



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST  
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA  
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI  
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Bereich Aviatik

# **Schlussbericht Nr. 2126 der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Flugzeugs  
Glastar GS1, HB-YMQ

vom 24. Juni 2010

Flugplatz Schaffhausen (LSPF),  
Gemeinde Neunkirch/SH

**Cause**

L'accident est dû au fait que, lors d'une remise des gaz (*go around*), le contrôle sur l'avion a été perdu et que celui-ci a par la suite percuté le sol.

Facteurs ayant contribué à l'accident:

Une expérience générale de vol relativement faible du pilote et une longue interruption d'entraînement avant le vol de l'accident.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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

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

## Schlussbericht

**Luftfahrzeugmuster** GLASTAR GS1 HB-YMQ

**Halter** privat

**Eigentümer** privat

**Pilot** Schweizerbürger, Jahrgang 1944

**Ausweis** Für Privatpiloten (PPL) erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 29. Juni 1993

**Wesentliche Berechtigungen** Klassenberechtigung für einmotorige Flugzeuge mit Kolbenmotor (*single engine piston* - SEP), gültig bis 2. Juli 2010

**Medizinisches Tauglichkeitszeugnis** Klasse 2, Einschränkung: VNL (*shall have available corrective spectacles for near vision and carry a spare set of spectacles*), gültig vom 26. Mai 2010 bis 28. Mai 2011

<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	244:10 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	05:50 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	18:34 h	<b>während der letzten 90 Tage</b>	05:50 h

**Ort** Flugfeld Schaffhausen, 67 m nördlich des Flugfeldes

**Koordinaten** 681 669 / 282 863 **Höhe** 457 m/M

**Datum und Zeit** 24. Juni 2010, 16:53 Uhr

**Betriebsart** VFR privat

**Flugphase** Durchstart

**Unfallart** Kontrollverlust

### Personenschaden

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

**Schaden am Luftfahrzeug** Stark beschädigt

**Drittschaden** Geringfügiger Landschaden

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die vorgefundene Situation am Unfallort sowie Aussagen von Pilot und Augenzeugen verwendet.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Der Pilot und Erbauer des Eigenbauflugzeugs Glastar GS1, eingetragen als HB-YMQ, bewahrte sein Flugzeug mit eingeklappten Flügeln bei sich zu Hause auf und brachte es jeweils mit einem speziell dafür eingerichteten Lieferwagen zum Flugplatz. Der Bau des Flugzeugs wurde im Spätsommer 2008 vollendet und der Pilot hatte am 22. September 2008 das *familiarisation training* auf das Muster Glastar GS1 absolviert. Seit dem Jahr 2005 flog er Heckradflugzeuge. Am 7. Oktober 2008 hatte er erfolgreich den Erstflug seines eigenen Flugzeugs HB-YMQ durchgeführt. Zum Unfallzeitpunkt war die Flugerprobung des Eigenbauflugzeugs noch nicht abgeschlossen. In den etwas mehr als anderthalb Jahren zwischen dem Erstflug und dem Unfallflug hatte der Pilot mit seiner Glastar insgesamt 19 Flüge mit einer Blockzeit von 17:42 h und 71 Starts und Landungen durchgeführt.

Den letzten Flug vor dem Unfall hatte er genau 8 Wochen vorher, am 29. April 2010, durchgeführt.

Am Donnerstag 24. Juni 2010 fuhr der Pilot nach dem Mittagessen von zu Hause mit dem Transporter und dem darauf geladenen Flugzeug zum Flughafen Schaffhausen Schmerlat. Dort angekommen lud er das Flugzeug ab, montierte die angeklappten Flügel und das Höhenleitwerk und machte das Flugzeug bereit zum Flug. Er betankte das Flugzeug mit 80 l Mogas und füllte das dafür vorgesehene Formular mit dem Programm des geplanten Erprobungsfluges aus.

#### 1.1.3 Flugverlauf

Als er die Vorbereitungen abgeschlossen hatte, setzte der Pilot das Flugzeug anhand der Checkliste in Betrieb und rollte zum Pistenanfang. Nachdem er die notwendigen Checks und den *engine run-up* durchgeführt hatte, rollte der Pilot das Flugzeug in Startposition. Um 16:24 Uhr startete das Flugzeug HB-YMQ auf der Graspiste 07 des Flugfeldes Schaffhausen Schmerlat. Der Flug führte nach dem Verlassen der Platzrunde in nordöstliche Richtung über die Siblinger Höhe auf eine maximale Flughöhe von 4500 ft AMSL.

Während des Fluges verglich der Pilot die beiden Geschwindigkeitsanzeigen im Cockpit, welche bei diesem Flug erstmals nur noch an einem einzigen statt wie während der bisherigen Flugerprobung an zwei separaten Pitotrohren angeschlossen waren. Er stellte fest, dass die beiden Anzeigen übereinstimmten. Anschliessend führte er einen Stallversuch in Landekonfiguration durch, um zu erproben, ob die Geschwindigkeitsanzeige beim Eintritt des Stalls noch mit den bisherigen Werten übereinstimmte. Die Stallgeschwindigkeit betrug ca. 42 kt und stimmte mit den bisherigen Erfahrungen überein.

Nachdem auch dieser Test erfolgreich abgeschlossen war, flog der Pilot über Diessenhofen und Marthalen wieder zurück zum Flugplatz Schaffhausen. Sein Flugweg führte von Süden her über den Flugplatz in den *downwind* der Piste 07. Während des ersten Anfluges war die Geschwindigkeit zu hoch für eine Landung und der Pilot startete durch, um nochmals eine Platzrunde zu fliegen. Nach seinen Angaben gelang der zweite Anflug wesentlich besser. Im Endanflug betrug

die angezeigte Geschwindigkeit 50 kt und die Klappen waren in die zweite Stufe gesetzt, d.h. vollständig ausgefahren. Der Pilot erwartete bei dieser Ausgangslage, dass ihm eine gute Landung gelingen würde. Bei Beginn des Abflachvorganges stellte er aber fest, dass die Sinkrate plötzlich stark zunahm. Daraufhin setzte er sofort wieder volle Leistung und leitete einen Durchstart ein. Nach seiner Erinnerung erfolgte der Durchstart ohne Bodenberührung, Augenzeugen beobachteten, dass das Flugzeug wieder vom Boden hochsprang. Nachher verhielt sich das Flugzeug so, wie der Pilot es vorher noch nie erlebt hatte: In stark angestellter Lage schaukelte es um die Längsachse und war nach zwei Oszillationen nicht mehr steuerbar. Schliesslich kippte es nach links ab, obwohl der Pilot das Querruder voll nach rechts ausgeschlagen hatte und schlug zuerst mit dem linken Flügel und dann mit dem Bug auf dem Boden auf.

Der Pilot wurde schwer verletzt und das Flugzeug stark beschädigt.

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.2.2 bis 1.2.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

### 1.2.2 Allgemeine Wetterlage

*Ein flaches Hoch erstreckte sich vom Atlantik bis nach Mitteleuropa und war in der ganzen Schweiz wetterbestimmend. In den unteren Luftschichten stellte sich eine schwache Bisenlage ein.*

### 1.2.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Unfallzeitpunkt am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

<i>Wolken</i>	<i>1/8 um 7000 ft AMSL</i>
<i>Wetter</i>	<i>-</i>
<i>Sicht</i>	<i>Um 30 km</i>
<i>Wind</i>	<i>Ostwind mit 4-7 kt, Windspitzen bis 15 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>23 °C / 08 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1018 hPa, LSGG 1017 hPa, LSZA 1014 hPa</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Lokal etwas Bisenturbulenz möglich</i>

### 1.2.4 Astronomische Angaben

<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 258°</i>	<i>Höhe: 43°</i>
<i>Beleuchtungsverhältnisse</i>	<i>Tag</i>	

### 1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

Eintragungszeichen	HB-YMQ	
Luftfahrzeugmuster	Glstar GS1	
Charakteristik	<p>Einmotoriges, zweisitziges Eigenbauflugzeug, ausgeführt als abgestrebter Schulterdecker in Gemischtbauweise. Rumpfschale aus Faserverbundwerkstoff um ein Stahlrohrfachwerk.</p> <p>Flügel und Leitwerk in Metallbauweise. Der Tragflügel ist mit Fowlerklappen versehen. Für den Strassentransport können die Flügel mit Scharnieren auf einfache Weise an den Rumpf angeklappt werden und das Höhenleitwerk ist schnell demontierbar.</p> <p>Festfahrwerk in Heckradanordnung.</p> <p>Länge: 6.97 m</p> <p>Spannweite: 10.69 m</p>	
Hersteller	<p>Das Flugzeug kann als Bausatz gekauft werden.</p> <p>Bausatzhersteller: Glasair Aviation LLC (former Shai) Arlington, WA 98223 USA</p> <p>Erbauer war der Pilot</p>	
Baujahr	2008	
Werknummer	5083	
Triebwerk	<p>Lycoming O-360 A4M, luftgekühlter Saugmotor mit 4 Zylindern in Boxer Anordnung, Hubraum 5.9 l (360 cubic inch), Vergaser Doppelzündung, links mit einem Zündmagneten Slick LW-15638 rechts mit elektronischer Zündung Electroair EIS-1 Nennleistung: 180 HP (134 kW) bei 2700 RPM.</p>	
Propeller	<p>Zweiblatt Festpropeller</p> <p>Hersteller: PAC Prince Aircraft Company, Modell: P68AT78LK</p> <p>Blätter aus Holz mit <i>composite</i>-Umhüllung</p>	
Betriebsstunden	Zelle	17:00 h
	Motor	17:00 h (TSO) <sup>1</sup>
	Propeller	17:00 h
Anzahl Landungen	71	
Höchstzulässige Ab-	889 kg	

<sup>1</sup> TSO: *time since overhaul*, Betriebszeit seit Grundüberholung

flugmasse	
Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges zum Unfallzeitpunkt betrug 788 kg.  Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeug-Flughandbuch ( <i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Es waren noch keine Unterhaltsarbeiten durchgeführt worden.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch fanden sich diesbezüglich keine Einträge.
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugbenzin AVGAS 100LL MOGAS 98
Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Eine Treibstoffprobe aus dem Tank wurde analysiert. Dabei ergab sich u.a. folgendes Resultat:  <i>„Aussehen: klar, frei von ungelöstem Wasser und festen Stoffen.</i>  <i>Die untersuchte Treibstoffprobe entsprach der Spezifikation für unverbleites Motorenbenzin, Sommerqualität. Aufgrund des hohen Ethergehaltes dürfte es sich um UB 98 handeln.“</i>
Treibstoffvorrat	Nach dem Unfall konnten aus den Flügeltanks eine grössere Menge Treibstoff abgelassen werden.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 18. September 2008, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Fluggenehmigung ( <i>permit to fly</i> )  Gültig für Flüge gemäss EAS <sup>2</sup> Flugerprobungsprogramm. Gültig für Flüge ab den Flugplätzen Lommis und Schaffhausen. Flüge über dicht besiedeltem Gebiet sind untersagt.  Ausgestellt durch das BAZL am 27. Mai 2010, gültig bis 31. Dezember 2010.
1.3.1	Angaben zum Flugverhalten und zu Geschwindigkeiten
Wesentliche Geschwindigkeiten	Mindestgeschwindigkeit mit voll ausgefahrenen Landeklappen: 46 KIAS  Empfohlene Geschwindigkeit im Endanflug mit voll ausgefahrenen Landeklappen: 65 KIAS  Empfohlene Geschwindigkeit über der Pistenschwelle in Landekonfiguration: 60 KIAS
	Im provisorischen AFM der HB-YMQ steht auf Seite 4-18 u. a. folgendes zur Anfluggeschwindigkeit:  “ ....

<sup>2</sup> EAS: *Experimental Aviation of Switzerland*, Verband der Schweizer Amateurflugzeugbauer

*You should be at about 60 kts. over the threshold under normal conditions. Carry a little more airspeed if you are heavily loaded or in gusty or strong wind conditions.*

#### **WARNING**

*Below 60 kts. the power-off sink rate increases **rapidly**, and considerable engine power is required to arrest the descent sufficiently to flare for landing.*

..... “

Auf Seite 4-19 im Kapitel 4-5.13 *SHORT-FIELD LANDING* steht:

*“Key to a successful short-field landing in the GlaStar is a stabilized approach—that is, an approach in which the proper power setting and attitude for the desired airspeed and descent rate are established early and held steady. The slower the approach speed, the shorter the landing, but also the more power required to maintain manageable descent rates.*

*Pilots inexperienced should approach short-field work in the GlaStar gradually, slowing approach speeds incrementally from the recommended 65 kts. Approach speeds as low as 50 kts. can be flown, but such speeds leave little margin for unexpected gusts or wind shear.*

..... “

## **1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**

### **1.4.1 Wrack**

Im Einzelnen konnten am Wrack unter anderem folgende Feststellungen gemacht werden:

- Das Flugzeug lag in aufrechter Lage in einem Zuckerrübenfeld.
- Die Landeklappen waren vollständig ausgefahren.
- Der linke Flügel war etwa 10° nach hinten geknickt und die Flügelspitze eingedrückt.
- Der rechte Flügel war an der Spitze auf seiner Unterseite eingedrückt und nach oben verbogen.
- Das rechte Höhenleitwerk war nach oben verbogen.
- Der Bug mit dem Motorträger war nach unten und nach links abgeknickt.
- Das linke Hauptfahrwerksbein war stark nach oben und hinten gekrümmt.
- Das rechte Fahrwerk wies keine offensichtliche Beschädigung auf.
- Die Blattfeder, welche das Heckrad trägt, war nach unten vorne umgebogen.
- Die Frontscheibe des Cockpits war herausgeschlagen.
- Die Diagonalstrebe des Rohrfachwerks hinter der Cockpitscheibe war auf der Pilotenseite nach vorne verbogen.
- Höhenmesseranzeige: ca. 1400 ft, QNH 1016 hPa.
- Der Gashebel befand sich in Stellung Vollgas.
- Der Gemischhebel stand in Stellung *RICH*.

- Sämtliche elektrischen Schalter befanden sich in Stellung *OFF*.
- Zündschalter in Stellung *OFF*
- Tankwählhahn *left* und *right*, beide in Stellung *CLOSED*.
- Vergaservorwärmung Stellung *OFF*.
- Eine visuelle Prüfung der Ruderanschlüsse, Verbindungsgestänge, Umlenkhebel, Seilzüge und Spannschlösser sowie Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.
- Die Beckengurte wurden getragen und hielten der Beanspruchung stand, die Schultergurte wurden nicht getragen.
- Die Rückenlehne des Pilotensitzes war gebrochen und nach hinten umgelegt.
- Ein Propellerblatt war abgebrochen und lag etwa 15 m vom Hauptwrack entfernt. Das andere Propellerblatt war unbeschädigt.

#### 1.4.2 Aufprall und Unfallstelle

Die ersten Spuren der Bodenberührung befanden sich in einem Rapsfeld, ca. 57 m nördlich des Flugplatzgeländes. Der linke Flügel hatte im Feld eine ca. 10 m lange Schneise hinterlassen welche in Richtung 016° d.h. ungefähr unter 50° nach links zur Pistenrichtung verlief. Anschliessend folgte ein Zuckerrübenfeld, in dem sich nach rund 7 m Aufschlagspuren des Bugs und das abgebrochene Propellerblatt befanden. In Flugrichtung etwa auf gleicher Höhe und 3 m seitlich nach links versetzt von dieser Stelle, wurde ein Bruchstück der Cockpitverglasung gefunden.

Das Wrack lag etwa 15 m weiter, d.h. rund 31 m von der ersten Berührungsspur des Flügels im Rapsfeld entfernt.

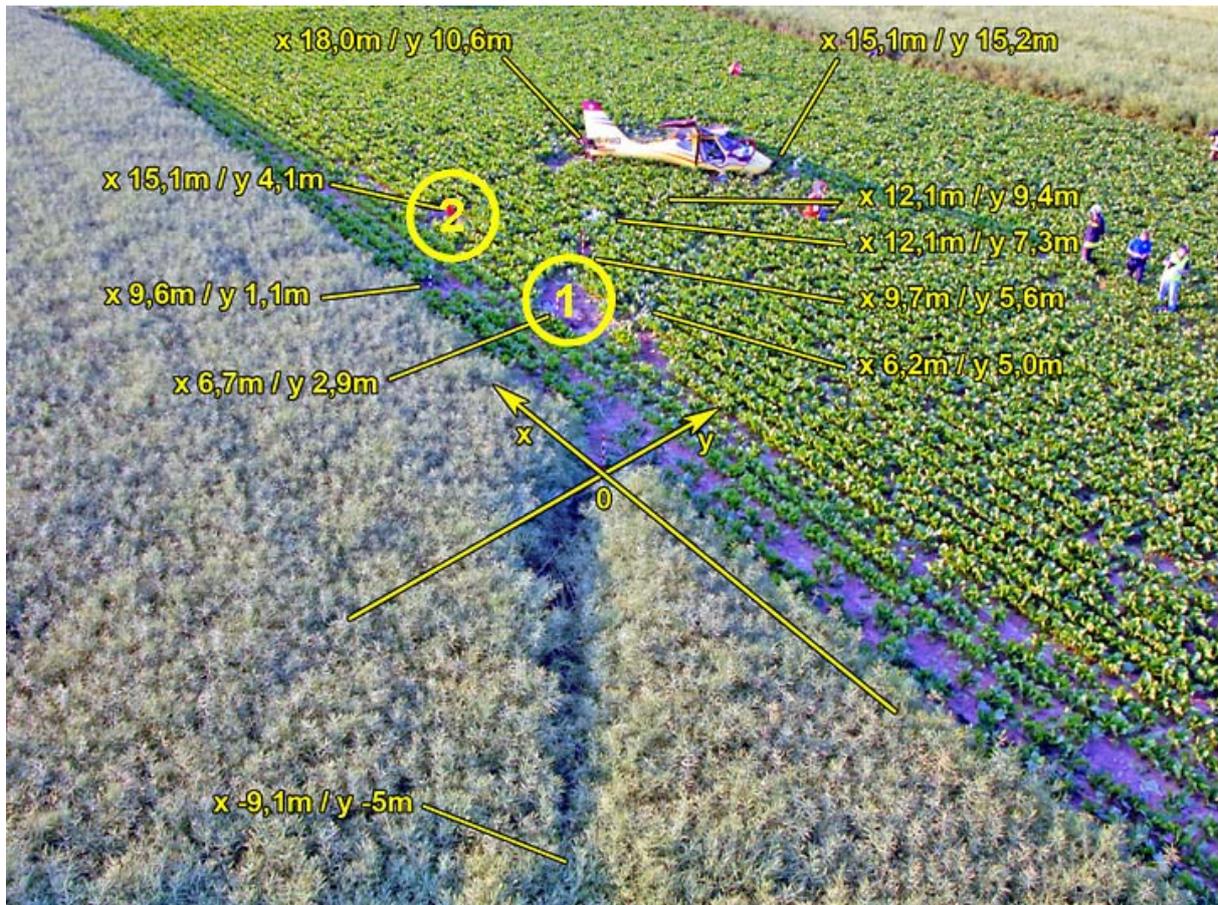


Abb. 1: Übersicht Unfallstelle, Blick in Flugrichtung, ca. 016°

- ① Aufschlagspuren vom Bug und abgebrochenes Propellerblatt
- ② Fundstelle Bruchstück Cockpitscheibe

## 1.5 Medizinische Angaben und Überlebensaspekte

### 1.5.1 Flugmedizinische Aspekte

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

### 1.5.2 Überlebensaspekte

Dank dem Umstand, dass das Flugzeug zuerst mit dem linken Flügelende am Boden aufschlug und sich anschliessend wahrscheinlich über Bug, rechtes Flügelende und Heck abrollte, wurde die kinetische Energie offensichtlich zu einem massgeblichen Teil durch die Verformung der Flugzeugzelle absorbiert. Dadurch wurden die Verzögerungen auf ein Mass begrenzt, welches das Überleben des Piloten erlaubte.

Gemäss seiner Aussage hatte sich der Pilot mit dem Beckengurt festgeschnallt, die Schultergurte jedoch nicht getragen.

## **2 Analyse**

### **2.1 Technische Aspekte**

Es gibt keine Hinweise darauf, dass das Flugzeug Mängel aufwies, welche den Unfall verursacht oder begünstigt haben.

### **2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte**

Nach der Rückkehr in die Platzrunde erfolgte der erste Anflug mit zu hoher Geschwindigkeit. Der Pilot startete deshalb durch und flog nochmals eine Platzrunde. Dies mag erklären, weshalb er für den zweiten Anflug eine Geschwindigkeit wählte, welche keine Reserve mehr bot. Das vom Piloten beschriebene Verhalten des Flugzeuges entspricht der Beschreibung im Luftfahrzeug-Flughandbuch: es sackte durch, sobald die Leistung für die Landung auf Leerlauf reduziert wurde.

Der Pilot leitete einen Durchstart ein, entweder in der Abflachphase der Landung oder möglicherweise erst nachdem das Flugzeug nach einer unsanften Bodenberührung wieder abgehoben hatte.

In der Folge wurde die stark angestellte Fluglage beibehalten was trotz des hohen Leistungsgewichts zu einem überzogenen Flugzustand und schliesslich zum Abkippen nach links führte. Nachdem nicht rechtzeitig geeignete Gegenmassnahmen ergriffen wurden kam es so zu einem harten Aufprall.

Das Verhalten des Flugzeugs, wie es der Pilot beschrieb, entspricht einem „power on stall“. Der Umstand, dass der Pilot in dieser anspruchsvollen aber rettbaren Situation offensichtlich überfordert war, ist wahrscheinlich auf seine geringe Gesamtflugerfahrung und wenig aktuelles Training zurückzuführen.

### **2.3 Überlebensaspekte**

Der Pilot zertrümmerte beim Aufprall mit seinem Kopf die Cockpitscheibe und schlug mit dem Oberkörper auf das Instrumentenbrett auf. Dies lässt den Schluss zu, dass die Schultergurten zumindest seine schweren Kopfverletzungen gemindert, wenn nicht gar verhindert hätten, falls sie getragen worden wären.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war für Erprobungsflüge zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeug-Flughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die empfohlene Anfluggeschwindigkeit gemäss AFM beträgt 65 kt.
- Die empfohlene Geschwindigkeit über der Pistenschwelle beträgt 60 kt.
- Für *short field* Landungen kann, nach den Angaben im AFM, die Anfluggeschwindigkeit bis auf 50 kt gesenkt werden.
- Im AFM wird davor gewarnt, dass unter 60 kt im Leerlauf die Sinkrate stark zunimmt und das Flugzeug sich anschliessend nur mit erheblicher Leistungserhöhung abfangen lässt.

##### 3.1.2 Betriebliche Aspekte

- Der letzte Flug vor dem Unfallflug hatte am 29. April 2010 stattgefunden.
- Der Pilot kehrte von einem Erprobungsflug zurück und flog auf die Piste 07 an.
- Den ersten Anflug musste er mit einem Durchstart abbrechen, weil er zu schnell angeflogen war.
- Den zweiten Anflug führte der Pilot mit 50 kt durch.
- Während des Ausschwebens nahm die Sinkrate des Flugzeuges rasch zu.
- Der Pilot leitete einen Durchstart ein.
- Das Flugzeug stieg steil in die Höhe.
- Während des steilen Steigfluges stellten sich Oszillationen um die Längsachse des Flugzeuges ein und das Flugzeug war nicht mehr steuerbar.
- Das Flugzeug kippte über den linken Flügel ab und prallte auf den Boden.

### 3.1.3 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Der Pilot verfügte über eine Gesamtflugerfahrung von 244:10 h und einen Trainingsstand von 5:50 h während der letzten 90 Tage vor dem Unfall.
- Der Unfallflug war der erste Flug nach einem Unterbruch von acht Wochen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Beim Unfall erlitt der Pilot unter anderem schwere Kopfverletzungen.
- Der Pilot trug die Schultergurte nicht.

### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter und die Beleuchtungsverhältnisse hatten keinen Einfluss auf den Unfallverlauf.

## 3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass während eines Durchstartmanövers die Kontrolle über das Flugzeug verloren ging und dieses in der Folge auf dem Boden aufschlug.

Zum Unfall beigetragen haben:

Eine relativ geringe Gesamtflugerfahrung des Piloten und ein längerer Trainingsunterbruch vor dem Unfallflug.

Payerne, 20. Oktober 2011

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle

*Dieser Schlussbericht wurde von der Geschäftsleitung der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 3 Abs. 4g der Verordnung über die Organisation der Schweizerischen Unfalluntersuchungsstelle vom 23. März 2011).*

*Bern, 26.01.2012*