



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden Unfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 45 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.

Luftfahrzeugmuster	Mooney M20R «Ovation»	HB-DIL	
Halter	Mooney Flying Group, Flugplatz, 9506 Lommis		
Eigentümer	Privat		
Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1957		
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Private Pilot Licence Aeroplane</i> – PPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)		
Flugstunden	insgesamt	1818:42 h	während der letzten 90 Tage 34:05 h
	auf M20F bis M20K	80:22 h	während der letzten 90 Tage 1:45 h
	auf M20R¹	5:41 h	während der letzten 90 Tage 2:02 h
Ort	190 m südwestlich des Pistenendes der Graspiste 24 des Flugfeldes Lommis (LSZT)		
Koordinaten	717 417 / 264 642 (<i>Swiss Grid</i> 1903)	Höhe	467 m/M
Datum und Zeit	14. August 2019, 14:13 Uhr		
Betriebsart	Privat		
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR)		
Startort	Lommis (LSZT)		
Zielort	Lommis (LSZT)		
Flugphase	Start und Steigflug		
Unfallart	Notlandung		
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0	0
Nicht verletzt	1	1	Nicht betroffen

Schaden am Luftfahrzeug Schwer beschädigt

Drittschaden Geringer Drittschaden

¹ Flugzeuge der Baureihe M20 werden nach Rumpflänge unterschieden in «*short-body*» (M20 bis M20E), «*medium-body*» (M20F bis M20K), und «*long-body*» (M20L bis M20V).

Sachverhalt

Allgemeines

Die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Hergang basiert auf den Angaben des Piloten und von Augenzeugen, einer GPS²-Aufzeichnung sowie den auf dem Flugplatz und am Flugzeug hinterlassenen Spuren. Es handelte sich um einen privaten Passagierflug zu Trainingszwecken.

Vorgeschichte

Nach dem Kauf der als HB-DIL eingetragenen Mooney M20R «Ovation» liess sich der neue Eigentümer im März 2019 auf das Flugzeug einweisen. Die Einweisung erfolgte in Locarno, wobei der vorliegend betroffene Pilot als Passagier mit an Bord war. Dieser überführte das Flugzeug dann im Juni 2019 via Birrfeld nach Lommis, wobei er es erstmals selbst steuerte. Für den 14. August 2019 plante er, einige Landungen in Lommis auszuführen.

Hergang

Die Bereitstellung des Flugzeugs erfolgte ohne Auffälligkeiten. Auch während der Funktionskontrolle des Motors (*engine run-up*) am Rollhaltepunkt der Graspiste 24 stellte der Pilot nichts Aussergewöhnliches fest. Die Kontrollen vor dem Start führte er anhand einer Checkliste durch. Die Stellung des Tankwählschalters blieb dabei unverändert.

In seinem *departure briefing* hielt der Pilot fest, dass er den Startvorgang nach der halben Pistenlänge abzubrechen gedenke, falls das Flugzeug bis dahin nicht eine Geschwindigkeit von mindestens 70 % der Abhebegeschwindigkeit erreichen würde. Dies entspreche einer angezeigten Geschwindigkeit von 45 Knoten.

Um 14:12 Uhr begann der Pilot den Startlauf auf der Piste 24. Mit ihm an Bord befand sich ein Passagier, der zwar über Erfahrung auf Flugzeugen des betroffenen Baumusters und auf dem Flugplatz, aber nicht mehr über einen gültigen Ausweis verfügte. Der Motorlauf und das Beschleunigungsverhalten des Flugzeugs erschienen beiden als normal.

Nach einer Beschleunigungsstrecke von rund 300 m passierte das Flugzeug die Markierung der halben Pistenlänge. Dabei machte der Pilot den Ausruf (*callout*), dass die vorgesehene Mindestgeschwindigkeit erreicht sei und er den Startvorgang fortsetzen werde. Nach einer Markierung bei 400 m erfolgte von ihm entsprechend seiner vorausgerechneten Startrollstrecke der *callout*, jetzt abzuheben.

Nachdem der Pilot den Anstellwinkel zum Abheben erhöht hatte, nahm er noch ein oder zwei «*bumps*» auf der Piste wahr. Nach dem Abheben verminderte er den Anstellwinkel wieder, um Geschwindigkeit aufzunehmen. Als er den *callout* zum Einfahren des Fahrwerks machte, stellte er einen unrunder Motorlauf mit verminderter Leistungsabgabe fest. Der mitfliegende Passagier teilte den Eindruck, dass nicht die volle Motorleistung zur Verfügung stand.

Wo genau das Flugzeug abhob, konnten die beiden Insassen nicht mehr sagen. Der Betriebsleiter des Flugplatzes und ein Flugzeugmechaniker, die den Startvorgang von verschiedenen Standorten aus beobachtet hatten, bezeichneten als Abhebeort übereinstimmend eine Stelle rund 15 m vor der versetzten Pistenschwelle 06. Sicher ist, dass das Flugzeug abhob, es dem Piloten aber nicht gelang, an Geschwindigkeit oder Flughöhe zu gewinnen.

Das Flugzeug überflog in geringer Höhe das Pistenende. Es kollidierte mit einer Verkehrstafel, sodass diese auf einer Höhe von 2.5 m über Grund abgeknickt wurde, und unmittelbar darauf mit einer weiteren Tafel, die auf einer Höhe von 1.4 m über Grund den linken Flügeltank durchschlug und darauf vom Flugzeug mitgerissen wurde (vgl. Abbildung 1).

² GPS: *Global Positioning System*, Globales Positionsbestimmungssystem

Der Pilot entschied sich zu einer Notlandung. Rund 20 m hinter dem Standort der zweiten Verkehrstafel erfolgte ein hartes Aufsetzen des linken Hauptfahrwerks, kurz darauf der beiden anderen Fahrwerksbeine. Das Bugfahrwerk knickte dabei ein, sodass der Motor gewaltsam zum Stillstand gebracht wurde. Rund 50 m weiter kam das Flugzeug zum Stillstand.

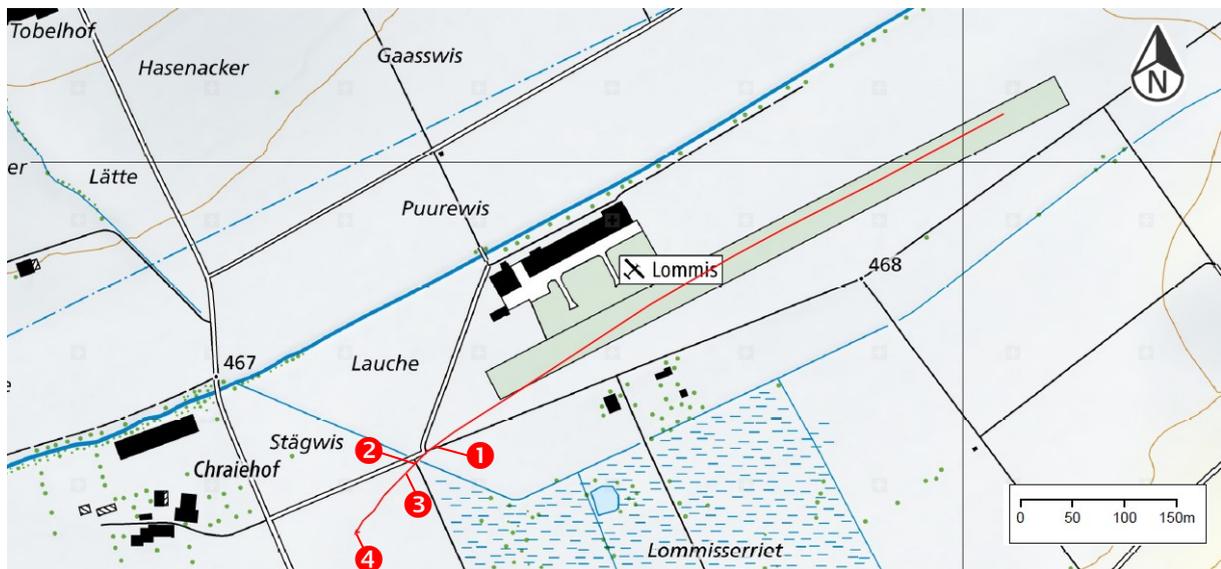


Abbildung 1: GPS-Aufzeichnung des Flugwegs der HB-DIL (rote Linie). Die Punkte ❶ und ❷ bezeichnen die zwei Kollisionen mit Verkehrstafeln, Punkt ❸ den ersten Aufsetzpunkt und Punkt ❹ die Endlage des Flugzeugs. Quelle der Basiskarte: Bundesamt für Landestopografie.

Der Pilot brachte den Tankwählschalter und den elektrischen Hauptschalter in die Stellung «OFF». Beide Insassen blieben unverletzt und konnten das Flugzeug selbständig verlassen. Das Flugzeug wurde schwer beschädigt. Durch den leckgeschlagenen linken Flügeltank lief Flugbenzin aus. Es entstand geringer Flurschaden (vgl. Abbildung 2).



Abbildung 2: Die Mooney «Ovation» HB-DIL nach der Notlandung in ihrer Endlage 190 m südwestlich des Pistenendes. Im Hintergrund sind die Hangars des Flugfeldes Lommis zu erkennen (nordöstliche Blickrichtung).

Meteorologische Angaben

Ein flacher Hochdruckausläufer erstreckte sich von Südwestfrankreich nach Mitteleuropa. Zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls war das Wetter ziemlich sonnig und windschwach:

Wind	1 Knoten aus 200 Grad
Sicht	30 km
Wolken	3/8 – 4/8 auf 4800 ft über Grund
Temperatur / Taupunkt	21 °C / 9 °C
Luftdruck (QNH)	1020 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ³ -Standardatmosphäre)

Startpiste

Bei der Startpiste handelte es sich um eine ebene, kurzgemähte Graspiste von 615 m Länge in gutem und tragfähigem Zustand. Die Pistenschwelle 06 war aufgrund der Hindernissituation für Landungen auf der Piste 06 und für Starts von der Piste 24 um 65 m versetzt. Für den vorliegenden Start war deshalb mit einer verfügbaren Pistenlänge von 550 m zu rechnen. Vor der Pistenschwelle 24 stand zusätzlich eine Strecke von rund 50 m zur Verfügung.

Beladung und Startstreckenberechnung

Die HB-DIL wog beim Start rund 1400 kg bei einer maximal zulässigen Abflugmasse von 1528 kg. Bei den vorherrschenden Wetter- und Pistenbedingungen war damit gemäss AFM⁴ mit einer Startrollstrecke auf Gras von 330 m und einer Startdistanz über ein 50 ft-Hindernis von 720 m zu rechnen. Der Pilot rechnete mit einer Startrollstrecke von 400 m.

Um die angegebene Startleistung zu erzielen, gibt das AFM für die vorliegende Abflugmasse vor, die Rotation des Flugzeugs bei 64 KIAS⁵ auszuführen⁶ und bis zum 50 ft-Hindernis auf 78 KIAS zu beschleunigen. Für den weiteren Steigflug wird für den bestmöglichen Steigwinkel 85 KIAS vorgegeben, und für die bestmögliche Steigrate 105 KIAS.

Auswertung der GPS-Aufzeichnung

Aus der GPS-Aufzeichnung, den Wetterangaben und dem Positionsfehler der Geschwindigkeitsanzeige lassen sich Rückschlüsse auf die dem Piloten angezeigte Fluggeschwindigkeit ziehen. Diese betrug 49 KIAS nach 300 m, 57 KIAS nach 445 m, 63 KIAS nach 600 m und maximal 64 KIAS nach 665 m (Distanzangaben bezogen auf die Pistenschwelle 24). Aussagen zur Flughöhe lässt die GPS-Aufzeichnung keine zu.

Angaben zum Motor

Beim Motor handelte es sich um einen im Jahr 1996 gebauten Continental IO-550-G Sechszylinder-Saugmotor mit Kraftstoffeinspritzung und einer Nennleistung von 280 PS. Dessen Drehzahl wird automatisch auf 2500 RPM⁷ limitiert, sodass diese Startdrehzahl auch dann erreicht wird, wenn nicht die volle Startleistung zur Verfügung steht.

³ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

⁴ AFM: *Aircraft Flight Manual*, Luftfahrzeugflughandbuch

⁵ KIAS: *Knots Indicated Air Speed*, angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten

⁶ Der Hersteller bezeichnet diese Geschwindigkeit im AFM als «*takeoff speed*». Zur Distanz und zum Geschwindigkeitszuwachs zwischen dem Einleiten der Rotation und dem Abheben (*lift-off*) liegen keine Angaben vor.

⁷ RPM: *Revolutions Per Minute*, Umdrehungen pro Minute

Zum Setzen und Überwachen der Motorleistung standen dem Piloten analoge Anzeigen des Ladedrucks und der Drehzahl sowie eine digitale Anzeige des Kraftstoffdurchflusses zur Verfügung. Des Weiteren war eine Triebwerksüberwachung (*engine monitor*) eingebaut mit digitaler Anzeige aller sechs Zylinderkopf- und Abgastemperaturen.

Kunststoffteile wie die Aufhängungen der Auspuffanlage, Briden, Kabelschutz und Betriebsstoffleitungen von Drains waren alterungsbedingt stark versprödet. Der Schalldämpfer der Auspuffanlage war äusserlich intakt, die Schikane (Einsatz) in dessen Inneren jedoch zerstört und nur noch in Bruchstücken vorhanden. Zylinder Nr. 3 wies aufgrund eines undichten Einlassventils praktisch keine Kompression mehr auf (vgl. Abbildung 3).



Abbildung 3: Aufgetrennter Schalldämpfer mit zerstörter Schikane, von der drei Blechteile unterschiedlicher Grösse noch vorhanden waren (links). Stark verrusster Ansaugkanal des Zylinders Nr. 3, der auf ein undichtes Einlassventil hinweist (rechts).

Angaben zu Unterhaltsarbeiten

Gemäss dem *Service and Maintenance Manual* des Flugzeugherstellers ist die Auspuffanlage bei jeder 100-h-Kontrolle oder Jahreskontrolle auf Risse und anderweitige Anomalitäten zu überprüfen. Allenfalls beschädigte Teile sind dabei zu reparieren oder zu ersetzen. In Bezug auf diese Überprüfung findet sich folgender Beschrieb:

*“A thorough inspection of engine exhaust system will detect any breaks or cracks causing leaks which might result in loss of efficiency, loss of engine power or engine compartment fire”.*⁸

Des Weiteren sollte gemäss Motorenhersteller bei jeder 100-h-Kontrolle oder Jahreskontrolle die Kompression der Zylinder geprüft werden. Anhand der vorliegenden Akten war nicht ersichtlich, ob bei der letzten 100-h-Kontrolle ein solcher Kompressionstest durchgeführt worden war; Messresultate liegen nicht vor.

Die letzte 100-h-Kontrolle wurde am 30. Mai 2019 durch einen Instandhaltungsbetrieb in Italien durchgeführt. Die Betriebszeit der Zelle und des Motors betrug dabei 1461 h gemäss den technischen Akten bzw. 1453 h gemäss Flugreisebuch. Am Unfalltag betrug die Betriebszeit gemäss Flugreisebuch 1457 h.

Angaben des Motorenherstellers

Der Motorenhersteller *Continental Motors* (heute *Continental Aerospace Technologies*) gab auf Anfrage an, dass er bisher noch keine Leistungstests durchgeführt habe mit Motoren, bei denen ein Zylinder keine Kompression mehr aufwies.

Eine Quantifizierung des für einen solchen Fall zu erwartenden Leistungsverlustes ist damit nicht möglich.

⁸ Auf Deutsch: «Eine gründliche Inspektion des Motorabgassystems erkennt Brüche oder Risse, die Lecks verursachen und zu Effizienzverlusten, Leistungsverlust oder Brand im Motorraum führen können.»

Methode zur Überprüfung des Geschwindigkeitszuwachses

Der Pilot sah vor, den Start nach der halben Pistenlänge abubrechen, falls bis dahin nicht 70 % der Abhebegeschwindigkeit erreicht sein würden. Dieser als «70/50-Regel» weitherum bekannten Methode⁹ liegt mutmasslich zugrunde, dass ein Körper gemäss den kinematischen Grundsätzen der Physik nach 50 % einer Beschleunigungsstrecke rund 70 % seiner Endgeschwindigkeit erreicht, sofern die Beschleunigung dabei konstant bleibt.^{10,11}

Demnach würde ein Flugzeug, das nach der halben Pistenlänge gerade 70 % seiner Abhebegeschwindigkeit erreicht, diese Abhebegeschwindigkeit auf dem letzten Meter der Piste knapp erreichen. In der Praxis wäre jedoch mit einer wesentlich tieferen Geschwindigkeit am Pistenende zu rechnen, weil die Voraussetzung einer konstanten Beschleunigung nur schon infolge des zunehmenden Luftwiderstandes niemals erfüllt ist.

Die Anwendung dieser vermeintlich aus der fliegerischen Praxis hervorgegangenen Faustregel führt zudem zu einer Entscheidung zwischen «go» oder «stop» in der Pistenmitte. Im Unterschied zur Anwendung des bei mehrmotorigen Flugzeugen gebräuchlichen Abbruchkriteriums ist damit jedoch keineswegs sichergestellt, dass die verbleibende Pistenlänge zur Fortsetzung des Startvorgangs bzw. zum Anhalten vor dem Pistenende noch ausreicht; hingegen kann ein Startabbruch auch nach dem «go» noch zulässig und bisweilen sogar sinnvoll sein.¹²

Spezielle Eigenschaften des Flugzeugmusters

Aufgrund ihrer Fahrwerkskonstruktion neigen Flugzeuge der Baureihe M20 beim Rollen zu Oszillationen um die Querachse, oft ausgelöst durch Bodenunebenheiten oder hartes Aufsetzen des Bugfahrwerks und verstärkt durch die Piloten (*pilot induced oscillation*). Diese Eigenschaft ist verstärkt zu beobachten bei Flugzeugen der Baureihe M20 mit gestrecktem Rumpf («*long body*») M20L und Nachfolgemodellen). Die vom Piloten wahrgenommenen «*bumps*» weisen auch vorliegend auf diese Eigenschaft hin.

Vergleichbare Zwischenfälle

Unfälle der vorliegenden Art, bei denen ein startendes Flugzeug mit geringer Geschwindigkeit vom Boden abgehoben wird und anschliessend nicht in der Lage ist, über den Einflussbereich des Bodeneffekts zu steigen, ereignen sich vergleichsweise häufig. Dabei spielen vorbestehende technische Einschränkungen zumeist keine Rolle.

Von dieser Unfallart betroffen sind fast ausschliesslich von kurzen Graspisten startende Tiefdecker, wie aus zahlreichen vom damaligen Büro für Flugunfalluntersuchung (BFU) und der SUST untersuchten Startzwischenfällen einmotoriger Kolbenmotorflugzeuge hervorgeht.¹³

⁹ Die «70/50-Regel» ist nicht Bestandteil der Privatpilotenausbildung in der Schweiz oder der dafür eingesetzten Literatur. Sie erfuhr jedoch durch das Internet eine grosse Verbreitung. Sie findet sich in der Broschüre «*Alaskan Off Airport Operations Guide*» der amerikanischen Luftaufsichtsbehörde FAA (www.faasafety.gov). Darauf verwies der [Schlussbericht Nr. 2272](#) der SUST zum Unfall der HB-CBZ. In der Folge propagierte sie auch der Motorflugverband der Schweiz in einer Broschüre der Reihe «*Safer Flying*» (www.mfvs.ch).

¹⁰ Für eine gleichmässig beschleunigte Bewegung gilt $s = 0.5 \cdot a \cdot t^2$ und $v = a \cdot t$. Demnach erreicht ein Körper bei einer konstanten Beschleunigung a nach der Hälfte einer Beschleunigungsstrecke s und einer Zeit t eine Geschwindigkeit v , die dem $2^{-1/2}$ -fachen bzw. 70.7 % seiner Endgeschwindigkeit entspricht.

¹¹ Die hier als Abhebe- bzw. Endgeschwindigkeit bezeichnete Geschwindigkeit wird im *Alaskan Off Airport Operations Guide* der FAA als «*lift off speed*» bezeichnet. Eine solche wird von den Herstellern normalerweise und wie vorliegend nicht angegeben.

¹² Nur im *Alaskan Off Airport Operations Guide* der FAA, nicht aber in den darauf verweisenden Publikationen, wird für den Fall eines Abfluges über Hindernisse («*for obstructed departures*») empfohlen, die Entscheidung zum Startabbruch statt in der Pistenmitte bereits nach dem ersten Drittel der Piste zu fällen, und dies mit derselben Entscheidungsgeschwindigkeit von 70% der Abhebegeschwindigkeit.

¹³ Tiefdecker sind vom Einfluss des Bodeneffekts stärker betroffen als Hochdecker. Als Faustregel gilt, dass der Bodeneffekt auf einer Höhe des Tragflügels über Grund, die 10 % der Flügelspannweite entspricht, eine Reduktion des induzierten Widerstandes um 50% bewirkt; auf einer Höhe, die 50 % der Flügelspannweite entspricht, bewirkt er noch eine Reduktion um 10 %.

Grosse Parallelen zum vorliegenden Fall zeigt v.a. der Unfall der HB-PGU vom 5. Juni 2014 (vgl. [Schlussbericht Nr. 2263](#)).

Diesen Fällen gemeinsam ist die jeweils nach dem Unfall gewonnene Erkenntnis, dass ein Startabbruch wohl vorteilhafter gewesen wäre, selbst wenn dabei das Pistenende noch überrollt worden wäre. Die Entscheidungsfindung zum Startabbruch gestaltet sich in diesen Fällen deshalb so schwierig, weil lange unklar bleibt, ob die Abhebegeschwindigkeit in einer angemessenen Distanz vor dem Pistenende erreicht werden kann; weil Methoden zur frühzeitigen Klärung dieser Frage aufgrund von während des Startlaufs variierenden und teilweise nur schlecht einschätzbaren Einflussfaktoren nicht existieren – so ist etwa die «70/50-Regel» ausgerechnet bei Starts am Leistungslimit irreführend; und weil bei weit fortgeschrittenem Startvorgang ein weiteres Fortsetzen mit wahrscheinlich gutem Ausgang immer vorteilhafter erscheint als ein Startabbruch mit möglichem Schadensfall.

Analyse

Technische Aspekte

Es ist davon auszugehen, dass der Motor die zu erwartende Startleistung aufgrund vorbestandener Mängel in Form einer zerstörten Schikane im Schalldämpfer und eines undichten Einlassventils nicht erbrachte. Allerdings sind kaum Aussagen darüber möglich, wie hoch dieser Leistungsverlust tatsächlich war und wie sich dieser während des Starts veränderte.

Die im Schalldämpfer lose vorhandenen Bruchstücke der Schikane konnten ihre Lage während des Starts verändern und durch Behinderung des Abgasstroms zu einem zunehmenden Leistungsverlust führen. Hingegen blieb der Einfluss des fehlerhaften Einlassventils auf die Startleistung über den Startlauf hinweg wahrscheinlich konstant.

Der Vergleich der berechneten Startstrecke (330 m, 64 KIAS) mit der vorliegenden GPS-Aufzeichnung (300 m, 49 KIAS) lässt den Schluss zu, dass der Motor in seiner Leistungsentwicklung bereits zu Beginn des Startlaufs beeinträchtigt war¹⁴. Aufgrund der automatischen Limitierung der Drehzahl auf 2500 RPM war dies für den Piloten allein aufgrund der Motoreninstrumente nicht ohne weiteres erkennbar. Hingegen wies die vom Piloten selbst beobachtete Dynamik darauf hin, dass die Beschleunigung unter den im AFM beschriebenen Werten blieb. Die verminderte Motorenleistung trug damit zum Unfallhergang bei.

Bezüglich Flugzeuginstandhaltung muss festgehalten werden, dass der Zustand der Schikane anlässlich der letzten 100-h-Kontrolle, vier Betriebsstunden vor dem Unfall, nicht festgestellt wurde. Die Beschädigung der Schikane muss jedoch über eine viel längere Zeit hinweg erfolgt sein. Daraus kann geschlossen werden, dass die 100-h-Kontrolle nicht wie vom Hersteller vorgesehen durchgeführt wurde. Ob der Zustand des fehlerhaften Einlassventils zu diesem Zeitpunkt feststellbar war, kann nicht abschliessend beurteilt werden.

Betriebliche Aspekte

Da immer wieder Starts in der vorliegenden Art und Weise missglücken, zumeist sogar mit Flugzeugen in technisch einwandfreiem Zustand, gilt es insbesondere die betrieblichen Aspekte zu beleuchten. Diese betreffen in erster Linie die Entscheidung zum Startabbruch und die Führung des Höhensteuers während der Beschleunigungsphase.

Die Leistungsentwicklung des Motors wird zu Beginn des Startlaufs durch Ablesen der dafür geeigneten Motoreninstrumente überprüft. Zeigen diese nicht die erwarteten Werte, wird der Start gleich zu Beginn abgebrochen; entsprechen sie wie vorliegend der Erwartung, kann hingegen nicht im Umkehrschluss auf einen planmässigen Startverlauf geschlossen werden.

¹⁴ Dies trifft auch unter Berücksichtigung der vom Piloten ermittelten Startrollstrecke von 400 m und einem 50 m vor der Pistenschwelle 24 begonnenen Startlauf zu.

Der Grund hierfür liegt darin, dass der reale Startverlauf neben der Motorleistung auch von mehreren variierenden Faktoren wie Wind, Pistenzustand und Steuerführung abhängt. Deshalb kann eine verminderte Motorleistung in dieser Phase nicht als unfallursächlich gelten, sondern lediglich das Nicht-Erkennen des daraus resultierenden, ungenügenden Geschwindigkeitszuwachses. Es ist deshalb sinnvoll, auch den Beschleunigungsverlauf zu prüfen.

Vorliegend geschah diese Überprüfung nur punktuell in der Pistenmitte, wo das Abbruchkriterium gemäss der «70/50-Regel» nicht erfüllt war und der Startvorgang deshalb fortgesetzt wurde. Möglicherweise interpretierte der Pilot die «70/50-Regel» dahingehend, dass das Erreichen der Abhebegeschwindigkeit nun gesichert und ein Startabbruch nicht mehr möglich sei. Wie verschiedene Unfälle zeigen, kann auch nach einem «go» gemäss «70/50-Regel» ein Startabbruch durchaus noch sicherheitsbewusst sein.

Der vorausberechneten Startrollstrecke entsprechend erhöhte der Pilot 400 m nach der Pistenschwelle den Anstellwinkel des Flugzeugs (Rotation). Dabei lag dessen Geschwindigkeit noch unter der empfohlenen Rotationsgeschwindigkeit. Damit erzeugten die Flügel jetzt Auftrieb, damit unvermeidlich verbunden aber auch zunehmend induzierten Widerstand. Diese Bremswirkung trug neben der verminderten Motorleistung dazu bei, dass das Flugzeug nur ungenügend weiterbeschleunigte.

Kurz darauf, 445 m nach der Pistenschwelle und 90 m vor dem beobachteten Abhebeort, betrug die Geschwindigkeit 57 KIAS. Insgesamt blieb der Geschwindigkeitszuwachs damit deutlich hinter der Berechnung des Piloten zurück. Eine Fokussierung des Piloten auf den gemäss «70/50-Regel» gefällten Entscheid «go» oder auf die dem Flugzeugmuster eigene Tendenz zur Oszillation um die Querachse kann dazu beigetragen haben, dass er den Geschwindigkeitszuwachs nicht als ungenügend erkannte.

Bis zum Abheben unmittelbar vor der Pistenschwelle 06 erreichte das Flugzeug die publizierte Rotationsgeschwindigkeit gerade nicht mehr. Das Rotieren und Abheben des Flugzeugs unter dieser Geschwindigkeit war zwar möglich, führte aber zu einem Flugzustand mit stark erhöhtem induziertem Widerstand («*behind the power curve*») im Bodeneffekt.

Der Bodeneffekt kann in diesem Flugzustand auch mit normaler Motorleistung nicht nach oben verlassen werden, wie die zahlreichen vergleichbaren Zwischenfälle zeigen. Das Rotieren und Abheben des Flugzeugs bei zu geringer Geschwindigkeit war deshalb ursächlich für die Entstehung des Unfalls. Die verminderte Motorleistung hat zum Unfall beigetragen.

Schlussfolgerungen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Flugleistung des Flugzeugs beim Start nicht für einen Steigflug ausreichte, was den Piloten zu einer Notlandung ausserhalb des Flugplatzgeländes zwang.

Für die Entstehung des Unfalls ursächlich waren folgende Faktoren:

- das Nichterkennen des ungenügenden Geschwindigkeitszuwachses während der Rollphase des Startvorgangs;
- das Rotieren und Abheben des Flugzeuges bei zu geringer Geschwindigkeit.

Die verminderte Startleistung des Motors trug zur Entstehung des Unfalls bei.

Da nicht zu erwarten ist, dass weitere Untersuchungshandlungen zweckdienliche Erkenntnisse erbringen würden, schliesst die SUST die Untersuchung gestützt auf Art. 45 Abs. 1 der VSZV mit dem vorliegenden summarischen Bericht ab.