223:13 h <b>während der letzten 90 Tage</b>	11:19 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	35:23 h <b>während der letzten 90 Tage</b>	7:01 h
<b>Ort</b>	ca. 1 km nordöstlich des Flugfeldes Schaffhausen (LSPF), Gemeinde Löhningen/SH		
<b>Koordinaten</b>	682 002 / 283 629	<b>Höhe</b>	rund 450 m/M
<b>Datum und Zeit</b>	26. August 2016, 19:06 Uhr		
<b>Betriebsart</b>	Sichtflugregeln ( <i>Visual Flight Rules – VFR</i> ), privat		
<b>Flugphase</b>	Start		
<b>Unfallart</b>	Kontrollverlust infolge Strömungsabriss		

### Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	1	1	0
Erheblich	1	2	3	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	0	0	0	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	3	4	0

<b>Schaden am Luftfahrzeug</b>	Zerstört
<b>Drittsschaden</b>	Erheblicher Agrarlandschaden

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeine Angaben

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen des Piloten, der Passagiere und von Augenzeugen verwendet.

Aufgrund der geringen Flughöhe nach dem Start der HB-EQN bestehen keine Radardaten. Das Kollisionswarngerät Flarm war ausgeschaltet, weshalb keine Aufzeichnungen vorliegen.

Es handelte sich um einen Privatflug nach Sichtflugregeln.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Am Nachmittag des 26. August 2016 fand auf dem Flugfeld Schaffhausen (LSPF) ein Jahresanlass des Gewerbevereins Klettgau statt. Es standen unter anderem die Besichtigung der Segelflugzeuge sowie Rundflüge auf dem Programm. Letztere konnten bereits im vornherein oder direkt am Anlass gebucht werden.

Die dafür angekündigten Passagiere wurden durch die Piloten im Vorfeld auf zwei Flugzeuge aufgeteilt und die jeweiligen Masse- und Schwerpunktsberechnungen erstellt. Ebenso wurde eine Berechnung der Startstrecke durchgeführt (vgl. Kapitel 1.4.6). Nach einem allgemeinen Briefing zu Wetter und *Daily Airspace Bulletin Switzerland* (DABS) wurde der Rundflugbetrieb mit den zwei Motorflugzeugen, darunter auch die als HB-EQN eingetragene Robin DR 400/180 R um 14:45 Uhr aufgenommen.

Nachdem der Pilot mit der HB-EQN zwei Rundflüge mit je zwei Passagieren durchgeführt hatte, betankte er das Flugzeug mit zusätzlich 65 Liter Flugbenzin für einen weiteren Rundflug, da sich spontan nochmals drei Personen angemeldet hatten.

Im Vorfeld zum Flug erfragte der Pilot die Gewichte der Passagiere und liess sich diese nochmals von ihnen bestätigen. Danach berechnete er anhand dieser Angaben die Masse und den Schwerpunkt des Flugzeuges (vgl. Kapitel 1.4.5).

Da für den Piloten keine Einschränkung punkto Schwerpunktsberechnung vorlag, liess er die Passagierin auf ihren Wunsch vorne rechts Platz nehmen und bat die zwei anderen Passagiere, sich auf den beiden hinteren Sitzplätzen zu setzen. Der Pilot erklärte den Passagieren dabei die Bedienung der Sicherheitsgurte und war ihnen beim Anschnallen behilflich.

Nachdem die drei Passagiere an Bord gestiegen waren, startete der Pilot den Motor und rollte zum Startpunkt der Graspiste 07. Dort führte er die Prüfliste vor dem Start sowie die Funktionskontrolle des Motors durch (*run up*). Der Pilot war der Meinung, den Kipphebelschalter des Flarms während des Checks auf die Position „ON“ geschaltet zu haben. Anschliessend machte er das Abflugsbriefing. Mit den Landeklappen auf Startstellung (1. Raste) rollte er für einen weiteren Flug von etwa 30 Minuten in die Startposition, rund 14 m vor dem Pistenanfang.

Die Kommunikation an Bord der HB-EQN erfolgte über die Bordverständigungsanlage (*intercom*) mittels Sprechgarnitur (*headset*), die jeder Insasse trug.

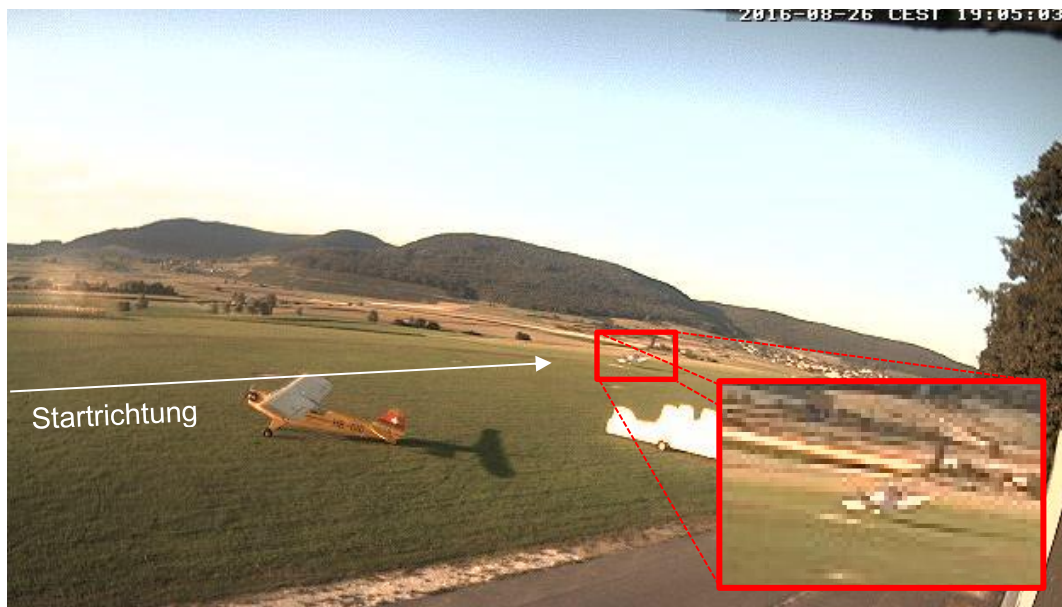
Wie der Pilot später angab, war das Flugzeug technisch in Ordnung und funktionierte einwandfrei.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Der Pilot löste in der Startposition die Radbremsen des als HB-EQN eingetragenen Flugzeuges Robin DR 400/180 R und startete kurz vor 19:05 Uhr mit maximaler

Motorleistung und bei leichtem Gegenwind mit drei Passagieren an Bord zum Rundflug.

Die Beschleunigung der HB-EQN auf der Graspiste verlief laut Aussage des Piloten und der Passagiere normal und das Flugzeug hob nach einer Startrollstrecke von rund 375 m ab. Unmittelbar nach dem Abheben begann das Flugzeug nach links zu rollen und gewann kaum an Höhe. Gleichzeitig wurde von aussen ein ungewöhnlich hoher Anstellwinkel beobachtet. Die Rollbewegung sowie der hohe Anstellwinkel wurden sowohl von Augenzeugen als auch von den Passagieren wahrgenommen (vgl. Abbildung 1).

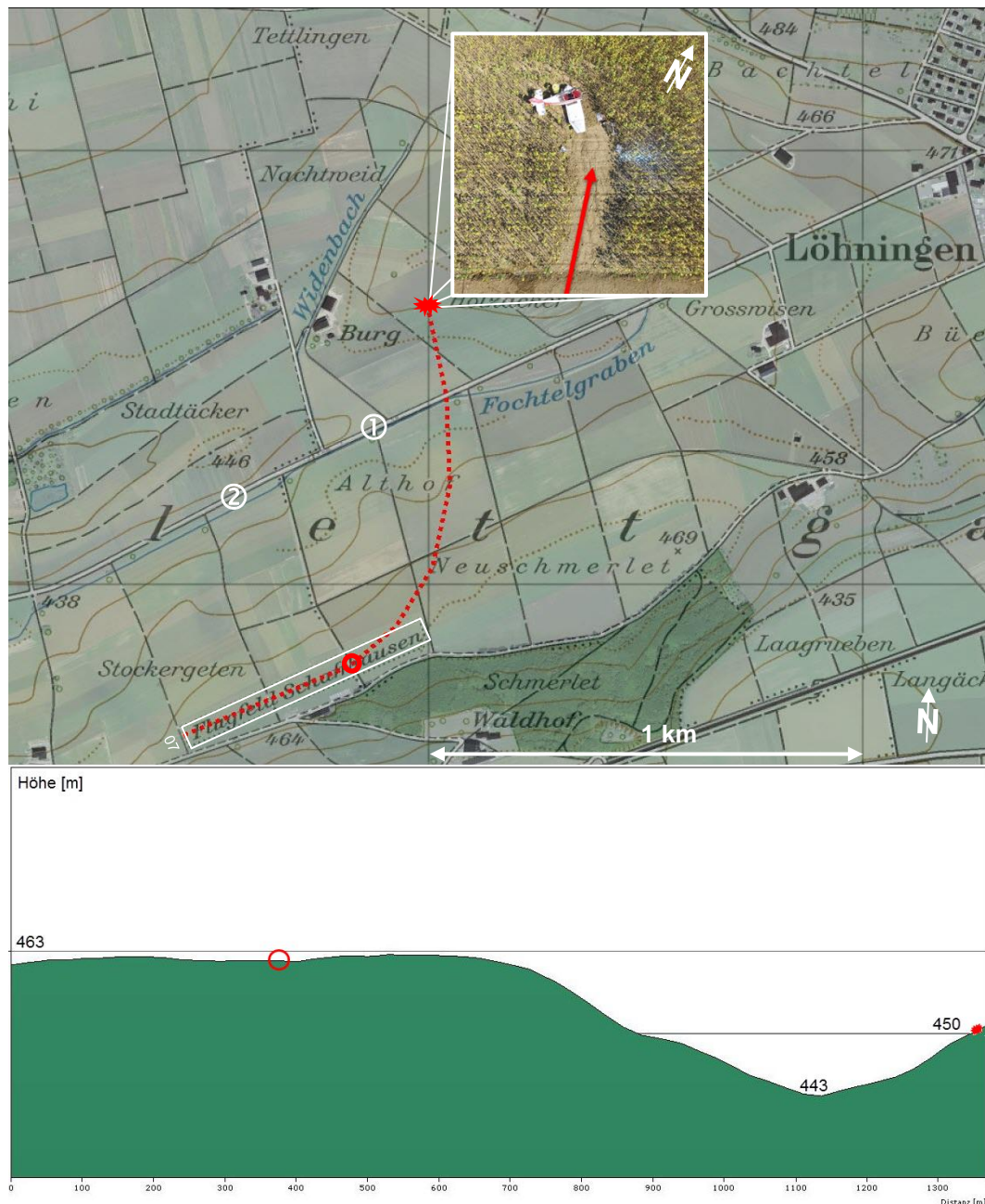


**Abbildung 1:** Die Webcam-Aufnahme auf dem Flugfeld Schaffhausen (LSPF) von 19:05:03 Uhr zeigt die HB-EQN nach einer Rollstrecke von rund 375 m kurz nach dem Abheben auf der Graspiste 07 (roter Rahmen).

Der Pilot versuchte, die Flugrichtung mittels Ausschlag des Quer- und Seitenruders zu halten, was zwar die Rollbewegung verminderte, aber nicht stoppte. Er vermutete zuerst eine blockierte Steuerführung durch die Beine der Passagierin zu seiner Rechten. Dann wurde er gewahr, dass die Quer- und Seitenrudder am mechanischen Anschlag waren. Über die Bordverständigungsanlage (*intercom*) kommunizierte er ein technisches Problem und gab im Nachhinein an, dass er ein lautes Geräusch wahrgenommen habe. Die Passagiere hingegen konnten akustisch nichts wahrnehmen, wie sie später zu Protokoll gaben.

Es wurde beobachtet, dass das Flugzeug nach dem Abheben kaum an Höhe gewann und mit geringer Geschwindigkeit sowie hohem Anstellwinkel in einer Drift nach links über abfallendes Gelände flog (vgl. Abbildung 2).

Der Pilot habe die Steuer nicht als weich wahrgenommen und die Warnung für einen Strömungsabriss (*stall-warning*) an den Tragflügeln sei erst im letzten Abschnitt des Fluges erfolgt. Der Pilot bemerkte, dass das Flugzeug nicht mehr flugfähig war und steuerte ein vor ihm liegendes Sonnenblumenfeld an, in der Hoffnung, der Bewuchs helfe das Flugzeug bei der Notlandung auszurichten. Augenzeugen nördlich des Flugfeldes beobachteten, wie das Flugzeug stark angestellt aus geringer Höhe plötzlich über den linken Flügel abkippte und auf den Boden prallte. Dabei wurde beobachtet, wie die Nase des Flugzeuges nach einem ersten Kontakt des Hauptfahrwerkes in den harten, ausgetrockneten Boden gerammt wurde. Die Flugzeit betrug rund eine Minute.



**Abbildung 2:** Ungefähre Flugverlauf (rot gestrichelt) von knapp 1400 m Länge und Profilverlauf des Fluges über Grund mit dem Abhebepunkt (roter Kreis) bis zur Unfallstelle rund 1 km nordöstlich des Flugfeldes Schaffhausen (LSPF) sowie die ungefähre Position der Augenzeugen ① und ② unterwegs nach Löhningen, Karte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149).

Der Pilot und die Passagiere wurden beim Aufprall erheblich verletzt. Die Insassen wurden vor Ort durch die Rettungskräfte der kurz darauf eingetroffenen Rettungshelikopter sowie den Einsatzkräften der beiden Ambulanzen des Kantonsspitals Schaffhausen betreut. Nach den Erstversorgungen wurde der Pilot mit dem einen Rettungshelikopter ins Spital Winterthur und die Passagierin mit dem zweiten Rettungshelikopter ins Universitätsspital Zürich geflogen. Die beiden weiteren Passagiere wurden ins Kantonsspital Schaffhausen transportiert. Die Passagierin erlag am 6. September 2016 ihren Verletzungen.

Der Pilot und ein Passagier gaben später an, dass der Motor bis zum Absturz einwandfrei funktionierte.

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Am Boden erstreckte sich ein schmales Hitzetief von Südwestfrankreich zur Ostsee. Die Schweiz befand sich am Rand der heissesten Luft unter der Achse eines Hochdruckrückens, der von Marokko zum Baltikum reichte.

### 1.2.2 Wetter am Ort und zur Zeit des Unfalls

Das Wetter war windschwach, trocken, sonnig und warm.

Wetter/Wolken 1/8 CU um 8000 ft AMSL<sup>1</sup>

Sicht 30 km

Wind 154 Grad, 2 kt

Temperatur/Taupunkt 30 °C / 17 °C

Luftdruck (QNH) 1018 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO<sup>2</sup>-Standardatmosphäre (ISA)

Gefahren keine

### 1.2.3 Astronomische Angaben

Beleuchtungsverhältnisse Tag

Sonnenstand Azimut 274 Grad Elevation 10 Grad

## 1.3 Angaben zum Flugfeld Schaffhausen

Das Flugfeld Schaffhausen (LSPF) befindet sich etwa 7.4 km östlich des Funkfeuers Trasadingen (TRA) bzw. 8.5 km westlich von Schaffhausen. Der Flugbetrieb wird vorwiegend auf Vereinsbasis durchgeführt.

Die Graspiste des Flugfeldes liegt auf einer Höhe (*Aerodrome Elevation – AD ELEV*) von 1519 ft AMSL und weist folgende Abmessungen auf:

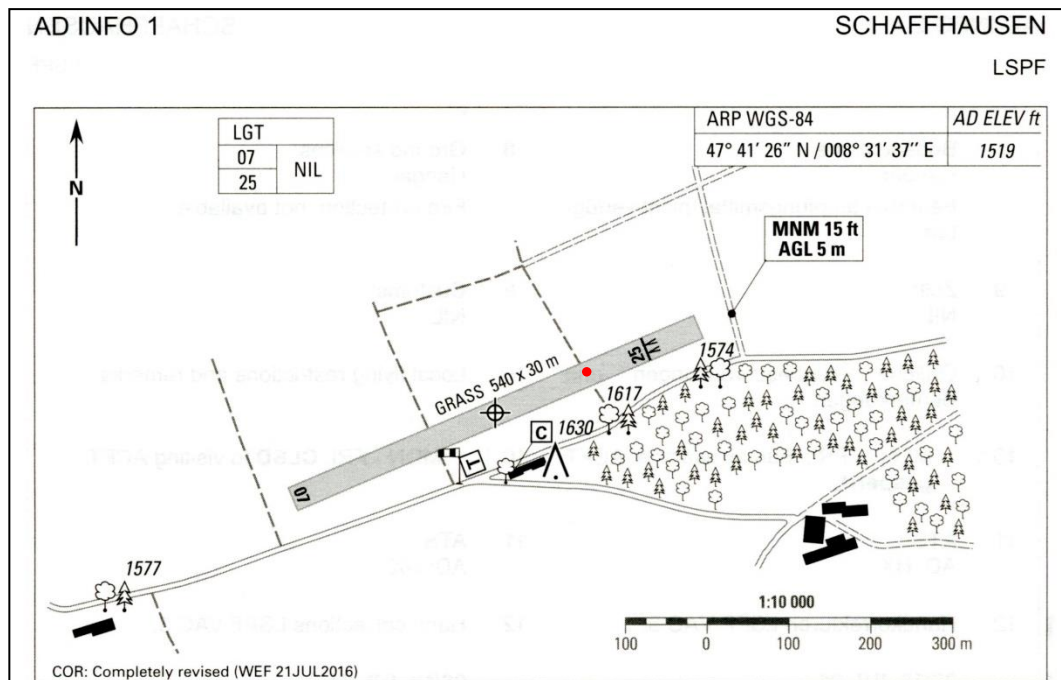
Pistenbezeichnung	Abmessungen (Länge x Breite)	Verfügbare Startstrecke
07/25	540 x 30 m	470 / 540 m

Die Piste ist über die ganze Länge und einer Breite von rund 5 m mit eingewalzten Kunststoff-Rasengitterplatten versehen, die ein Einsinken des Fahrwerks bei weicher Piste verhindern sollen.

Nordnordöstlich des Hangars quert ein Feldweg die Graspiste. Eine Aufnahme der Webcam auf dem Flugfeld Schaffhausen zeigt, dass die HB-EQN um 19:05 Uhr auf ungefähr dieser Höhe bereits vom Boden abgehoben ist (vgl. roter Punkt in Abbildung 3).

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

<sup>2</sup> ICAO: *International Civil Aviation Organisation*



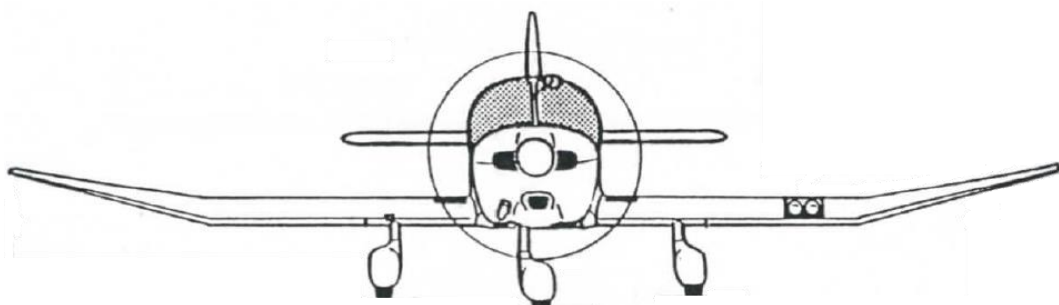
**Abbildung 3:** Informationskarte des Flugfeldes Schaffhausen (LSPF) mit dem Abhebe-  
punkt der HB-EQN (roter Punkt) nach einer Startrollstrecke von rund 375 m; Basiskarte  
reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo  
(JA150149).

## 1.4 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.4.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-EQN
Luftfahrzeugmuster	Robin DR 400/180 R
Baujahr	1982
Charakteristik	Einmotoriges, viersitziges Flugzeug mit Kolbenmotorantrieb und Festpropeller, ausgeführt als Tiefdecker in Holzbauweise mit Stoffbespannung und nach oben abgeknickten Flügelenden (V-Stellung von 14°), Festfahrwerk in Bugradanordnung (vgl. Abbildung 4).
Hersteller	S.A. Avions Pierre Robin, Dijon, Frankreich
Halter und Eigentümer	Segelfluggruppe Schaffhausen, 8201 Schaffhausen
Triebwerk	Lycoming Engines, O-360-A3A Luftgekühlter Kolbenmotor mit vier Zylindern in Boxeranordnung und einer Nennleistung von 180 HP, entsprechend 134 kW.
Propeller	Vierblatt Festpropeller, HO4/27HM-170 128, installiert unter ergänzendem Baumusterzeugnis Hersteller: Propellerwerk Hoffmann GmbH & Co. KG Serie-Nr.: 54735C Baujahr: 1982 Letzte Überholung: 30. Juni 2016

	Max. Drehzahl: 2700 U/min
Ausrüstung	Flarm System ECW 100 Transponder (Mode S) automatischer Notsender ( <i>Emergency Locator Transmitter</i> – ELT) vom Typ Kannad 406 AF
Höchstzulässige Abflugmasse	1000 kg
Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges lagen zum Zeitpunkt des Starts ausserhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>Aircraft Flight Manual</i> – AFM) maximal zulässigen Grenzen (vgl. Kapitel 1.4.5).
Unterhalt	Die letzte 100-h-Kontrolle fand am 26. Juli 2016 bei 4395:06 Betriebsstunden statt.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch wurde am 22. August 2016 eingetragen, dass das Flugzeug im Flug permanent eine leichte Querlage nach links hatte. Zwischen diesem Eintrag und dem Unfall wurde mit dem Flugzeug 5:48 h von drei verschiedenen Piloten geflogen. Diesbezüglich folgten keine weiteren Beanstandungen. Am Unfalltag wurde vom Piloten, der diesen Eintrag gemacht hatte, nichts Aussergewöhnliches mehr festgestellt. Der Unterhaltsbetrieb hatte von diesem Eintrag keine Kenntnisse (vgl. Kapitel 1.4.2).
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugbenzin ( <i>Aviation Gasoline</i> – AVGAS) 100LL Kraftfahrzeugbenzin ( <i>Motor Gasoline</i> – MOGAS) 98
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	AVGAS 100LL Der Treibstoff entsprach den erforderlichen Spezifikationen.
Kategorie	VFR bei Tag
Modifikationen	Zum Schleppen von Segelflugzeugen ausgerüstet
Einsatzbereich	In den vorausgehenden zwölf Monaten wurden gemäss Flugreisebuch mehr als 90 % aller Flüge als Schul- und Passagierflüge und weniger als 10 % als Schleppflüge ausgewiesen.



**Abbildung 4:** Frontansicht der Robin DR 400/180 R mit den V-förmigen Tragflügeln

#### 1.4.2 Umgang mit Meldungen über Störungen und Beobachtungen

Am 22. August 2016, vier Tage vor dem Unfall, absolvierte ein Pilot mit der HB-EQN einen Flug ohne Passagiere und konnte dabei feststellen, dass das Flugzeug im Flug permanent eine leichte Querlage nach links hatte. Diese konnte er mittels Steuerknüppel ohne Probleme korrigieren. Nach dem Flug machte er diesbezüglich im Flugreisebuch unter der Rubrik „*Störungen und Beobachtungen (troubles and observations)*“ den Eintrag: „EQN zieht. perm. nach links“. Bei späteren Flügen – der letzte fand am Morgen des Unfalltages statt – konnte der Pilot, der diesen Eintrag gemacht hatte, keine Anomalitäten feststellen.

Zum Unfallzeitpunkt war dieser Eintrag im Flugreisebuch an der HB-EQN noch nicht durch den zuständigen Mechaniker des Unterhaltsbetriebes überprüft und als „*release to service*“ bescheinigt worden. Nach Angaben des Unterhaltsbetriebs sei er von der Segelfluggruppe Schaffhausen nicht über dieses Problem informiert worden.

Das übliche Vorgehen innerhalb der Fluggruppe sieht vor, dass der Pilot ein festgestelltes Problem ins Flugreisebuch und in die offene Mängelliste (*Hold Item List – HIL*), die sich im C-Büro befindet, einträgt. Somit sollten die Einträge im Flugreisebuch und in der HIL immer übereinstimmen. Zusätzlich sollte das zuständige Vorstandsmitglied der Segelfluggruppe Schaffhausen per E-Mail über einen Eintrag informiert werden. Das Vorstandsmitglied kontrolliert zudem regelmässig die HIL und leitet allfällige Mängelmeldungen dem Unterhaltsbetrieb weiter.

Der Eintrag vom 22. August 2016 wurde durch den Piloten lediglich im Flugreisebuch eingetragen. Somit war das Vorstandsmitglied nicht über das festgestellte Problem informiert und die Weiterleitung des Problems an den Unterhaltsbetrieb blieb aus.

#### 1.4.3 Sicherheitsgurte

##### 1.4.3.1 Allgemeines

Bis 1988 wurden neu gebaute Flugzeuge der Robin DR 400-Serie standardmässig mit Beckengurten für die Cockpit- und die hinteren beiden Sitzplätze ausgeliefert. Werkseitig waren für die Cockpitsitze Befestigungspunkte für die Schultergurten eines 4-Punkte-Rückhaltesystems (Beckengurt mit Schultergurten) bereits vorhanden.

Ab 1991 wurden nur noch Flugzeuge ab Werk ausgeliefert, bei denen die hinteren beiden Sitzplätze mit einem 3-Punkte-Rückhaltesystem (Beckengurt mit einem diagonalen Brustgurt) ausgestattet waren. Die Cockpitsitze wurden mit einem 3- oder 4-Punkte-Rückhaltesystem ausgeliefert.

Gemäss den technischen Akten der HB-EQN wurden die Beckengurte der hinteren Passagiersitze letztmals am 10. Januar 2004 durch neue ersetzt. Bei den beiden Cockpitsitzen wurde im Mai 2010 ein neues 4-Punkte-Gurtesystem eingebaut, wobei beim vorderen rechten Sitz keine Schultergurten montiert wurden.

Gemäss Angaben der Segelfluggruppe Schaffhausen hat das zweite Flugzeug des gleichen Musters dieselbe Ausstattung der Sicherheitsgurte. Warum lediglich beim Pilotensitz die Schultergurten montiert waren, konnte der SUST auf Anfrage nicht beantwortet werden.

##### 1.4.3.2 Zertifizierung

Das Flugzeugmuster Robin DR 400/180 R erhielt nach der Zertifizierung von der französischen Luftfahrtbehörde (*Direction Générale de l'Aviation Civile – DGAC*) ein Baumusterzeugnis-Datenblatt (*Type Certificate Data Sheet – TCDS*) mit Datum

vom 28. November 1972 auf der Gesetzesgrundlage France AIR<sup>3</sup>2052 (Ausgabe 6 vom 6. Juni 1966), eine Umsetzung der FAR 23<sup>4</sup>, *amendment 7*. Diese beiden Vorschriften sind identisch.

Die Anforderungen des Rückhaltesystems sind in FAR 23, *amendment 7*, unter „*Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes*“, *Subpart D – Design and Construction*, mit Inkraftsetzung vom 14. September 1969, wie folgt definiert:

„Sec. 23.785

*Seats and berths.*

[...]

(g) *Each occupant must be protected from head injury by--*

(1) *A safety belt and shoulder harness that will prevent the head from contacting any injurious object;*

(2) *A safety belt plus the elimination of any injurious object within striking radius of the head; or*

(3) *A safety belt plus an energy absorbing rest that will support the arms, shoulders, head and spine.“*

Dieses ursprüngliche TCDS wurde 2003 durch ein TCDS der *European Aviation Safety Agency (EASA)* ersetzt.

#### 1.4.3.3 Inkrafttreten der Europäischen Regelungen

Mit der EU-Verordnung 965/2012 der EASA mit Inkrafttreten vom 28. Oktober 2012 wurden im Annex VII, „*Non-Commercial Air Operations with Other-Than Complex Motor-Powered Aircraft [PART NCO]*“ die neuen Anforderungen an die Rückhaltesysteme folgendermassen definiert:

„*NCO.IDE<sup>5</sup>.A.140 Seats, seat safety belts, restraint systems and child restraint devices*

(a) *Aeroplanes shall be equipped with:*

(1) *a seat or berth for each person on board who is aged 24 month or more;*

(2) *a seat belt on each passenger seat and restraining belts for each berth;*

(3) *a child restraint device (CRD) for each person on board younger than 24 month; and*

(4) *a seat belt with upper torso restraint system on each flight crew seat, having a single point release.“*

Die Anforderungen nach FAR 23, *amendment 7*, verloren zu diesem Zeitpunkt ihre Gültigkeit.

In der EU-Verordnung 2016/1199 mit Inkrafttreten vom 28. August 2016 wurden Änderungen der Verordnung 965/2012 in Bezug auf Punkt 4 der NCO.IDE.A.140 wie folgt festgehalten:

„(6) *In Annex VII (Part-NCO):*

[...]

---

<sup>3</sup> AIR: *Air Operation Requirements*

<sup>4</sup> FAR 23: *Federal Aviation Regulations Part 23*, Vorschriften der amerikanischen Flugaufsichtsbehörde (*Federal Aviation Authority – FAA*), in denen die Lufttüchtigkeitsanforderungen beschrieben sind.

<sup>5</sup> IDE: *Instruments, Data and Equipment*, Instrumente, Daten und Ausrüstung

(h) point (a)(4) of NCO.IDE.A.140 is replaced by the following: '(4) a seat belt with upper torso restraint system on each flight crew seat, having a single point release for aeroplanes having a CofA<sup>6</sup> first issued on or after 25 August 2016.';

#### 1.4.4 Betriebsverfahren und Vorgaben

Das Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) beschreibt im Abschnitt 4 die normalen Betriebsverfahren. Die für den Unfall relevanten Punkte werden folgendermassen beschrieben:

##### „Beladung

Vor jedem Flug ist sicherzustellen, dass das Gesamtgewicht und die Schwerpunktlage innerhalb der vorgeschriebenen Grenzwerte liegen.

[...]

##### Kurzstart

Klappen ..... 1. Raste

Vollgas geben (mind. 2200 U/min), Bremsen festhalten, dann loslassen.

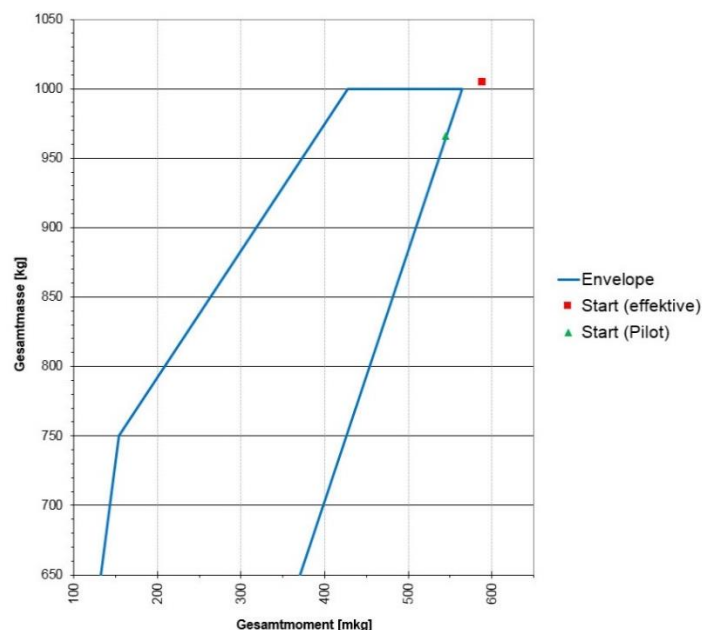
Abhebegeschwindigkeit ..... 100 km/h – 53 kt

Dann, wenn nötig (Überfliegen eines Hindernisses) Geschwindigkeit des besten Steigens (130 km/h – 70 kt) einnehmen.

#### 1.4.5 Masse und Schwerpunkt

Gemäss den Massenangaben der betroffenen Passagiere befand sich die Abflugmasse bei rund 1005 kg, also 5 kg über der höchstzulässigen Abflugmasse (*Maximum Take-Off Mass – MTOM*). Das Gesamtmoment lag bei 589 mkg. Der hintere Grenzwert der Schwerpunktlage beträgt bei einer Masse von 1005 kg rund 567 mkg (vgl. Abbildung 5).

Der Pilot achtete beim Einsteigen darauf, dass der schwerere der beiden Passagiere hinten rechts Platz nahm, um den lateralen Schwerpunkt des Flugzeuges möglichst in der Mitte zu halten.



**Abbildung 5:** Effektive Masse und Schwerpunkt der HB-EQN vor dem Start (■) sowie gemäss der Berechnung durch den Piloten (▲) anhand der Passagierangaben

<sup>6</sup> CofA: Certificate of Airworthiness; Lufttüchtigkeitszeugnis

#### 1.4.6 Startleistungen

Die Dichtehöhe (*Density Altitude* – DA) betrug zum Unfallzeitpunkt 3510 ft AMSL. Gegenüber ISA-Bedingungen hat dies eine Verlängerung der Startrollstrecke von rund 12 % zur Folge.

Gemäss Angaben des Luftfahrzeugflughandbuchs (*Aircraft Flight Manual* – AFM)<sup>7</sup> beträgt die Startrollstrecke (*Take-Off Run* – TOR) der HB-EQN unter Berücksichtigung der DA und 2 kt Gegenwind rund 316 m. Unter Einbezug der von Propellerwerk Hoffmann GmbH & Co. KG zur Verfügung gestellten Daten ergibt sich ein Wert für die Startrollstrecke von rund 455 m. Die im Anhang zum AFM aufgeführten Flugleistungen beschränken sich punkto Startleistungen auf eine einzige Startdistanz auf einer Betonpiste bis zum Überflug eines 15 Meter hohen Hindernisses bei MTOM und unter ISA-Bedingungen auf Meereshöhe.

Der Vergleich zum 2-Blatt-Propeller vom Typ Sensenich 76-58 zeigt, dass der verwendete 4-Blatt-Propeller von Hoffmann in der Beschleunigung am Boden deutlich weniger effizient ist. Bei einem Vergleich der Startrollstrecke auf einer Hartbelagspiste lag der Unterschied im Vergleich zu erfolgtenen Werten bei rund 40 %.

Ausgehend von einer Temperatur von 28 °C, einem QNH von 1022 hPa sowie einem Gegenwind von 5 kt ergab die vom Piloten im Vorfeld zu den Passagier-rundflügen durchgeführte Berechnung der benötigten Startrollstrecke einen Wert von 368 m.

#### 1.4.7 Überziehgeschwindigkeit

Die Überziehgeschwindigkeit (*Stall Speed* –  $V_s$ ) der Robin DR 400/180 R mit den Landeklappen (*flaps*) in Startstellung (1. Raste) in Abhängigkeit der Querlage ist in folgender Tabelle festgehalten:

Querlage [°]	$V_s$ [km/h]
0	93
10	94
15	95
30	99
60	131

**Tabelle 1:** Überziehgeschwindigkeit (*Stall Speed* –  $V_s$ ) mit den Landeklappen (*flaps*) in Startstellung (1. Raste) in Abhängigkeit der Querlage; die kursiv angegebenen Werte wurden berechnet.

### 1.5 Angaben zum Piloten

#### 1.5.1 Ausbildung und Werdegang

Der Pilot begann seine fliegerische Ausbildung im Mai 2008 und schloss diese am 21. Oktober 2009 mit einer gesamten Flugzeit von 80:23 h ab. Die Schulung fand vorwiegend auf dem Flugzeugmuster DV20 „Katana“ statt. Am 30. Juni 2010 schloss er die Einweisung (*familiarization training*) auf dem Flugzeugmuster Robin DR 400/180 R mit einer Flugzeit von 3:23 h ab. Die Einweisung auf das Flugzeugmuster Piper PA 28 schloss er am 30. August 2012 mit einer Flugzeit von 6:10 h ab.

<sup>7</sup> Basierend auf dem werkseitigen 2-Blatt-Propeller vom Typ Sensenich 76-58

Zum Unfallzeitpunkt hatte der Pilot auf der Robin DR 400/180 R eine gesamte Flugerfahrung von 35:23 h, wobei er in den letzten fünf Jahren durchschnittlich weniger als 5 Stunden pro Jahr auf diesem Muster flog.

#### 1.5.2 Angaben des Instructors

Der Instruktor, bei dem im Jahr 2010 die Einweisung (*familiarization training*) auf das Flugzeugmuster Robin DR 400/180 R erfolgte, beurteilte den internen Jahres-Checkflug des betroffenen Piloten vom Juli 2016 als erfolgreich bestanden. Dieser Flug enthielt unter anderem auch einen Motorausfall nach dem Abheben.

### 1.6 Angaben über das Wrack

Auf der Unfallstelle konnten am Wrack folgende relevanten Feststellungen gemacht werden:

- Es floss weder Treibstoff noch Motorenöl ins Erdreich. Lediglich eine geringe Menge Bremsflüssigkeit floss aus.
- Der Treibstofftank blieb unversehrt und enthielt rund 90 Liter AVGAS.
- Der Motor sowie das Cockpit bis hin zu den beiden Cockpitsitzen waren von der hinteren Flugzeugzelle abgetrennt. Die beiden Parteien waren lediglich noch durch Kabelzüge, Steuerseile, elektrische Kabel und die Treibstoffleitung miteinander verbunden.
- An der hinteren Flugzeugzelle konnten keine massiven Beschädigungen festgestellt werden.
- Das linke Hauptfahrwerk war vom Flügel und das Bugfahrwerk vom Motorträger separiert; das rechte Hauptfahrwerk war noch am Flügel montiert.
- Die Ansteuerung des Höhenruders mittels Steuerknüppels funktionierte einwandfrei.
- Die Steuerseile des Seitenruders waren mit den Steuerpedalen korrekt verbunden. Das Ansteuern des Ruders funktionierte einwandfrei.
- Der rechte Flügel war an der Flugzeugzelle befestigt und wies Beschädigungen auf. Das Querruder funktionierte durch betätigen des Steuerknüppels einwandfrei. Die rechte Landeklappe (*flaps*) war mit dem Verstellhebel im Cockpit korrekt verbunden. Der Verstellhebel war auf Position „1. Raste“ (Startstellung).
- Der linke Flügel war an der Flugzeugzelle befestigt, war jedoch komplett zerstört. Die Steuerstangen der linken Landeklappe zeigten Biegungen, die auf den Unfallhergang zurückzuführen sind. Die Verbindung zwischen Klappe und Verstellhebel sowie die Scharniere der Klappe waren intakt. Das Querruder war durch die Steuerseile korrekt mit dem Steuerknüppel verbunden.
- Der Pilotensitz war von vorne im letzten, 6. Loch der Führungsschiene, der Sitz vorne rechts im 2. Loch eingerastet.
- Der Hauptschalter des automatischen Notsenders (*Emergency Locator Transmitter – ELT*) war in der Stellung „OFF“. Das Gerät wurde von der Schweizerischen Rettungsflugwacht (REGA) ausgeschaltet.
- Der Kippschalter des Kollisionswarngerätes Flarm war auf der Position „OFF“.
- Der Kippschalter der elektrischen Treibstoffpumpe Nr. 1 stand auf Pos. „ON“.

- Der Batterie-Hauptschalter sowie das Zündschloss waren auf die Position OFF geschaltet. Der Zündschlüssel war aus dem Schloss gezogen. Dies wurde durch die ersten am Unfallort eingetroffenen Personen ausgeführt.
- Der Handgriff des Treibstoffhahns war abgeschlagen.

## 1.7 Medizinische Angaben

Beim Unfall wurden der Pilot und die drei Passagiere erheblich verletzt und mussten in Spitalpflege verbracht werden. Die Passagierin erlag 11 Tage nach dem Unfall ihren Verletzungen.

Es liegen keine Anhaltspunkte für eine gesundheitliche Beeinträchtigung des Piloten und der Passagiere vor. Die toxikologischen Untersuchungen waren negativ für Alkohol wie auch für andere körperfremde Substanzen.

Der durch den Unfall polytraumatisierte Pilot auf der Sitzposition vorne links erlitt vor allem Verletzungen am Rumpf und den unteren Extremitäten. Bei der Passagierin auf der Sitzposition vorne rechts konnten bei der Autopsie hauptbefundlich die Folgen eines schwersten Schädel-Hirn-Traumas festgestellt werden, die letztlich zu einer zentralen Atemlähmung mit Todesfolge führten. Der Impressionsbruch der frontalen Gesichtspartie wurde als die Folge einer lokalen stumpfen mechanischen Gewalteinwirkung erachtet und passt zu einem Anprall des Kopfes gegen eine kleinflächige Struktur.

Der Passagier hinten links verletzte sich am linken Vorderarm und Rücken erheblich. Der Passagier auf der Sitzposition hinten rechts erlitt vor allem schwere Verletzungen am Kopf und Rumpf ohne innere Verletzung der Bauchorgane.

## 1.8 Technische Untersuchungen

### 1.8.1 Allgemeines

Das Flugzeugwrack wurde eingehend untersucht. Dabei konnten zusätzliche Feststellungen gemacht werden:

- Die Überziehwarnung (*stall-warning*) am rechten Flügel war korrekt montiert. Die durchgeführte Funktionskontrolle in ausgebautem Zustand war einwandfrei.
- Der Treibstoffhahnhahn (*fuel valve*) war geöffnet.
- Die Funktion der Höhenruder-Trimmmung (Handrad) konnte aufgrund des Zerstörungsgrades nicht mehr genau überprüft werden. Die Steuerseile waren jedoch intakt und korrekt montiert. Die Trimmmung dürfte auf Position 3 „START“ eingestellt gewesen sein.
- Der Anzeigefehler des Geschwindigkeitsmessers (*Airspeed Indicator – ASI*) lag innerhalb des Messbereiches von 50 km/h und 400 km/h bei weniger als  $\pm 3$  km/h und somit innerhalb der vorgegebenen Toleranzen.

### 1.8.2 Sicherheitsgurte

Der Pilotensitz war mit einem 4-Punkte-Sicherheitsgurt (Becken- und Schultergurte) ausgerüstet. Der Sitz vorne rechts war lediglich mit einem Beckengurt mit 5-Punkte Gurtschnalle ausgestattet, die zugehörigen Schultergurte waren nicht montiert. Diese Gurten hielten der Beanspruchung stand.

Der Beckengurt des hinteren linken Passagiers hielt der Beanspruchung stand. Beim rechten Passagier wurde während des Unfallhergangs das Befestigungssegment des rechten Teils der Beckengurte aus der Flugzeugstruktur herausgerissen (vgl. Abbildung 6).



**Abbildung 6:** Aus der Flugzeugstruktur herausgerissenes Holzsegment mit dem hinteren rechten Beckengurt und intakter Schraubverbindung

## 1.9 Einfluss des Bodeneffekts beim Start

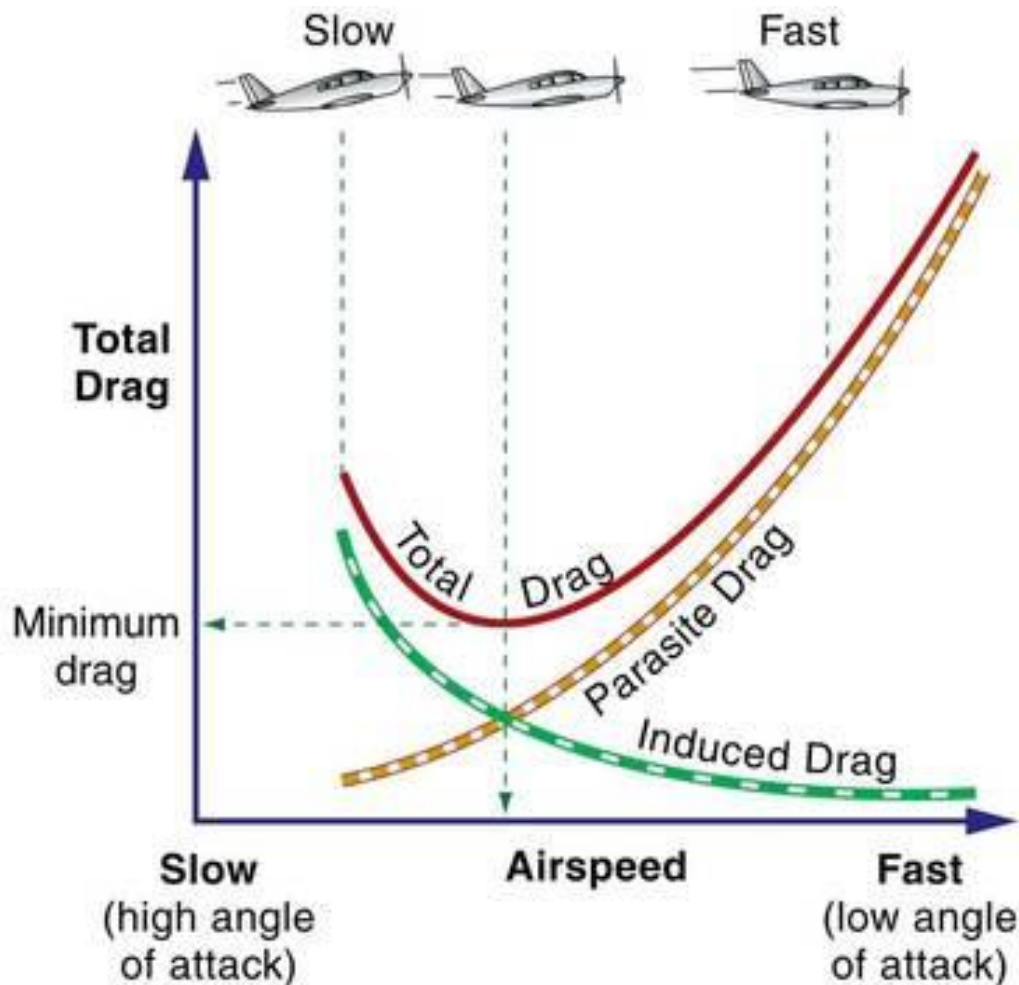
Bei geringem Abstand zwischen dem Tragflügel und dem Boden werden die Randwirbel (*vortex*) des Flügels wegen des geringen Abstandes zum Boden in ihrer Ausbreitung behindert. In der Folge wird einerseits der induzierte Widerstand (*induced drag*) und andererseits der Auftriebsverlust im äusseren Bereich der Flügel signifikant vermindert. Im Vergleich zu den Flugbedingungen in der freien Atmosphäre erzeugt ein Tragflügel in Bodennähe somit bei geringerem Luftwiderstand mehr Auftrieb, was in der Literatur unter dem Begriff „Bodeneffekt“ bekannt ist. Dieser nimmt mit zunehmendem Abstand zwischen Tragflügel und Boden rapid ab und hat in einer Höhe einer halben Spannweite über Boden noch etwa einen positiven Einfluss von zehn Prozent.

Wird ein Flugzeug unterhalb der Überziehgeschwindigkeit (*Stall Speed* –  $V_S$ ) zum Abheben gebracht, bleibt es nach dem Abheben mit minimaler Geschwindigkeit nur im Bodeneffekt flugfähig. Ein sofortiges Überführen in die Steigfluglage kann ein Wiederaufsetzen des Flugzeuges zur Folge haben.



**Abbildung 7:** Abheben mit geringer Geschwindigkeit im Bodeneffekt (Quelle: *Airplane Flying Handbook* FAA-H-8083-3A)

Der Versuch, mit einer Geschwindigkeit unterhalb der Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (*Best Angle of Climb* –  $V_x$ ) aus dem Bodeneffekt herauszusteigen, endet oftmals in einer Situation, die als *backside of the power curve* bezeichnet wird (vgl. Abbildung 8). In diesem Geschwindigkeitsbereich nimmt aufgrund des stark ansteigenden induzierten Widerstandes (*induced drag*) der Gesamtwiderstand (*total drag*) bei abnehmender Geschwindigkeit zu. Entsprechend nimmt bei einer kleinen Geschwindigkeitsreduktion die für den stabilen Horizontalflug erforderliche Leistung deutlich zu. Übersteigt diese die verfügbare Leistung des Motors, wird die Geschwindigkeit weiter reduziert, weshalb dieser Bereich als geschwindigkeitsinstabil bezeichnet wird.



**Abbildung 8:** Darstellung des totalen Luftwiderstandes als Summe des parasitären und des induzierten Widerstandes in Abhängigkeit der Fluggeschwindigkeit. Links vom Punkt des minimalen Widerstandes (*minimum drag*) herrscht ein bezüglich der Geschwindigkeit instabiler Flugbereich (*backside of the power curve*); Quelle: [www.pilotwings.org](http://www.pilotwings.org).

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Allgemeines

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

Insbesondere war die Überziehwarnung (*stall-warning*) am rechten Flügel korrekt montiert und funktionierte in ausgebautem Zustand einwandfrei. Ebenso lag der Anzeigefehler des Geschwindigkeitsmessers (*Airspeed Indicator* – ASI) innerhalb der vorgegebenen Toleranzen.

Im Weiteren ergaben die technischen Untersuchungen (vgl. Kapitel 1.6) keine Anhaltspunkte, die aus technischer Sicht die nach dem Start beobachtete Rolltendenz nach links erklären würden.

#### 2.1.2 Rückhaltesystem

Am Pilotensitz war ein 4-Punkte-Gurtesystem montiert, das seit dem Einbau alle massgebenden Anforderungen erfüllte (vgl. Kapitel 1.4.3.2). Die Rückhaltesysteme auf dem Sitz vorne rechts sowie die beiden Passagiersitze hinten waren nur mit Beckengurten ausgestattet, die schwere Kopfverletzungen im vorliegenden Unfall nicht zu verhindern vermochten.

Gemäss TCDS der EASA diente FAR 23, *amendment 7* als Grundlage für die Zertifizierung des Flugzeuges. Betreffend des geforderten Rückhaltesystems kommt in der Praxis zum Schutz vor Kopfverletzungen der Insassen auf den vorderen Sitzen vorwiegend ein 3- oder 4-Punkte Rückhaltesystem anstelle eines Aufprallschutzes zur Anwendung. Werkseitig war dies mit Befestigungspunkten für die Schultergurten eines 4-Punkte-Rückhaltesystem (Beckengurt mit Schultergurten) bereits vorgesehen. Diese Vorgaben waren für den Sitz vorne rechts spätestens nach dem Einbau im Mai 2010 nicht mehr erfüllt.

Mit Einführung der EU-Verordnung 965/2012 der EASA mit Inkrafttreten vom 28. Oktober 2012 (vgl. Kapitel 1.4.3.3) galt es, diese Vorgaben für die beiden Pilotensitze (*flight crew seat*) bei Schulungsflügen in Form von einem 3- oder 4-Punkte Rückhaltesystem zu erfüllen.

Aus welchem Grund in der HB-EQN nur beim Pilotensitz ein 4-Punkte-Rückhaltesystem eingebaut war und beim Sitz vorne rechts nicht, konnte die Segelfluggruppe Schaffhausen nicht erklären. Da das Flugzeug nicht nur einsitzig, sondern vornehmlich für Schulungs- und Passagierflüge eingesetzt wurde, stellte das Fehlen dieser Schutzmassnahme ein erhebliches Risiko dar.

Dieses Defizit, das spätestens seit Mai 2010 bekannt ist und formell in den Bereich der Lufttüchtigkeit des Flugzeugs fällt, wurde vom BAZL als der zuständigen Aufsichtsbehörde anlässlich der regelmässigen Jahreskontrollen nicht beanstandet. Erst mit Inkrafttreten der EU-Verordnung 2016/1199, also zwei Tage vor dem Unfall, war die HB-EQN formell lufttüchtig.

Aufgrund der schweren Kopfverletzungen der vorderen Passagierin (vgl. Kapitel 1.7) zeigt sich, dass mit der EU-Verordnung 2016/1199 die revidierten Anforderung, wonach nur noch ein 3- oder 4-Punkte Rückhaltesystem für Flugzeuge mit CofA<sup>8</sup> ab dem 25. August 2016 verbindlich ist, einen deutlichen Rückschritt hinsichtlich des Schutzes des vorderen rechten Insassen bedeutet. Dieses erhebliche Sicherheitsdefizit nimmt die SUST zum Anlass, eine Sicherheitsempfehlung an die EASA auszusprechen (vgl. Kapitel 4.1.1.2).

---

<sup>8</sup> CofA: *Certificate of Airworthiness*; Lufttüchtigkeitszeugnis

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

### 2.2.1 Flugverlauf

Die Beschleunigung der HB-EQN auf der Graspiste 07 verlief laut Aussage des Piloten und der Passagiere normal und das Flugzeug hob nach einer Startrollstrecke von rund 375 m ab (vgl. Abbildung 1 bzw. Abbildung 3). Unter Einbezug der Dichtehöhe zum Unfallzeitpunkt von 3510 ft AMSL und der Leistungsdaten des Hoffmann Vierblatt-Festpropellers der HB-EQN betrug die benötigte Startrollstrecke rund 20 % mehr (vgl. Kapitel 1.4.6). Daraus kann geschlossen werden, dass die HB-EQN vor Erreichen der vorgesehenen Geschwindigkeit von 100 km/h rotiert wurde.

Die um wenige Kilogramm überschrittene höchstzulässige Abflugmasse hatte keinen entscheidenden Einfluss auf die Startleistung, die ohnehin fast keine Reserven aufwies. Die Beladung des Flugzeuges zeigte einen hecklastigen Schwerpunkt (vgl. Kapitel 1.4.5). Bei einem grenzwertigen Resultat ist ein Pilot gut beraten, sich über die Genauigkeit der zugrunde liegenden Massenangaben seitens der Insassen sowie der Luftfahrzeugmasse Gedanken zu machen und gegebenenfalls daraus Schlüsse zu ziehen.

Eine hecklastige Schwerpunktlage des Flugzeuges führt im Flug grundsätzlich zu einem erhöhten Anstellwinkel respektive zu einem höheren Gesamtwiderstand bei einer reduzierten statischen Längsstabilität (*longitudinal static stability*). Beim Rotieren in die Steigfluglage bedarf es daher kleinerer Höhenruderausschläge für Änderungen des Längsneigungswinkels (*attitude*). Der unmittelbar nach dem Abheben beobachtete hohe Anstellwinkel weist darauf hin, dass diesem Umstand zu wenig Rechnung getragen wurde.

In der Folge begann das Flugzeug nach links zu rollen. Trotz der sofortigen Gegenmassnahmen durch den Piloten wurde beobachtet, wie das Flugzeug nach dem Abheben mit geringer Geschwindigkeit sowie hohem Anstellwinkel in einer Drift nach links über abfallendes Gelände flog (vgl. Abbildung 2). Infolge des schwindenden Bodeneffekts (vgl. Kapitel 1.9) verschärfte sich die Situation zusehends und das Flugzeug befand sich in einer geschwindigkeitsinstabilen Phase (*backside of the power curve*, vgl. Abbildung 8). Dies deckt sich mit der Aussage des Piloten, wonach die Überziehwarnung (*stall-warning*) an den Tragflügeln erst im letzten Abschnitt des Fluges erfolgt sei.

Kurz nachdem der Pilot sich für eine Notlandung auf dem vor ihm liegenden Sonnenblumenfeld entschieden hatte, verlor er infolge eines Strömungsabrisses (*stall*) am linken Flügel vollends die Kontrolle über das Flugzeug.

Das Flugzeug HB-EQN wurde vor Erreichen der Abhebegeschwindigkeit von 100 km/h überrotiert und konnte deshalb nicht im Bodeneffekt auf die Geschwindigkeit für den besten Steigwinkel (*Best Angle of Climb – V<sub>x</sub>*) von 130 km/h beschleunigt werden (vgl. Kapitel 1.4.4). Diese unzweckmässige Starttechnik wurde als kausaler Faktor in der Entstehung des Unfalls ermittelt. Der hinten und ausserhalb der AFM-Limiten liegende Schwerpunkt verschärfte aufgrund der verminderten Längsstabilität diese Situation und trug zum Unfall bei.

### 2.2.2 Berechnung der Startleistung

Die im Vorfeld zu den Rundflügen durchgeführte Berechnung der benötigten Startrollstrecke betrug 368 m und lag in der Grössenordnung des Wertes von 316 m für die Startrollstrecke (*Take-Off Run – TOR*) gemäss den AFM-Leistungsangaben auf Basis des 2-Blatt-Propellers vom Typ Sensenich 76-58 (vgl. Kapitel 1.4.6). Unter Einbezug der vom Propellerwerk Hoffmann GmbH & Co. KG zur Verfügung gestellten Daten ergibt sich jedoch ein TOR-Wert von rund 455 m, der um rund

40 % höher liegt. Dem Piloten standen diese Daten nicht zur Verfügung, so dass er sich in einer falschen Sicherheit wog. Das Fehlen dieser wesentlichen Angaben wurde deshalb als beitragender Faktor in der Entstehung des Unfalls ermittelt.

### 2.3 Aufprall und Verletzungen

Augenzeugen nördlich des Flugfeldes beobachteten, wie das Flugzeug stark angestellt aus geringer Höhe über den linken Flügel abkippte und die Nase des Flugzeuges nach einem ersten Kontakt mit dem Hauptfahrwerk in den harten, ausgetrockneten Boden gerammt wurde. Die am Wrack gemachten Feststellungen (vgl. Kapitel 1.6) lassen den Schluss zu, dass das Flugzeug zuerst mit dem linken Hauptfahrwerk und dem linken Flügel Bodenkontakt hatte und nach einer Kippbewegung auf der Flugzeugnase ins Sonnenblumenfeld schlitterte.

Bei dieser heftigen Nickbewegung des Flugzeuges zogen sich die Insassen je nach Rückhaltesystem der jeweiligen Sitze unterschiedlich schwere Verletzungen zu:

- Der Pilot erlitt dank dem installierten und getragenen 4-Punkte-Gurtesystem keine Kopfverletzungen.
- Die beiden hinteren Passagiere trugen lediglich einen Beckengurt und prallten mit ihren Oberkörpern beim Aufschlag des Flugzeuges auf die Cockpitsitze vor ihnen und zogen sich dabei erhebliche Verletzungen am Rücken bzw. Kopf zu.
- Bei der Passagierin vorne rechts, die ebenfalls nur mittels Beckengurt gesichert war, wurde ein schwerstes Schädel-Hirn-Trauma festgestellt, an dessen Folgen sie elf Tage später erlag (vgl. Kapitel 1.7). Der Impressionsbruch der frontalen Gesichtspartie passte zu einem Anprall des Kopfes gegen eine kleinflächige Struktur, wie sie im vorliegenden Fall durch das Instrumentenbrett im Cockpit des Flugzeuges gegeben war.

### 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 ausserhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die Überziehwarnung (*stall-warning*) am rechten Flügel war korrekt montiert und funktionierte in ausgebautem Zustand einwandfrei.
- Der Anzeigefehler des Geschwindigkeitsmessers (*Airspeed Indicator – ASI*) lag innerhalb der vorgegebenen Toleranzen.
- Die Rückhaltesysteme des Piloten und der Passagierin sowie des hinteren linken Passagiers hielten der Beanspruchung stand.
- Beim hinteren rechten Passagier wurde während des Unfallhergangs das Befestigungssegment des rechten Teils der Beckengurte aus der Flugzeugstruktur herausgerissen.
- Die Passagierin vorne rechts war nur mit einem Beckengurt gesichert und erlitt beim Aufprall ein schwerstes Schädel-Hirn-Trauma.
- Das Rückhaltesystem des Sitzes vorne rechts erfüllte die massgebenden Anforderungen bis zwei Tage vor dem Unfall nicht.
- Die letzte 100-h-Kontrolle fand am 26. Juli 2016 bei 4395:06 Betriebsstunden statt.
- Die Leistungsdaten im AFM in Bezug auf den auf dem Flugzeug installierten Hoffmann-Propeller waren mangelhaft. Insbesondere zeigten die vom Hersteller erfolgten Testwerte eine um rund 40 % höhere Startrollstrecke als die im AFM ausgewiesenen Werte mit Bezug auf den 2-Blatt Propeller.

##### 3.1.2 Besatzung und Passagiere

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Fluges vor.
- Alle vier Insassen wurden erheblich verletzt. Die Passagierin erlag 11 Tage nach dem Unfall ihren Verletzungen.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Der Pilot startete kurz vor 19:05 Uhr mit drei Passagieren an Bord bei leichtem Gegenwind auf der Graspiste 07 zum Rundflug.
- Die Beschleunigung der HB-EQN auf der Graspiste verlief normal und das Flugzeug hob nach einer Startrollstrecke von rund 375 m ab.
- Unmittelbar nach dem Abheben begann das Flugzeug nach links zu rollen und gewann kaum an Höhe. Gleichzeitig wurde ein ungewöhnlich hoher Anstellwinkel beobachtet.

- Der Pilot versuchte, die Flugrichtung mittels Ausschlag des Quer- und Seitenruders zu halten, was zwar die Rollbewegung verminderte, aber nicht stoppte.
- Es wurde beobachtet, dass das Flugzeug nach dem Abheben kaum an Höhe gewann und mit geringer Geschwindigkeit sowie hohem Anstellwinkel in einer Drift nach links über abfallendes Gelände flog.
- Der Pilot bemerkte, dass das Flugzeug nicht mehr flugfähig war und steuerte ein vor ihm liegendes Sonnenblumenfeld für eine Notlandung an.
- Augenzeugen nördlich des Flugfeldes beobachteten, wie das Flugzeug stark angestellt aus geringer Höhe über den linken Flügel abkippte.
- Nach rund einer Minute Flugzeit prallte das Flugzeug aus geringer Höhe auf den Boden, wobei die Nase des Flugzeuges nach einem ersten Kontakt mit dem linken Hauptfahrwerk und dem linken Flügel in den harten, ausgetrockneten Boden gerammt wurde.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Dichtehöhe (*Density Altitude* – DA) lag zum Zeitpunkt des Unfalls bei 3510 ft AMSL.
- Die hohe Temperatur von 30° C hatte unter Einbezug des Luftdrucks eine Vergrösserung der Startrollstrecke von rund 12 % gegenüber ISA-Bedingungen zur Folge.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug nach dem Abheben infolge einer unzureichenden Starttechnik kaum an Höhe gewann und aufgrund eines Kontrollverlustes zu Boden stürzte.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- Hecklastige Schwerpunktlage;
- Mangelhaft dokumentierte Leistungsdaten des Propellers.

## 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

### 4.1 Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivillufffahrtorganisation (*International Civil Aviation Organisation – ICAO*) sowie Artikel 17 der 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 Zivillufffahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, der darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

*„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen*

*<sup>1</sup> Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.*

*<sup>2</sup> Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.*

*<sup>3</sup> Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“*

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter [www.sust.admin.ch](http://www.sust.admin.ch) und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

#### 4.1.1 Rückhaltesystem

##### 4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Der Pilot des als HB-EQN eingetragenen Flugzeuges Robin DR 400/180 R startete am 26. August 2016 kurz vor 19:05 Uhr mit maximaler Motorleistung und bei leichtem Gegenwind mit drei Passagieren an Bord zu einem Rundflug. Unmittelbar nach dem Abheben begann das Flugzeug unter einem hohen Anstellwinkel nach links zu rollen und gewann kaum an Höhe. Aufgrund einer Drift nach links über abfallendes Gelände verschärfte sich die geschwindigkeitsinstabile Flugphase ausserhalb des Bodeneffekts zusehends, so dass das Flugzeug infolge eines Strömungsabrisses (*stall*) über den linken Flügel abkippte und aus geringer Höhe auf den harten, ausgetrockneten Boden eines Sonnenblumenfeldes prallte.

Als Folge der beim Aufprall auftretenden Nickbewegung des Flugzeuges zogen sich die Insassen je nach Rückhaltesystem der jeweiligen Sitze unterschiedlich schwere Verletzungen zu:

- Der Pilot erlitt dank dem installierten und getragenen 4-Punkte-Gurtesystem keine Kopfverletzungen.
- Die Passagiere zogen sich erhebliche Verletzungen am Rücken und Kopf zu; im Fall der Passagierin auf dem vorderen rechten Sitz handelte es sich infolge des Anpralls ihres Kopfes gegen das Instrumentenbrett um ein schwerstes Schädel-Hirn-Trauma mit tödlichem Ausgang einige Tage später.

Die SUST stellte fest, dass im Zuge der erlassenen EU-Verordnung 2016/1199 die revidierte Anforderung, wonach nur noch ein 3- oder 4-Punkte Rückhaltesystem für Flugzeuge mit einem Lufttüchtigkeitszeugnis ab dem 25. August 2016 verbindlich ist, einen deutlichen Rückschritt hinsichtlich des Schutzes der Flugzeuginsassen vor erheblichen Körperverletzungen bedeutet. Ebenso ist vor diesem Hintergrund die Funktion der Insassen unerheblich und die Einschränkung auf die Pilotensitze (*flight crew seat*) mit Einführung der EU-Verordnung 965/2012 Inkrafttreten vom 28. Oktober 2012 bei „*Non-Commercial Air Operations with Other-Than Complex Motor-Powered Aircraft* [PART NCO]“ nicht nachvollziehbar.

#### 4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 536

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollte Massnahmen ergreifen, dass alle Insassen, insbesondere auch auf den Frontsitzen, vor erheblichen Verletzungen an Kopf und Oberkörper geschützt sind.

## 4.2 Sicherheitshinweise

Keine

## 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

Nach dem vorliegenden Unfall liess der Halter der HB-EQN bei der zweiten Robin DR 400/180 R, eingetragen als HB-EXT, die Schultergurte beim Pilotensitz vorne rechts nachrüsten.

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, 5. Dezember 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle