



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden Unfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 46 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Februar 2015 (SR 742.161) durchgeführt. Dieser Bericht wurde mit dem Ziel erstellt, dass aus dem vorliegenden Zwischenfall etwas gelernt werden kann.

Luftfahrzeug	Lancair 360	HB-YMF	
Halter	Privat		
Eigentümer	Privat		
Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1966		
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot Licence Aeroplane</i> – CPL(A)) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)		
Flugstunden	insgesamt	850 h	während der letzten 90 Tage 12.30 h
	auf dem Unfallmuster	220 h	während der letzten 90 Tage 6:36 h
Landungen	auf dem Unfallmuster während der letzten 90 Tage		8
Ort	Militärflugplatz Emmen (LSME)		
Koordinaten	---	Höhe	--- m/M
Datum und Zeit	31. März 2021, 08:01 Uhr (LT ¹ = UTC ² + 2 h)		
Betriebsart	Privat		
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR)		
Startort	Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR)		
Zielort	Militärflugplatz Emmen (LSME)		
Flugphase	Landung		
Unfallart	Unkontrollierter Bodenkontakt		
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0	0
Nicht verletzt	1	0	nicht betroffen
Schaden am Luftfahrzeug	Schwer beschädigt	Bugfahrwerkstossdämpfer, Propellerspitzen	
Drittschaden	Keiner		

¹ LT: *Local Time*, Normalzeit

² UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

Sachverhalt

Hergang

Nach einem ereignislosen Flug vom Regionalflugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR) befand sich das zweiplätzig Motorflugzeug des Musters Lancair 360, eingetragen als HB-YMF, am Morgen des 31. März 2021 im Anflug auf die Piste 22 des Militärflugplatzes Emmen (LSME). Nach Angaben des Piloten reduzierte er die Geschwindigkeit auf 100 kt, fuhr das Fahrwerk aus und setzte die Landeklappen für die Landung. In der Folge orientierte er sich an der Gleitwinkelbefehrerung mit einem Anflugwinkel von 3.5 Grad.

Während des Endanfluges, ab einer Höhe von rund 1000 ft über Grund (*Above Ground Level* – AGL) bis auf 500 ft AGL, lag die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*Indicated Airspeed* – IAS) nahezu konstant bei 100 kt und die Sinkrate betrug rund 1000 ft/min (vgl. Abbildung 2). Bis in eine Höhe von 50 ft AGL wurde in der Folge die IAS allmählich auf 87 kt verringert und die Sinkrate etwa auf die Hälfte reduziert. Über diese Zeitspanne zeigte der Lagewinkel des Flugzeuges um die Querachse keine wesentlichen Änderungen.

Unmittelbar vor dem Bodenkontakt betrug die Sinkrate noch über 200 ft/min und die IAS lag bei 78 kt, als das Flugzeug mit einer Vertikalbeschleunigung von 1.8 g^3 auf der Piste aufschlug. Nach dem Aufprall hob das Flugzeug erneut für einen kurzen Moment vom Boden ab, und der Lagewinkel erhöhte sich deutlich über den Horizont (vgl. Abbildung 3 auf Seite 4). Binnen einer Sekunde senkte sich die Nase des Flugzeuges in einer starken Nickbewegung unter den Horizont, und das Flugzeug schlug nach 1.7 s mit dem Bugfahrwerk mit 3 g erneut auf der Piste auf. Dabei wurde das Bugfahrwerk gestaucht. Diese Sequenz wiederholte sich, wobei das Flugzeug abermals kurzzeitig vom Boden abhob sowie ein weiteres Mal mit einem Lagewinkel unter dem Horizont und mit 2.5 g auf den Boden aufschlug. Dabei wurde das Bugrad vom Fahrwerk abgetrennt, schlug an die Unterseite des Flugzeuges, was der Pilot als Knall wahrnahm, und blieb auf der Piste liegen. Das Flugzeug rutschte auf dem Bugfahrwerkstossdämpfer aus und kam auf der Piste schwer beschädigt zum Stillstand. Dabei berührten die Propellerspitzen den Pistenboden. Der Pilot blieb unverletzt (vgl. Abbildung 1).

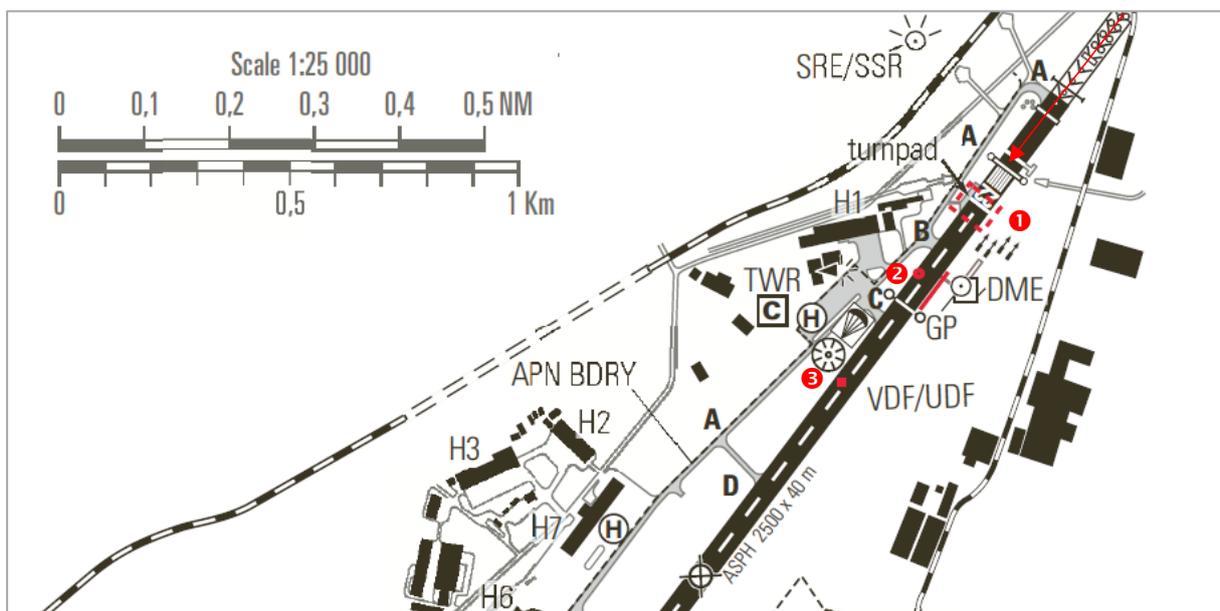


Abbildung 1: Ausschnitt aus der Flugplatzkarte des Militärflugplatzes Emmen (LSME) – angepasst durch die SUST – mit der ungefähren Aufsetzzone (1), der Endlage des Rades und Spuren der Propellerspitzen (2) sowie der Flugzeugendlage (3).

Bevor der Flugbetrieb auf dem Militärflugplatz Emmen (LSME) wiederaufgenommen werden konnte, wurde vorgängig die Piste gereinigt.

³ 1 g entspricht der Erdbeschleunigung, wobei $g \approx 9.81\text{ m/s}^2$.

Aufzeichnungen

Während des Anfluges wurden verschiedene Parameter im Sekundentakt aufgezeichnet. Es handelte sich dabei um die vertikale Beschleunigung (als Vielfaches der Erdbeschleunigung g), die Höhe über Grund in Fuss (ft), die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*Indicated Airspeed*) in Knoten (kt), sowie den Lagewinkel des Flugzeuges um die Querachse (*attitude*) in Grad ($^{\circ}$). Letzterer sowie die ebenfalls aufgezeichnete Sinkrate in Fuss pro Minute (ft/min) wurden als nicht kalibrierte Werte nicht direkt verwendet; dafür wurde die relative Änderung des Lagewinkels pro Sekunde sowie die Sinkrate aus der sekundlichen Höhenänderung aufgezeichnet und ausgewertet (vgl. Abbildung 2). Die Reduktion der Sinkrate im Verlauf des Endanfluges von anfänglich etwa 1000 ft/min auf rund die Hälfte unterhalb von 500 ft AGL spiegelt sich im leicht abflachenden Höhenverlauf des Flugzeuges gegenüber der in blauer Farbe gestrichelten Hilfslinie wieder.

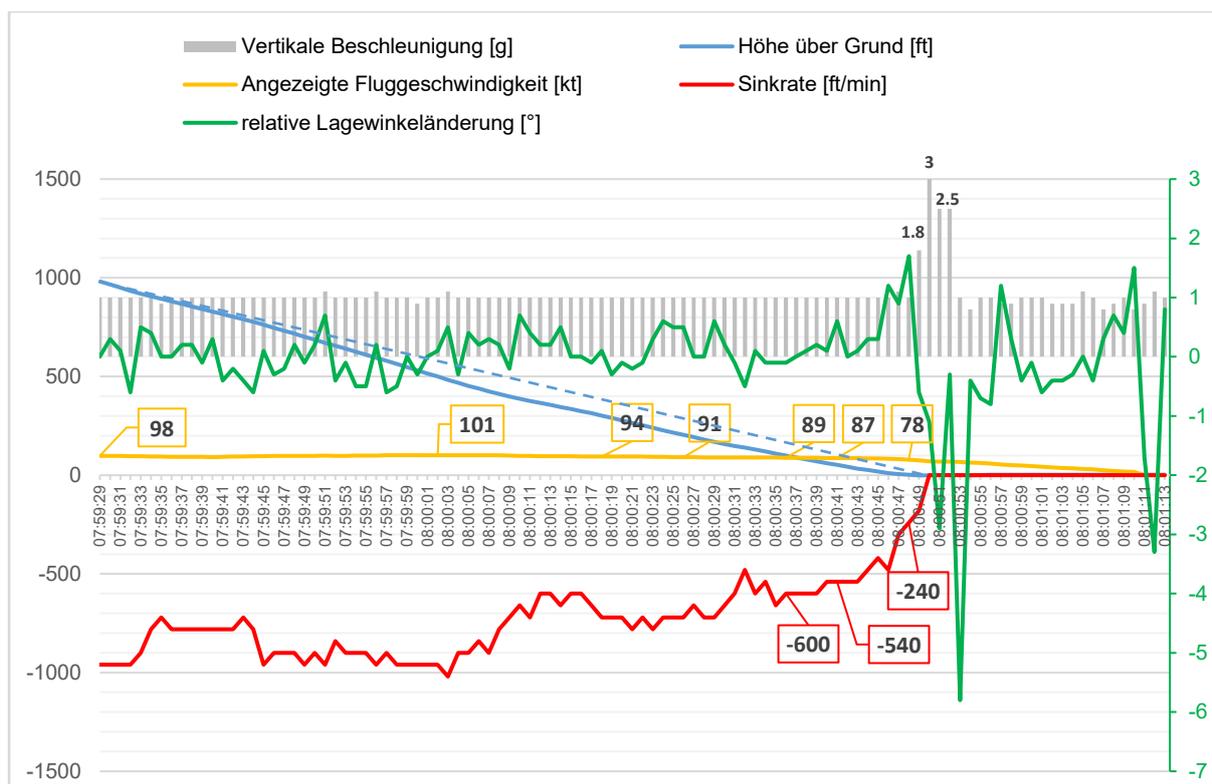


Abbildung 2: Aufzeichnung des Endanfluges bis zur Landung der HB-YMF auf der Piste 22 in Emmen (LSME) unter Angabe der Flughöhe über Boden, der angezeigten Fluggeschwindigkeit, der Sinkrate, der vertikalen Beschleunigung (als Vielfaches der Erdbeschleunigung g) sowie der relativen Änderung des Lagewinkels um die Querachse; ein gleichmässig abnehmender Höhenverlauf ist als gestrichelte Hilfslinie dargestellt.

Die Unfallsequenz vom ersten Bodenkontakt bis zum Stillstand wurde in einer Auflösung von 16 Hz aufgezeichnet und zeigte einen ersten Bodenkontakt mit 1.8 g , gefolgt von einem zweiten mit 3 g und einem letzten Aufschlag mit 2.5 g (vgl. Abbildung 3 auf der Folgeseite).

Zwischen den jeweiligen Aufschlägen auf den Boden zeigen die Aufzeichnungen einen Lagewinkel deutlich über dem Horizont (*aircraft nose up*), der binnen kurzer Zeit in Form einer starken Nickbewegung unter den Horizont (*aircraft nose down*) fällt. Dabei fällt die vertikale Beschleunigung unter den Wert 1, was darauf schliessen lässt, dass das Flugzeug kurzzeitig wieder vom Boden abhob.

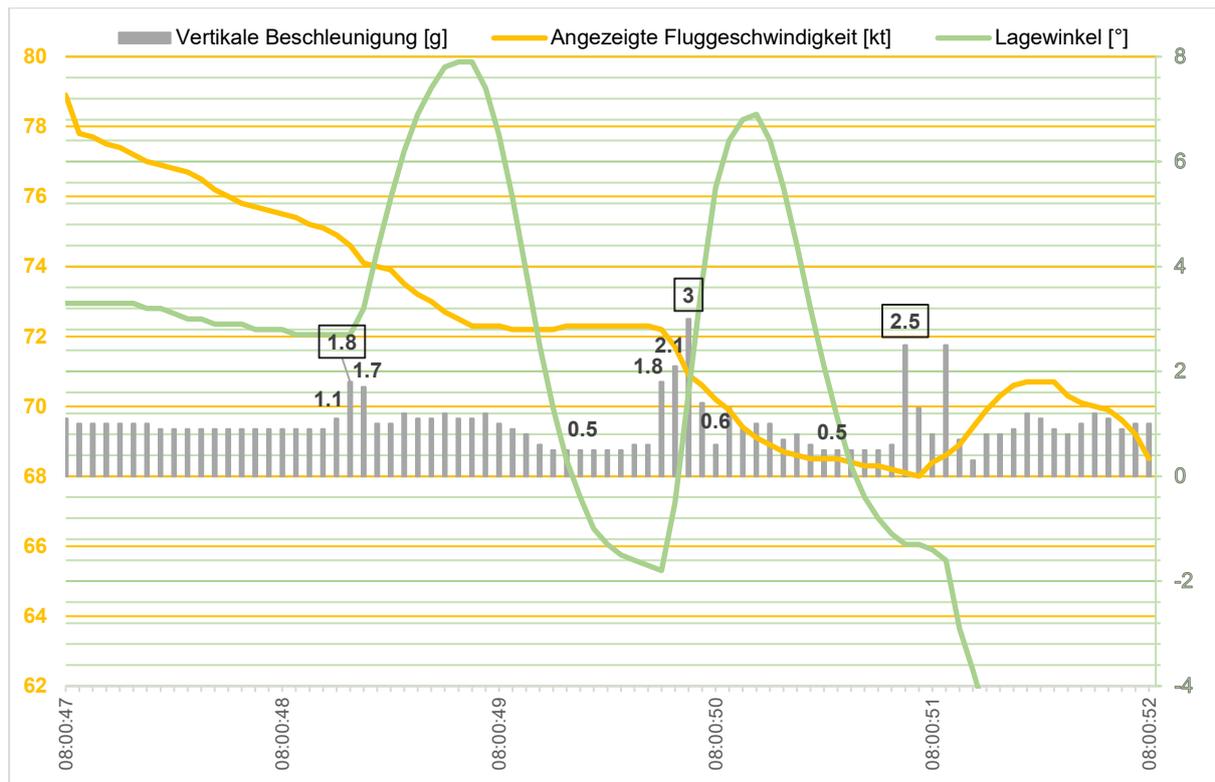


Abbildung 3: Aufzeichnung der Bodenkontakte im Verlauf der Landung auf der Piste 22 unter Angabe der vertikalen Beschleunigung (als Vielfaches von g), der angezeigten Fluggeschwindigkeit sowie des Lagewinkels um die Querachse über 5 Sekunden mit einer Auflösung von 16 Hz.

Feststellungen

Bei der Lancair 360 HB-YMF handelte es sich um ein Eigenbauflugzeug, das als Luftfahrzeug der Sonderkategorie, Unterkategorie Eigenbau zugelassen war. Für ein solches, nicht musterzugelassenes Luftfahrzeug muss der Erbauer mindestens 51 Prozent der Arbeitsleistung für die Herstellung oder den Zusammenbau der Bauteile eigenständig erbringen.

Der letzte Unterhaltseintrag in den technischen Akten datiert vom 28. Juni 2020 bei einer Betriebsstundenzahl von 312:34 h. Dabei wurde an allen Fahrwerksdämpfern das Öl gewechselt. Zum Unfallzeitpunkt wies das Flugzeug 331:54 Betriebsstunden auf.

Die bei der Landung auf das Bugfahrwerk einwirkenden Kräfte waren dergestalt, dass sich die Bugradgabel bis zum Aufliegen auf dem Pneu verbog, und das komplette Bugrad nach hinten abgedrückt wurde, bis die vier Befestigungsschrauben beim Flansch brachen. Ohne eine Zerlegung des Bugfahrwerkzylinders liess sich äusserlich nicht beurteilen, ob die Dämpfungsfunktion zum Zeitpunkt des Vorfalls wie vorgesehen funktionierte. Offensichtliche technische Mängel, die den Verlust des Bugrades bei der Landung bewirkt haben könnten, waren keine ersichtlich. Dieses hinterliess auf der Unterseite des Rumpfes an zwei Stellen leichte Abdrücke.

Nach Angaben des Luftfahrzeugflughandbuchs (*Aircraft Flight Manual – AFM*) erfolgt der Endanflug mit voll ausgefahrenen Landeklappen mit 90 KIAS⁴, beim Abflachvorgang (*flare*) wird die Geschwindigkeit auf 80 KIAS reduziert. Im Endanflug kann das Flugzeug in Landekonfiguration nicht neutral getrimmt werden⁵, d.h. das Flugzeug zeigt ohne Ziehen am Höhen-

⁴ KIAS: *Knots Indicated Airspeed*, angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten

⁵ vgl. "Normal Procedures", section IV, S.11/15 des AFM: «Warning, it is not possible to trim the aircraft in the landing configuration neutral, to allow a stable flight hands off the stick. There is always a nose down tendency. To minimize this effect, use both, the manual and the electrical trim at their maximal nose up position.»

steuer die Tendenz, die Nase zu senken. Der Pilot bestätigte diesen Sachverhalt und präzierte, dass die Kraft, mit der am Steuerknüppel gezogen werden muss, gering sei. Er fügte ferner hinzu, dass das Flugzeug um die Querachse sehr sensibel sei.

Am Morgen des 31. März 2021 herrschte Windstille bei guten Sichtflugwetterbedingungen.

Vergleichbare Zwischenfälle

Landeverläufe, bei denen es wie vorliegend nach einem ersten Aufsetzen und Wiederabheben des Flugzeuges (*bouncing*) zu einer sich aufschaukelnden Bewegung um die Querachse mit mehrmaligem Aufsetzen (*porpoising*) kommt, ereignen sich vergleichsweise häufig. Gelegentlich kommt es dabei zu Beschädigungen durch ein hartes Aufsetzen auf dem Bugfahrwerk, wie beispielsweise beim Unfall der HB-CCD vom 5. Juli 2017 (vgl. [summarischer Bericht](#)) oder beim Unfall der HB-TDD vom 13. Oktober 2017 (vgl. [summarischer Bericht](#)). Auch beim Unfall einer Mooney M20J, eingetragen als HB-DFK, kam es am 11. Juni 2020 zu einer ähnlichen Schwingbewegung um die Querachse mit wiederholten harten Bodenkontakten, nachdem das Flugzeug bei der Landung infolge einer überhöhten Geschwindigkeit in einer dafür ungeeigneten Fluglage auf die Piste aufgesetzt worden war (vgl. [summarischer Bericht](#)).

Theoretische Grundlagen

Bouncing entsteht nicht etwa durch die Federung des Hauptfahrwerks, sondern durch eine plötzliche Vergrößerung des Anstellwinkels des Flügels (*Angle of Attack* – AoA) beim Aufsetzvorgang. Diese wird entweder durch den Piloten bei einem Aufsetzen mit hoher Sinkrate bewirkt oder durch das Ausfedern des Bugfahrwerks nach einem Aufsetzen mit ungeeigneter, d.h. nicht der Vorgabe «*main wheels first*» entsprechender Fluglage, oder durch eine Kombination beider Faktoren.

*Porpoising*⁶ entsteht, wenn der durch das *bouncing* vergrösserte Anstellwinkel nach dem Abheben durch Nachdrücken am Höhensteuer soweit verkleinert wird, dass es zu einem erneuten Aufsetzen und Wiederabheben kommt (vgl. Abbildung 4). Wegen der wiederkehrenden Steuereingaben des Piloten ist dies eine Form der *Pilot Induced Oscillation* (PIO). Diese kann am Sichersten durch das Einleiten eines Durchstarts beendet werden.

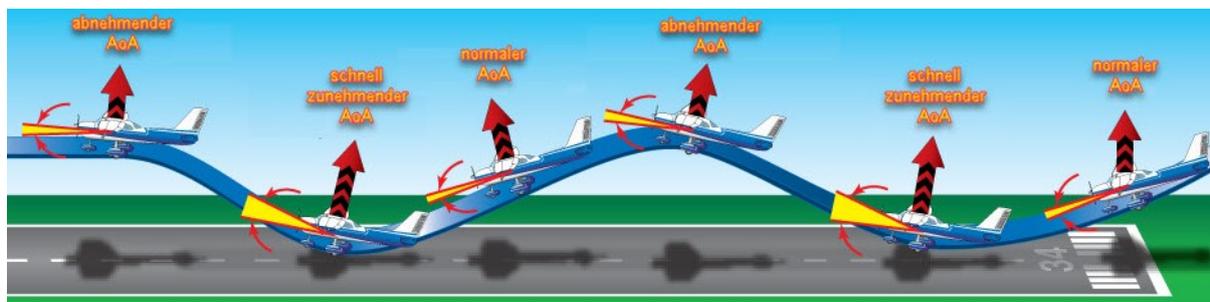


Abbildung 4: *Porpoising* als Folge eines harten Aufsetzens auf der Piste. Nach dem Aufsetzen erhöht sich der Anstellwinkels (AoA, gelb) wiederholt und wird durch Steuereingaben des Piloten nach dem Abheben wieder verkleinert (Illustration aus dem *Airplane Flying Handbook*⁷ der amerikanischen Luftaufsichtsbehörde, übersetzt durch die SUST).

Analyse

Der Endanflug der HB-YMF auf die Piste 22 zeigte in den letzten 1000 ft AGL einen leicht abflachenden Höhenverlauf als Folge der reduzierten Sinkrate unterhalb von 500 ft AGL. Die anfänglich nahezu konstante Geschwindigkeit von 100 kt verringerte sich im weiteren Sinkflug bis auf eine Höhe von 50 ft AGL auf 87 kt und entsprach somit den Herstellervorgaben. Der

⁶ *Porpoise* (engl.), Delphin/Tümmler: Der Ausdruck steht für die typische Bewegung eines springenden Delphins

⁷ https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aviation/airplane_handbook/media/10_afn_ch8.pdf - zuletzt besucht am 30.9.2021.

Endanflug zeigte somit bis zum Einleiten des Landevorgangs aus 50 ft AGL einen stabilen Flugzustand, der eine normale Landung ermöglicht hätte.

Unmittelbar bevor das Flugzeug mit 1.8 g auf dem Boden aufschlug, zeigte sich eine Vergrößerung des Lagewinkels um rund 2° gegenüber dem Lagewinkel während des Endanfluges. Die Sinkrate lag dabei noch bei einem Wert von über 200 ft/min. Daraus kann gefolgert werden, dass der Abflachvorgang (*flare*) für die Landung zu spät eingeleitet worden ist.

Nach dem Wiederabheben des Flugzeuges und der Korrektur des Piloten am Höhensteuer entwickelte sich eine *pilot induced oscillation* in Form eines *porpoising*. Mit zunehmend hartem Aufsetzen auf dem Bugfahrwerk kam es schliesslich zu zwei weiteren Bodenberührungen, während deren das Bugrad vom Fahrwerk abgetrennt wurde und die Propellerspitzen während des Schlitterns auf dem Bugfahrwerkstossdämpfer bis zum Stillstand des Flugzeuges beschädigt wurden. Diese Art von Oszillationen um die Querachse mit Bodenkontakt sind durch Korrekturen am Höhensteuer kaum zu stoppen, weshalb ein Durchstart als geeignetes Mittel einzuleiten ist.

Die Lancair 360 verfügt über die Eigenschaft, in Landekonfiguration ohne Ziehen am Höhensteuer die Nase zu senken, was für den Piloten anspruchsvoll ist. Flugzeuge dieser Kategorie müssen nicht einer Zertifizierung nach EASA⁸ genügen und damit auch keine Anforderungen an die Trimmung für einen stabilen Flug erfüllen.

Schlussfolgerungen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Pilot das Abflachen (*flare*) vor dem Aufsetzen zu spät einleitete, weshalb das Flugzeug mehrmals hart auf der Piste aufsetzte. Dadurch wurde das Bugrad vom Fahrwerk abgetrennt, und das Flugzeug kam auf dem Bugfahrwerkstossdämpfer rutschend auf der Piste zum Stillstand.

Das geringe aktuelle Flugtraining des Piloten hat möglicherweise zum Unfallhergang beigetragen.

Bern, 30. September 2021

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

⁸ vgl. Zertifizierungsvorgaben (*Certification Standards – CS*) für *Light Sport Aircraft* (LSA) betreffend der statischen Längsstabilität (Kapitel 4.5.4.1): “*The airplane shall demonstrate the ability to trim for steady flight at speeds appropriate to the climb, cruise, and landing approach configurations; at minimum and maximum weight; and forward and aft CG limits.*”