



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 SIS  
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

# **Schlussbericht Nr. 2289 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Flugzeuges  
SIAI Marchetti S.205-18/R, N108MW,

vom 19. Oktober 2014

Flugplatz Speck-Fehraltorf (LSZK),  
Fehraltorf/ZH

**Causes**

L'accident est dû au fait que le pilote a interrompu le vol après le décollage en raison de l'incapacité de l'avion à gagner suffisamment de hauteur. Ce manque de gain en hauteur est attribuable avec une forte probabilité à une technique de décollage inadéquate en relation avec une grande masse de décollage. Lors de la décélération dans le terrain l'avion a été fortement endommagé.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident :

- un avertisseur de décrochage inopérant ;
- l'absence d'une base de calcul de la performance au décollage.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten 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 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 Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

## Schlussbericht

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	SIAI Marchetti S.205-18/R	N108MW
<b>Halter</b>	Plane Fun Inc. TR Trustee, 2003 Deerfield Run, Snellville, GA 30078-2403 (USA)	
<b>Eigentümer</b>	Privat	
<b>Pilot</b>	Schweizerbürger, Jahrgang 1959	
<b>Ausweis</b>	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge ( <i>Private Pilot License Aeroplane – PPL(A)</i> ) ausgestellt durch die <i>Federal Aviation Administration of the United States of America (FAA)</i>	
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b> 1047:38 h	<b>während der letzten 90 Tage</b> 9:21 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b> 63:17 h	<b>während der letzten 90 Tage</b> 9:21 h

**Ort** 200 m nach dem Ende der Piste 30 des Flugplatzes  
Speck-Fehraltorf (LSZK)

**Koordinaten** 699 168 / 248 367 **Höhe** 535 m/M

**Datum und Zeit** 19. Oktober 2014, 17:13 Uhr

**Betriebsart** VFR privat

**Flugphase** Start

**Unfallart** Notlandung nach Abbruch des Anfangsteigfluges

### 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	3	4	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	3	4	0

**Schaden am Luftfahrzeug** Stark beschädigt

**Drittschaden** Geringer Flurschaden

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Die nachfolgende Schilderung der Vorgeschichte und des Flugverlaufs basieren auf den Aussagen des Piloten, auf den aufgezeichneten Daten des GPS-Empfängers an Bord des Flugzeuges sowie auf den Aufzeichnungen in den Flugzeugpapieren.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Das Flugzeug SIAI Marchetti S.205-18/R wurde 1966 fabrikneu als HB-ELK in der Schweiz registriert und bis 1997 betrieben. Von 1997 bis 2010 war das Flugzeug stillgelegt. Im Jahr 2010 wurde die Maschine durch eine Privatperson gekauft. Nach verschiedenen Unterhaltsarbeiten flog sie im 2011 erstmals wieder nach der Stilllegung, nun eingetragen im Register der Vereinigten Staaten von Amerika als N108MW.

Das Flugzeug wurde für eine temporäre Stationierung während weniger Wochen am 8. Oktober 2014 nach Speck-Fehraltorf (LSZK) überflogen.

Am Sonntag, 19. Oktober 2014, traf der Pilot mit drei Passagieren auf dem Flugplatz Speck-Fehraltorf ein. Es war ein Rundflug von rund 1 h Dauer geplant. Das Flugzeug war im Freien auf der Südwestseite der Piste geparkt. Nachdem der Pilot im C-Büro eine Fluganzeige ausgefüllt hatte, begab er sich zusammen mit den Passagieren zum Flugzeug, um dieses für den Flug vorzubereiten. Die Verankerungen wurden gelöst, der Pilot überprüfte das Niveau des Motorenöls und weitere Punkte. Bei dieser Vorflugkontrolle wurde vergessen, die Abdeckung des Pitotrohres zu entfernen.

Schliesslich stiegen alle vier Insassen ins Flugzeug und der Pilot startete den Motor. Nachdem dieser warmgelaufen war, wurde der *engine run-up* durchgeführt und anschliessend wurde zum Anfang der Piste 30 gerollt. Um 17:02 Uhr erfolgte der erste Startversuch. Während des Startlaufs bemerkte der Pilot, dass die Geschwindigkeitsanzeige bei null verharrte. Er brach deshalb den Start ab und rollte zurück zum ursprünglichen Parkplatz. Dort stellte er den Motor auf Leerlauf und der vorne rechts sitzende Passagier und der Pilot verliessen das Flugzeug, um die Pitotrohrabdeckung zu entfernen. Anschliessend stiegen beide wieder ein und der Pilot rollte mit dem Flugzeug erneut zum Pistenanfang.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Um 17:13 Uhr begann die SIAI Marchetti S.205-18/R, eingetragen als N108MW, ihren Startlauf auf der Graspiste 30 des Flugplatzes Speck-Fehraltorf. Gemäss Angaben des Piloten rotierte er nach etwa zwei Dritteln der Pistenlänge das Flugzeug in die Startlage, worauf es vom Boden abhob. Der Pilot gab an, dass er beim Rotieren eine angezeigte Geschwindigkeit von ungefähr 65 kt auf der inneren Skala, d. h. im grünen Bereich der Anzeige, abgelesen hatte. Das Flugzeug stieg die ersten Meter wie erwartet. In etwa 4 m über dem Boden hatte der Pilot den Eindruck, dass die Steigleistung zu gering war. Er verringerte den Fluglagewinkel, um Geschwindigkeit aufzuholen. Gleichzeitig leitete er einen Richtungswechsel nach links ein, um dem Hügel in der Pistenverlängerung auszuweichen, so wie dies auf der Sichtanflugkarte (*visual approach chart – VAC*) vorgesehen ist. Anschliessend nahm er eine etwas steilere Fluglage ein, um weiter Höhe zu gewinnen. Allerdings hatte er dabei den Eindruck, dass die Motorleistung zu gering war, d. h. geringer als gewohnt. Die Triebwerksinstrumente zeigten in dieser Phase normale Werte an und auch am Motorengeräusch nahm der Pilot keine

Veränderung wahr. Schliesslich verlor das Flugzeug wieder an Höhe. Die Überziehwarnung (*stall warning*) ertönte während des ganzen Flugverlaufs nie.

Der Pilot kam zum Schluss, dass das Flugzeug nicht weiterfliegen würde, und zog den Gashebel zurück. Daraufhin setzte das Flugzeug in angestellter Lage etwa 57 m nach dem Pistenende und 18 m links der Pistenachse in der angrenzenden Wiese auf. Als Erstes kam das rechte Hauptfahrwerk in Kontakt mit dem Boden. Die Spur des linken Hauptfahrwerks begann etwa 9 m und jene des Bugrads etwa 20 m nach dem Aufsetzpunkt des rechten Hauptfahrwerks. Die Fahrwerkspuren verliefen gegenüber der Pistenachse um ca. 12° nach links abgewinkelt.

Nach 64 m überrollte das Flugzeug die Ortsverbindungsstrasse zwischen Fehraltorf und Wermatswil, durchquerte ein Maisfeld und kam schliesslich 67 m nach der Strasse resp. 188 m nach dem Pistenende mit abgerissenem Fahrwerk auf dem Bauch liegend zum Stillstand.

Alle Insassen blieben unverletzt und konnten das Flugzeug aus eigener Kraft verlassen.

Das Flugzeug wurde stark beschädigt.

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckgebiet mit Kern über Südosteuropa bestimmte das Wetter. In der Höhe erstreckte sich ein Rücken vom westlichen Mittelmeerraum bis ins Baltikum.

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

Das Wetter war sonnig und in Bodennähe windschwach. Zum Zeitpunkt des Unfalls herrschte in Bodennähe schwacher Wind mit zwei Knoten aus variabler Richtung. Die Sicht betrug mehr als 10 km.

Wolken	Abgesehen von Cirren, wolkenlos	
Wetter	Trocken	
Sicht	10 km oder mehr	
Wind	Variabel, 2 kt	
Temperatur/Taupunkt	22 °C / 13 °C	
Luftdruck QNH	1023 hPa	
Gefahren / Trend	Keine wesentliche Änderung	

### 1.2.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 241°	Höhe: 11°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

## 1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.3.1 Allgemeine Angaben

Charakteristik	Einmotoriges, viersitziges Reiseflugzeug mit Kolbenmotor, ausgeführt als freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung	
Hersteller	Società Idrovolanti Alta Italia SIAI-Marchetti	
Baujahr	1966	

Triebwerk	Lycoming O-360-A1A, luftgekühlter Vierzylinder-Boxermotor mit Vergaser, s/n L-9021-36A Baujahr 1966, Nennleistung 134 kW (180 HP)
Propeller	Zweiblatt-Verstellpropeller Hartzell HC-C2YK-1B, s/n CH-333, Baujahr 1965
Ausrüstung	VFR-Ausrüstung
Betriebsstunden	Zelle 3914:54 h (TSN) <sup>1</sup> Triebwerk 3914:54 h (TSN) 1864:58 h (TSO) <sup>2</sup> Propeller 3914:54 h (TSN) 365:56 h (TSO)
Höchstzulässige Masse	Höchstzulässige Abflugmasse 1200 kg
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Abflugzeitpunkt betrug rund 1220 kg.  Der Schwerpunkt befand sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>Aircraft Flight Manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte Jahreskontrolle fand am 18. September 2014 bei 3906:00 Stunden bei einem Unterhaltsbetrieb in Deutschland statt.  Am 15. Oktober 2014 wurde eine Undichtheit an der linken Bremse behoben.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren keine Punkte eingetragen.
Zugelassene Treibstoffqualität	<i>Aviation gasoline, minimum grade 91-96</i>
Treibstoffvorrat	Nach dem Unfall konnten 88.5 Liter Treibstoff aus den Tanks abgelassen werden. Diese Treibstoffmenge hätte für eine Flugzeit von rund 2:20 h ausgereicht.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch die FAA am 20. Oktober 2010.

### 1.3.2 Angaben des Flugzeugherstellers

Das Luftfahrzeugflughandbuch (AFM) enthält nur wenige Vorgaben zum Startverfahren und keinerlei Angaben zu den Flugleistungen beim Start. Der Start ist wie folgt beschrieben:

#### „Take-Off

[...]

*Set Trim Tab to take-off position.*

*Set wing flaps to 15°.*

[...]

*Mixture control – full forward.*

*Propeller control – full forward.*

<sup>1</sup> TSN: *time since new*, Betriebsstunden seit Herstellung

<sup>2</sup> TSO: *time since overhaul*, Betriebsstunden seit Überholung

*Turn ON auxiliary fuel pump.*

*Secure cabin door.*

*Apply full throttle.*

#### After Take-Off

*Retract landing gear;*

*[...]*

*Initial climb out at 75 MPH (Minimum Speed for cooling and speed for best R/C at sea level with flaps in take-off position).*

*Turn OFF auxiliary fuel pump.*

#### Climb

*Set trim tab for 85 MPH (speed for best R/C at sea level)."*

Die vom Flugzeughersteller empfohlene Geschwindigkeit für den Anfangssteigflug von 75 MPH entspricht 65 kt.

Der Geschwindigkeitsbereich für den Normalbetrieb liegt bei 65 bis 150 MPH (grüner Bogen am Geschwindigkeitsmesser). Der Geschwindigkeitsbereich für ausgefahrene Landeklappen liegt bei 57 bis 102 MPH (weisser Bogen am Geschwindigkeitsmesser).

### 1.4 Angaben zum Piloten

Der letzte zweijährliche Kontrollflug (*bi-annual flight review*) war am 4. November 2012 im Flugbuch des Piloten bescheinigt worden.

Sein *Medical Certificate Third Class* war durch die FAA am 29. April 2013 ausgestellt worden. *Limitations: must wear corrective lenses.*

Der Pilot verfügte nebst der durch die FAA ausgestellten Privatpilotenlizenz über eine Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (*Commercial Pilot License Aeroplane – CPL(A)*), nach *Joint Aviation Requirements (JAR)*, erstmals ausgestellt durch das Schweizerische Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 3. März 2008.

Die Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenflugzeuge (*Single Engine Piston (Land) – SEP(L)*) war bis am 17. Februar 2012 gültig.

Gemäss seinen Angaben war der Pilot zuvor einmal mit der N108MW vom Flugplatz Speck-Fehraltorf (LSZK) gestartet. Damals jedoch mit weniger Zuladung. Weiter führte er aus, dass er üblicherweise ab längeren Hartbelagpisten mit dem Unfallflugzeug startete.

### 1.5 Angaben zum Flugplatz

Das Flugfeld Speck-Fehraltorf (LSZK) befindet sich 10 NM südöstlich des Flughafens Zürich-Kloten (LSZH).

Die Graspiste ist mit Kunststoffgitterplatten befestigt und weist folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe des Flugfeldes
12/30	600 × 18 m	1758 ft AMSL <sup>3</sup>

Die verfügbare Pistenlänge für den Start der N108MW auf der Piste 30 betrug 600 m.

<sup>3</sup> AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

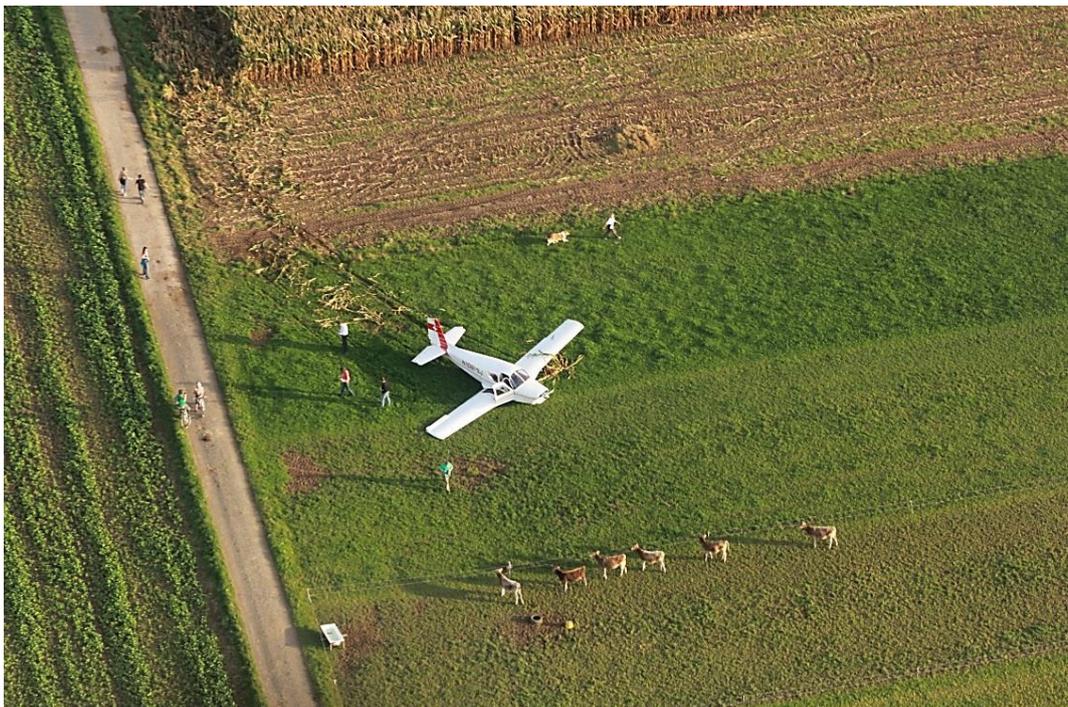
## 1.6 Angaben über das Wrack

Auf der Unfallstelle wurden am Wrack unter anderem folgende Feststellungen gemacht:

- Das Flugzeug lag auf dem Bauch in einer Wiese. Das Bugrad und das rechte Hauptfahrwerk waren nach hinten abgeknickt, das linke Hauptfahrwerk nach aussen.
- Der Propeller war mit dem Boden in Kontakt gekommen. Ein Propellerblatt war stark nach hinten abgebogen, das andere schien unverbogen zu sein. Die Deformation der Propellerblätter wies darauf hin, dass der Motor beim Kontakt mit dem Boden keine oder nur wenig Leistung abgegeben hatte und die Drehzahl gering war.
- Die Sicherheitsgurte wurden durch alle Insassen getragen und hielten der Beanspruchung stand.
- Die Vergaservorwärmung war ausgeschaltet.
- Der Gashebel war vollständig gestossen (Vollgas).
- Der Propellerverstellhebel befand sich in der Stellung für maximale Drehzahl.
- Der Gemischregler befand sich in der Stellung *full rich*.
- Die Landeklappen waren auf die erste Stufe, entsprechend 15°, ausgefahren. Dies stimmte mit der Stellung des Klappenbetätigungshebels überein.
- Der Schalter zur Betätigung des Einziehfahrwerks befand sich in der Stellung *gear down*. Die Kontrolllampen des Einziehfahrwerks waren funktionstüchtig.
- Der Treibstoffhahn stand in Stellung rechter Tank.
- Das Flugzeug war mit einem Notsender (*emergency location transmitter* – ELT) Modell Kanad 406 AF-compact, ausgerüstet. Dieser wurde durch den Aufprall nicht aktiviert.
- Die Überziehwarnung sprach nicht an, wenn die Staupunktklappe nach oben bewegt wurde.
- Die Höhen-, Seiten- und Querruder liessen sich einwandfrei bewegen und schlugen im korrekten Sinn aus.
- Die Höhensteuertrimmung war geringfügig in Richtung *nose up* von der neutralen Stellung eingestellt.



**Abbildung 1:** Endlage der N108MW



**Abbildung 2:** Luftaufnahme der Unfallstelle

### 1.7 Medizinische Angaben

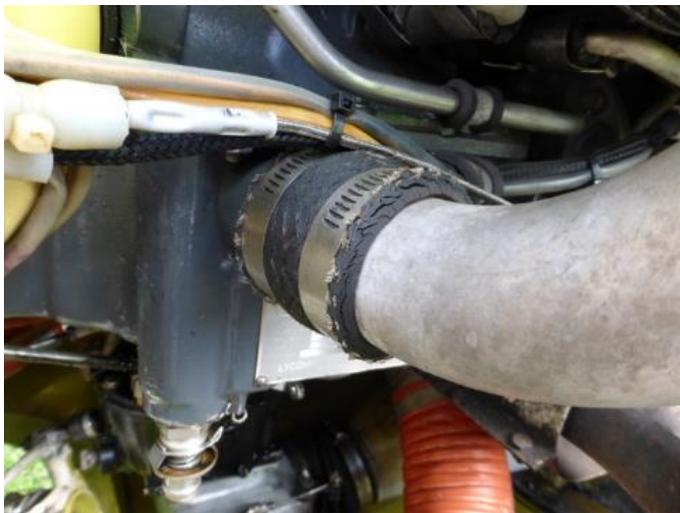
Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.

## 1.8 Technische Untersuchungen

### 1.8.1 Allgemeines

Der allgemeine technische Zustand der N108MW war mangelhaft. Nachfolgend einige Beispiele:

- Am Zylinder Nr. 3 war der Flansch des Abgasrohrs defekt.
- Im Innern des Auspuffschalldämpfers wurde festgestellt, dass die Schikanen beschädigt waren.
- Die Gummilager der Motoraufhängung waren stark rissig.
- Die flexiblen Schläuche der Ölrücklaufleitungen wurden stark rissig vorgefunden.
- Die Gummimanschetten der Ansaugrohre zu den einzelnen Zylindern waren rissig.



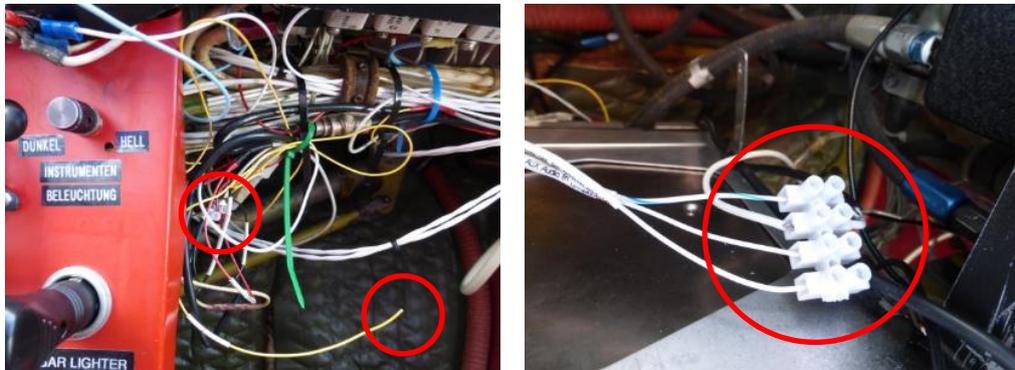
**Abbildung 3:** Brüchige Gummimanschetten an den Ansaugrohren zu den Zylindern

- Bei der Demontage der elektrischen Treibstoffpumpe wurde Treibstoff im Innern der Pumpe vorgefunden und das in der Pumpe integrierte Sieb war sauber. Die Dichtung an diesem Sieb war brüchig und einige Stücke fehlten.



**Abbildung 4:** Sieb der elektrischen Treibstoffpumpe mit brüchiger Dichtung

- Bei der weiteren Untersuchung des Wracks wurde festgestellt, dass hinter dem Instrumentenbrett der Filter für die Instrumentenluft auf dem Gestänge der Flugzeugsteuerung reiben konnte.
- Die elektrische Verkabelung war teilweise nicht fachgerecht installiert. Es fanden sich mehrere lose Drähte, die auf dem Steuergestänge reiben konnten. Zudem wurden etliche Drähte mit nicht isolierten Enden vorgefunden. Überdies wurden Lüsterklemmen verwendet, die im Flugzeugbau nicht zugelassen sind.



**Abbildung 5:** Elektrische Verkabelung hinter dem Instrumentenbrett

- Im Instrumentenbrett war ein GPS vom Typ Garmin GPSMAP 695 mit *moving map* eingebaut und mit dem elektrischen Bordnetz des Flugzeuges verbunden. Der Einbau dieses Geräts war nicht fachmännisch erfolgt.

#### 1.8.2 Überziehwarnung

Die Überziehwarnung funktionierte nicht. Die Kontakte des Staupunktschalters waren verschmutzt und korrodiert. Bei geschlossenem Schalter gewährleisteten sie somit keinen elektrischen Kontakt mehr. Nach mehrmaliger Betätigung des Staupunktschalters unter elektrischer Spannung im Labor stellte sich die Funktionsfähigkeit der Überziehwarnung sporadisch wieder ein.

#### 1.8.3 Vorgeschichte des Motors

Am 3. Juni 1983 wurde eine Grundüberholung bei 2049:56 h TSN durchgeführt. Anschliessend wurde der Motor wieder ins gleiche Flugzeug eingebaut und bis zum 10. April 1997 betrieben. Die Betriebszeit in diesen knapp 14 Jahren seit der Motorrevision betrug 1749:24 h. Anschliessend war das Flugzeug während rund 13 Jahren stillgelegt und stand in einem Hangar auf dem Flugplatz Buttwil. In den Technischen Akten findet sich kein Hinweis darauf, dass der Motor während dieser Zeit konserviert worden wäre.

Im Juni 2010 wurden der Vergaser und die beiden Zündmagnete einer Grundüberholung unterzogen.

#### 1.8.4 Untersuchung des Motors

Der Motor wurde aus dem Flugzeugwrack ausgebaut und auf einem Leistungsprüfstand getestet. Beim Aufbau auf dem Prüfstand wurde nicht der Auspufftopf aus dem Flugzeug verwendet, sondern die Auspuffleitungen des Prüfstands wurden direkt an den Auslasskanälen der Zylinderköpfe angeschlossen.

Beim Lauf auf dem Prüfstand wurde festgestellt, dass der Motor seine normale Leistung entwickelte.

Nach dem Testlauf wurde die Leckage der einzelnen Zylinder getestet. Die Resultate lauteten wie folgt:

Zylinder	1	2	3	4
Druck [PSI] (ausgehend von 80 PSI; Toleranz 20 %)	72	73	75	74

Anschliessend an den Testlauf wurden die Zylinder mit einem Boroskop inwendig inspiziert. Dabei wurden deutliche Korrosionsschäden an allen vier Zylinderwänden festgestellt.

Der Ölfilter wurde aufgeschnitten und inspiziert. Es wurden keine Abriebpartikel, Späne oder sonstige Anomalien festgestellt.

#### 1.8.5 Propeller

Der Propeller wurde letztmals am 10. Dezember 1993 bei 3548:58 h TSN grundüberholt.

Am 28. Juli 2010 war eine Rissprüfung der Propeller Nabe gemäss der Lufttüchtigkeitsanweisung (*Airworthiness Directive* – AD) AD 2009-22-03\_HC-SB-61-269 bescheinigt worden.

Nach dem Unfall wurde der Propeller demontiert und untersucht. Beide Propellerblätter bewegten sich bei entsprechender Einspeisung von Druck zwischen grosser und kleiner Steigung normal hin und her. Der Blattwinkel konnte nur noch an einen Blatt gemessen werden, das andere war zu stark verbogen für eine Messung. Der minimale Blattwinkel war etwa 2° zu klein, der maximale Blattwinkel lag 20 Winkelminuten ausser Toleranz.

Bei der anschliessenden Zerlegung der Propellernabe wurde festgestellt, dass sämtliche Kugel- und Nadellager leichtgängig und gut geschmiert waren und weder auffällige Verschleisspuren oder Beschädigungen noch Anzeichen von Korrosion aufwiesen.

#### 1.8.6 Propellerregler

Der Propellerregler (*governor*) wurde bei einem Propellerhersteller auf dem Prüfstand getestet.

Dabei wurde festgestellt, dass die maximale Drehzahl des Reglers auf 2365 min<sup>-1</sup> eingestellt war, der Sollwert betrug 2330 +/- 10 min<sup>-1</sup>.

Das Reglerverhalten über den ganzen Drehzahlbereich war einwandfrei. Allerdings wurde festgestellt, dass der Förderstrom der Pumpe, der einen Sollwert von 15.14 bis 18.93 l/min hat, zwischen 7.3 und 15.5 l/min fluktuierte.

Der Druck betrug 19.0 bar bei einem Sollwert von 19.25 bis 21.0 bar

Der teilweise geringe Förderstrom und der tiefe Druck hätten allenfalls bei entsprechender interner Leckage dazu führen können, dass der Propeller überdreht hätte.

## 1.9 Treibstoff

### 1.9.1 Verwendeter Treibstoff

Es wurden Proben aus den beiden Tanks analysiert. Gemäss den beiden Analyseresultaten entsprach der Treibstoff grundsätzlich der Spezifikation für Flugbenzin AVGAS 100LL. Die Anwesenheit von 1.98 % bzw. 0.54 % ETBE<sup>4</sup> deutet bei beiden Proben jedoch darauf hin, dass sich noch Reste von unverbleitem Autobenzin darin befanden.

Es liegt eine Tankquittung vor, die belegt, dass am 13. Juni 2013 um 16:33 Uhr in Hohenems (LOIH) die N108MW mit 111.3 Liter Autobenzin Super Plus [Bleifrei 98] betankt worden war.

### 1.9.2 Vorgaben des Motorenherstellers

Der Motorenhersteller hat in der *Service Instruction* SI 1070S die zugelassenen Treibstoffe spezifiziert. Für das in der N108MW eingebaute Motorenmodell sind darin u. a. neben AVGAS 100LL auch *automotive gasoline* gemäss EN228:2008(E) aufgeführt. Für *automotive gasoline* wird eine Klopfestigkeit von 93 AKI<sup>5</sup> vorgeschrieben. Die Klopfestigkeit von Autobenzin der Qualität Bleifrei 98 entspricht 93 AKI.

Zur Verwendung von *automotive gasoline* wird vom Motorenhersteller präzisiert, dass der Dampfdruck der Klasse A entsprechen muss und der Gehalt an sauerstoffhaltigen Kohlenwasserstoffen maximal 1 % betragen darf, wobei Ethanol und Methanol explizit verboten sind.

Der Motorenhersteller schreibt u. a. Folgendes:

*“Automotive fuels usually have Reid Vapor Pressure (RVP) values between 7 and 9.3 PSI (48 and 64 kPa) in summer seasons but specifications for the RVP can be as high as 15 PSI (103 kPa) in the winter. In some geographic regions, there is no upper limit to RVP in the winter season. As vapor pressure increases, the tendency for vapor lock will increase as well as fuel “boil off” at altitude.*

*It is also possible that ethanolbased fuels could not be compatible with some fuel system components. In cases of material incompatibility, deterioration of metallic and nonmetallic components can occur. Therefore, fuels containing ethanol are not approved in this Service Instruction.*

*Although the aviation and automotive fuels [...] can be used [...], airframe approval is necessary. Refer to the Pilot Operating Handbook (POH), Type Certificate Data Sheet or Supplemental Type Certificated (STC) for aircraft approved fuels.”*

### 1.9.3 Vorgaben des Baumusterzeugnisses

Im Datenblatt des Baumusterzeugnisses des Flugzeugmusters ist als zugelassener Treibstoff *aviation gasoline, minimum grade 91-96* vorgeschrieben.

In den technischen Akten ist kein Hinweis vorhanden, dass ein ergänzendes Baumusterzeugnis (*supplemental type certificate – STC*) zur Verwendung von Autobenzin (*automotive gasoline*) im Flugzeug zur Anwendung gekommen war.

<sup>4</sup> Ethyl-tert-butylether (ETBE), ist eine chemische Verbindung, die zur Gruppe der Ether gehört. ETBE ist ein Mittel zur Erhöhung der Oktanzahl bei Ottokraftstoff.

<sup>5</sup> AKI: *Anti Knock Index*, eine Bezeichnung für die Oktanzahl, die dem arithmetischen Mittelwert aus der *Research Octane Number* (RON) und der *Motor Octane Number* (MON) entspricht.

### 1.10 Bodeneffekt und Starttechnik von kurzen Graspisten

Die FAA beschreibt im *Airplane Flying Handbook* den Bodeneffekt wie folgt:

Bei geringem Abstand zwischen dem Tragflügel und dem Boden tritt der Bodeneffekt auf. Er beruht unter anderem darauf, dass die Randwirbel des Flügels wegen des geringen Abstandes vom Boden in ihrer Ausbreitung behindert werden. Dadurch verringert sich einerseits der induzierte Widerstand und andererseits wird der Verlust an Auftrieb im äusseren Bereich der Flügelspannweite signifikant vermindert. In der Folge kann der Tragflügel im Bodeneffekt mehr Auftrieb erzeugen und erfährt dabei weniger Luftwiderstand als in der freien Atmosphäre. Dank des Bodeneffekts ist es somit möglich, mit einer geringeren als der normalen Abreissgeschwindigkeit abzuheben und knapp über dem Boden zu fliegen. Allerdings nimmt der Bodeneffekt mit zunehmendem Abstand zwischen Tragflügel und Boden rapid ab. Bereits in einer Höhe von einer halben Spannweite über Boden sind vom Bodeneffekt nur noch etwa 10 % übrig. Steigt also ein Flugzeug nach dem Start aus dem Bodeneffekt heraus, vergrössert sich dabei der Luftwiderstand und der Auftrieb verringert sich.

Beim Start von kurzen Pisten, insbesondere von Graspisten, kann durch eine entsprechende Starttechnik der Bodeneffekt ausgenutzt und mit geringer Geschwindigkeit abgehoben werden. Dadurch wird eine minimale Startrollstrecke erreicht. Allerdings ist bei einem solchen Vorgehen zu beachten, dass das Flugzeug nach dem Abheben mit minimaler Geschwindigkeit nur im Bodeneffekt flugfähig ist.

Nach dem Abheben ist deshalb knapp über dem Boden bis zur Geschwindigkeit für den steilsten Steigwinkel ( $V_x$ ) zu beschleunigen, bevor in den Steigflug übergegangen wird.

Wird ein Flugzeug mit sehr geringer Geschwindigkeit zum Abheben gebracht und dann sofort in den Steigflug übergeführt, kann dies zum Wiederaufsetzen des Flugzeuges führen. Selbst wenn es in der Luft bleibt, wird in einer solchen Situation zumindest der Anfangssteigflug flach sein und die Steigleistung stark eingeschränkt bleiben, bis die Geschwindigkeit für den steilsten Steigwinkel erreicht ist.



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

Die FAA beschreibt im *Airplane Flying Handbook* das anzuwendende Verfahren für den Start auf kurzen Graspisten (*soft field take off procedure*) wie folgt:

Nach dem Abheben ist die Flugzeugnase geringfügig abzusenken, um das Flugzeug auf  $V_y$  beschleunigen zu lassen, bzw. auf  $V_x$ , falls Hindernisse zu überfliegen sind. Unmittelbar nachdem vom Boden abgehoben wurde, hat dies äusserst vorsichtig zu erfolgen, damit die Räder den Boden nicht wieder berühren. Wird versucht, zu früh oder zu steil zu steigen, besteht die Gefahr, dass das Flugzeug wieder aufsetzt, weil der Vorteil des Bodeneffekts verloren geht. Falls versucht wird, aus dem Bodeneffekt herauszusteigen, noch bevor die Geschwindigkeit für den Steigflug erreicht ist, wird möglicherweise das Flugzeug trotz Vollgas nur bis zur Obergrenze des Bodeneffekts zu steigen vermögen. Es ist deshalb enorm wichtig, mit dem Flugzeug so lange im Bodeneffekt zu bleiben, bis zumindest  $V_x$  erreicht ist. Dieses Manöver erfordert vom Piloten eine gefühlvolle und feine Steuerung, sonst besteht die Gefahr, das Höhenruder zu übersteuern, denn der nötige Steuerdruck verändert sich, während die Geschwindigkeit zunimmt.

## 1.11 Auswertung der GPS-Daten und Geschwindigkeitsangaben des Piloten

### 1.11.1 Auswertungen der GPS-Daten

Im Flugzeug war ein GPS-Gerät eingebaut. Das Gerät speicherte alle 10 Sekunden die Position und die aus der Differenz zum vorausgehenden Datenpunkt berechnete Distanz sowie die aus der Distanz und der Zeit gemittelte Geschwindigkeit. Vom Startlauf sind fünf solche Datenpunkte vorhanden.

Beim ersten Datenpunkt befand sich das Flugzeug am Pistenanfang, beim zweiten etwa 80 m nach dem Pistenanfang, beim dritten etwa bei halber Pistenlänge, beim vierten Punkt kurz vor dem Pistenende und beim nächsten Punkt bereits in der Endlage.

Beim vierten Datenpunkt befand sich das Flugzeug rund 40 m vor dem Pistenende. Die in den letzten 10 Sekunden zurückgelegte Distanz zwischen dem dritten und vierten Datenpunkt betrug 304 m, dies ergibt eine gemittelte Geschwindigkeit von 110 km/h, entsprechend 59 kt. Die während des ganzen Starts erreichte Höchstgeschwindigkeit konnte aufgrund der wenigen Daten und des Aufzeichnungsintervalls von 10 Sekunden nicht präzise ermittelt werden.

Beim vorangehenden, dritten Datenpunkt hatte sich das Flugzeug etwa in Pistenmitte befunden und die innert der letzten 10 Sekunden zurückgelegte Distanz hatte 214 m betragen, was gemittelt 77 km/h ergibt.

Bei den gemittelten Geschwindigkeitsangaben des GPS handelt es sich um die Geschwindigkeit über Grund. Um diese mit der angezeigten Geschwindigkeit zu vergleichen, sind der Wind und die Luftdichte zu berücksichtigen.

### 1.11.2 Geschwindigkeitsangaben des Piloten

Der Pilot gab an, dass er beim Rotieren eine angezeigte Geschwindigkeit von ungefähr 65 kt auf der inneren Skala, d. h. im grünen Bereich der Anzeige, abgelesen hatte.

Eine Abschätzung des Dichteeinflusses ergibt, dass unter den Umgebungsbedingungen zum Unfallzeitpunkt bei ungefähr 65 kt angezeigter Geschwindigkeit (*indicated airspeed* – IAS), die wahre Geschwindigkeit gegenüber der Luft (*true airspeed* – TAS) etwa 68 kt betragen hat.

Die Windgeschwindigkeit betrug 2 kt aus variablen Richtungen. Daraus errechnet sich, dass bei einer angezeigten Geschwindigkeit von 65 kt die Geschwindigkeit über Grund im Bereich von 66 bis 70 kt gelegen haben muss.

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Allgemeinzustand des Flugzeuges

Das Flugzeug wies zahlreiche technische Mängel (vgl. Kapitel 1.8.1) auf. Gesamthaft betrachtet erschien das Flugzeug zum Zeitpunkt des Unfalls als nicht lufttüchtig, obwohl die letzte Jahreskontrolle einen Monat respektive rund 9 Betriebsstunden zuvor stattgefunden hatte.

#### 2.1.2 Zusammenfassung der Technischen Untersuchungsergebnisse

Die Untersuchungen von Motor, Propeller und Propellerregler zeigten zwar Mängel auf, jedoch erklären diese den Unfallverlauf nicht. Insbesondere entwickelte der Motor auf dem Prüfstand die normale Leistung.

Inwieweit die gebrochenen Schikanen im Auspufftopf die Motorleistung vermindert haben könnten, muss offen bleiben. Allerdings bleibt festzuhalten, dass gemäss den Angaben des Piloten das voll beladene Flugzeug bereits nach rund 2/3 der 600 m langen Graspiste auf eine angezeigte Geschwindigkeit von etwa 65 kt beschleunigt hatte. Zudem gab er an, dass die Motorüberwachungsinstrumente normale Werte anzeigten und er keine Veränderungen im Motorengeräusch wahrnahm. Dies deutet darauf hin, dass Motor und Propeller nicht beeinträchtigt waren und die normale Vortriebsleistung in unvermindertem Umfang zur Verfügung stand.

Die defekte Überziehwarnung führte dazu, dass der Pilot nicht vor einem überzogenen Flugzustand gewarnt wurde.

#### 2.1.3 Verwendeter Treibstoff

Die Untersuchungsergebnisse zeigen eindeutig, dass das Flugzeug in der Vergangenheit mit Treibstoff betankt wurde, der nicht für dieses Flugzeug zugelassen war. Dieses Handeln war nicht sicherheitsbewusst.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Bei der Vorflugkontrolle des Flugzeuges wurde vergessen, die Abdeckung des Pitotrohres zu entfernen. In der Folge verharrte beim ersten Startversuch die Geschwindigkeitsanzeige bei null und der Pilot brach den Start ab. Der Entscheid, den Start abubrechen und zum Parkplatz zurückzurollen, um das Problem zu beheben, war korrekt. Die Idee, bei laufendem Motor auszusteigen um die Pitotrohrabdeckung zu entfernen und dabei die beiden Passagiere auf den hinteren Sitzen im Flugzeug zurückzulassen, war wenig sicherheitsbewusst.

Bei der Vorflugkontrolle wurde vermutlich kein Funktionstest der Überziehwarnung durchgeführt und deshalb blieb ihr Defekt unentdeckt.

Das Flugzeug war schwer beladen und dem Piloten standen zur Vorbereitung für den Start auf der 600 m langen Graspiste keinerlei Angaben aus dem Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) bezüglich der Flugleistungen zur Verfügung. Dies erstaunt und lässt keine Bestimmung der Startleistung zu und daraus folgend auch keine Abschätzung der verfügbaren Reserve. Dieses Manko konnte mit der Erfahrung des Piloten nicht wettgemacht werden. Aufgrund der hohen Abflugmasse und der gegebenen Rahmenbedingungen waren für den Start kaum noch Leistungsreserven vorhanden.

Gemäss den Angaben des Piloten beschleunigte das Flugzeug, wie es zu erwarten war, und hob nach etwas mehr als 2/3 der Pistenlänge ab. Nachdem er wenige

Meter Höhe gewonnen hatte, empfand der Pilot allerdings, dass die Leistung geringer als normal war, und er stellte fest, dass das Flugzeug wieder sank.

Die technische Untersuchung zeigte, dass die normale Vortriebsleistung wahrscheinlich zur Verfügung stand. Der vom Piloten empfundene Leistungsverlust ist vermutlich darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug mit zu geringer Geschwindigkeit aus dem Bodeneffekt herausgestiegen war und die Steigleistung dadurch einbrach.

Die vom GPS gespeicherten gemittelten Geschwindigkeiten zeigen, dass das Flugzeug während des Startlaufs stetig beschleunigte. Da es sich um gemittelte Geschwindigkeiten handelt, muss die Geschwindigkeit des Flugzeuges gegenüber dem Boden, als es sich kurz vor dem Pistenende befand, grösser als 59 kt gewesen sein (vgl. Kapitel 1.11).

In Bezug auf die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden, die sich aus der Betrachtung von IAS, Luftdichte und Wind ergibt, erscheint die vom Piloten angegebene angezeigte Geschwindigkeit von 65 kt, entsprechend 75 MPH, beim Rotieren als plausibel. Somit hätte sie der Empfehlung des Flugzeugherstellers für den *initial climb* entsprochen. Demgegenüber deuten die ausgewerteten GPS-Daten eher darauf hin, dass diese Geschwindigkeit erst kurz vor dem Pistenende erreicht wurde.

Im weiteren Verlauf des Unfallgeschehens gewann das Flugzeug kaum an Höhe. Dies wird erklärbar, wenn davon ausgegangen wird, dass nach dem Abheben das Flugzeug anfänglich zu steil angestellt wurde. Dadurch stieg es aus dem Bereich des Bodeneffektes heraus und verlor an Geschwindigkeit (vgl. Kapitel 1.10). Die Abflugmasse war hoch und bedingte einen geringeren Fluglagewinkel, um im Anfangssteigflug die korrekte Geschwindigkeit beizubehalten. Mit einiger Wahrscheinlichkeit wurde diesem Umstand zu wenig Beachtung geschenkt. Dadurch geriet die N108MW in eine Situation, die fast unausweichlich zum Wiederaufsetzen auf dem Boden führen musste.

Da die Überziehwarnung nicht funktionierte, wurde der Pilot nicht frühzeitig vor dem sich anbahnenden kritischen Flugzustand gewarnt.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Besatzung

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

##### 3.1.2 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Die Masse betrug rund 1220 kg.
- Der Schwerpunkt des Flugzeuges befand sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) zulässigen Grenzen.
- Die N108MW wies zahlreiche technische Mängel auf.
- Die Überziehwarnung funktionierte nicht.
- Die Untersuchung ergab, dass der Motor und der Propeller die normale Leistung abgaben.
- Der verwendete Treibstoff entsprach den Herstellervorgaben.
- Die Untersuchung zeigte, dass das Flugzeug in der Vergangenheit mit unverbleitem Autobenzin betankt worden war.
- Es fand sich kein Hinweis, dass bei der N108MW ein STC zur Verwendung von unverbleitem Autobenzin zur Anwendung gekommen war.

##### 3.1.3 Betriebliche Aspekte

- Nach Angaben des Piloten rotierte er das Flugzeug nach etwa 2/3 der 600 m langen Piste 30 in die Startlage und hob ab.
- Die angezeigte Geschwindigkeit betrug beim Rotieren etwa 65 kt.
- Als das Flugzeug aus dem Bodeneffekt herausgestiegen war, gewann es nicht mehr an Höhe und begann anschliessend zu sinken.
- Der Pilot brach den Anfangssteigflug ab und landete in der Wiese nach dem Pistenende.

##### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Temperatur betrug 22 °C und der Luftdruck QNH 1023 hPa.

#### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug nach dem Abheben kaum an Höhe gewann und der Pilot den Anfangssteigflug abbrach. Der mangelnde Höhengewinn ist höchstwahrscheinlich auf eine unzweckmässige Starttechnik in Verbindung mit einer hohen Startmasse zurückzuführen. Beim Ausrollen im Gelände wurde das Flugzeug stark beschädigt.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- Eine nicht funktionierende Überziehwarnung.
- Eine nicht vorhandene Berechnungsgrundlage für die Startleistung.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem 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, 5. Dezember 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle