



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 SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2263 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Piper PA-38-112 Tomahawk, HB-PGU,

vom 5. Juni 2014

rund 300 m südwestlich des
Regionalflugplatzes Grenchen (LSZG)/SO

Causes

L'accident est dû à la performance de l'avion qui, en raison de la vitesse insuffisante au décollage, ne permettait pas la montée, contraignant ainsi l'équipage à exécuter un atterrissage d'urgence hors des limites de l'aérodrome.

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

- l'action sur la gouverne de profondeur pendant la phase de roulage lors du décollage ;
- le poids excessif de l'avion lors du décollage ;
- la méthode de contrôle de la progression de l'accélération pendant la phase de roulage ;
- la performance diminuée du moteur en raison de bougies d'allumage encrassées.

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 Sicherheitsuntersuchung. 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.

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) entspricht. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	PA-38-112 Tomahawk	HB-PGU		
Halter	Maximair AG, Flughafenstrasse 117, 2540 Grenchen			
Eigentümer	Maximair AG, Flughafenstrasse 117, 2540 Grenchen			
Fluglehrer	Schweizer Bürger, Jahrgang 1973			
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 17. Juni 2009			
Wesentliche Berechtigungen	Fluglehrer auf Flugzeugen (<i>flight instructor</i> – FI(A)), gültig bis 30. September 2015 Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge (<i>single engine piston</i> – SEP(<i>land</i>)), gültig bis 31. Mai 2015			
Flugstunden	insgesamt	1087:02 h	während der letzten 90 Tage	67:12 h
	auf dem Unfallmuster	427:39 h	während der letzten 90 Tage	49:33 h
Flugschüler	Schweizer Bürger, Jahrgang 1989			
Ausweis	Keinen			
Wesentliche Berechtigungen	Keine			
Flugstunden	insgesamt	21:39 h	während der letzten 90 Tage	13:34 h
	auf dem Unfallmuster	13:34 h	während der letzten 90 Tage	13:34 h
Ort	312 m südwestlich der Graspiste 25L des Regionalflugplatzes Grenchen (LSZG)			
Koordinaten	597 741 / 225 221 (Swiss Grid 1903)		Höhe	429 m/M
Datum und Zeit	5. Juni 2014, 16:10 Uhr			
Betriebsart	VFR, Schulung			
Flugphase	Start			
Unfallart	Notlandung			
Personenschaden				
Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	2	0	2	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	0	2	0
Schaden am Luftfahrzeug	Schwer beschädigt			
Drittsschaden	Geringer Landschaden			

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs sowie die Aussagen der Besatzungsmitglieder, des Flugverkehrsleiters und eines Augenzeugen verwendet. Zusätzlich standen Aufzeichnungen von Webcams zur Verfügung (vgl. Anlage 1).

1.1.2 Vorgeschichte

Die Besatzung der HB-PGU, einer Piper PA-38-112 Tomahawk, traf sich am 5. Juni 2014 um 14:30 Uhr auf dem Regionalflugplatz Grenchen zur Durchführung eines Ausbildungsfluges. Geplant war das Flugtraining auf Graspisten gemäss Lektion 2.3 des Lehrgangs der Flugschule Maximair AG zur Erlangung der Privatpilotenlizenz. Diese Lektion umfasst einen 45-minütigen Theorieteil zur Operation auf Graspisten und ein 20-minütiges Flugprogramm mit einem Startabbruch, zwei *touch-and-goes*, einem *go-around* und einer Landung mit Anhalten.

Die Vorflugbesprechung der Besatzung enthielt eine detaillierte Beschreibung der unterschiedlichen Startverfahren an der Wandtafel des Theorieraums durch den Fluglehrer (vgl. Kapitel 1.5.2.1). Im Anschluss an die Vorflugbesprechung begab sich die Besatzung zum Flugzeug. Der Flugschüler führte die Vorflugkontrolle durch. Der Treibstoffvorrat betrug dabei 10 Gallonen pro Flügeltank. Dies entsprach einer Höchstflugdauer ohne Reserven von rund drei Stunden, weshalb auf eine Betankung verzichtet wurde.

Die Inbetriebsetzung des Flugzeuges erfolgte gemäss Checkliste der Flugschule. Als die Besatzung nach dem Starten des Motors bereit war zum Rollen, führte ein im Weg stehendes Flugzeug zu einer kurzen Verzögerung, welche die Besatzung zur Repetition der für den bevorstehenden Start notwendigen Manipulationen nutzte.

Um 15:50 Uhr bat die Besatzung der HB-PGU die Flugverkehrsleitung um die Rollfreigabe zur Piste 25L. Die Flugverkehrsleitung erteilte zunächst die Freigabe, zum Rollhaltepunkt Delta zu rollen, und wies die Besatzung um 15:53 Uhr an, die Asphaltpiste 25 zu überqueren und zum Rollhaltepunkt *Uniform* zu rollen (vgl. Abbildung 1).

Am Rollhaltepunkt *Uniform* wurde von der Besatzung die Überprüfung des Triebwerks ohne Beanstandungen sowie die Kontrollen vor dem Start gemäss Checkliste ausgeführt. Anschliessend besprach sie erneut das anzuwendende Startverfahren und meldete der Flugverkehrsleitung schliesslich um 16:05 Uhr, dass sie bereit für einen Start mit anschliessender Platzrunde sei. Die Startfreigabe für Piste 25L wurde unmittelbar darauf erteilt, zusammen mit einer Windangabe von 5 Knoten aus 240 Grad.

Der Startvorgang verlief zunächst wie erwartet. Die Geschwindigkeitszunahme auf der trockenen Graspiste wurde vom Fluglehrer später als gut beschrieben. Im weiteren Verlauf beurteilte der Fluglehrer den Anstellwinkel des Flugzeuges jedoch als zu gross, was er zum Anlass nahm, noch vor dem Abheben die Kontrolle über das Flugzeug zu übernehmen und den Startvorgang wie im Lehrgang vorgesehen abubrechen. Das Flugzeug konnte er auf der verbleibenden Pistenlänge problemlos zum Stillstand bringen.

Die Flugverkehrsleitung beobachtete den Startabbruch und erteilte der Besatzung um 16:07 Uhr die Freigabe, auf der Asphaltpiste 25 zur Startposition zurückzurollen. Auf Wunsch des Fluglehrers fand das Zurückrollen zu Instruktionzwecken auf der Graspiste 25L statt.

1.1.3 Flugverlauf

Um 16:08 Uhr erteilte die Flugverkehrsleitung die Startfreigabe für einen erneuten Start auf Piste 25L, zusammen mit einer Windangabe von 6 Knoten aus 230 Grad. Um 16:10 Uhr erfolgte der zweite Startversuch. Dieser verlief gemäss den Angaben des Fluglehrers bis zum Abheben normal, bei einer anfänglichen Volllastdrehzahl von 2300 RPM und einer mit dem ersten Startversuch vergleichbaren Beschleunigung. Der Flugschüler gab an, querab des links der Piste befindlichen Windsacks eine Geschwindigkeitsanzeige von 45 Knoten abgelesen zu haben.

Das Abheben erfolgte kurz vor dem Pistenende auf Höhe des Rollwegs T. Nach dem Abheben versuchte der Flugschüler auf Anweisung des Fluglehrers, durch eine Reduktion des Anstellwinkels Geschwindigkeit aufzunehmen. Nachdem ihm dies nicht gelang, übernahm der Fluglehrer die Kontrolle über das Flugzeug und versuchte nun selbst, in Bodennähe Geschwindigkeit aufzunehmen. In dieser Phase nahm er die akustische Überziehwarnung (*stall warning*) wahr. Der Fluglehrer steuerte das Flugzeug dabei mit seiner rechten Hand und hielt seine linke Hand auf dem Betätigungshebel der auf Startstellung (21°) gesetzten Landeklappen bereit für deren Einfahren; der Flugschüler hielt das Steuer mit beiden Händen.

Die Kantonsstrasse, welche die Pistenachse in einem Abstand von rund 100 m zum Pistenende kreuzt, wurde in sehr geringer Höhe überflogen. Nachdem es dem Fluglehrer gelungen war, eine maximale Flughöhe von geschätzten fünf Metern zu erreichen, nahm er erneut das Ertönen der *stall warning* wahr.

In der Folge entschied sich der Fluglehrer, auf dem vor ihm liegenden Feld zu landen. Dazu liess er das Flugzeug ohne Reduktion der Triebwerksleistung zu Boden sinken und setzte die Landeklappen kurz vor dem Aufsetzen auf Landstellung (34°). Der Fluglehrer gab später zu Protokoll, vom Verhalten des Flugzeuges nach dem Abheben überrascht gewesen zu sein.

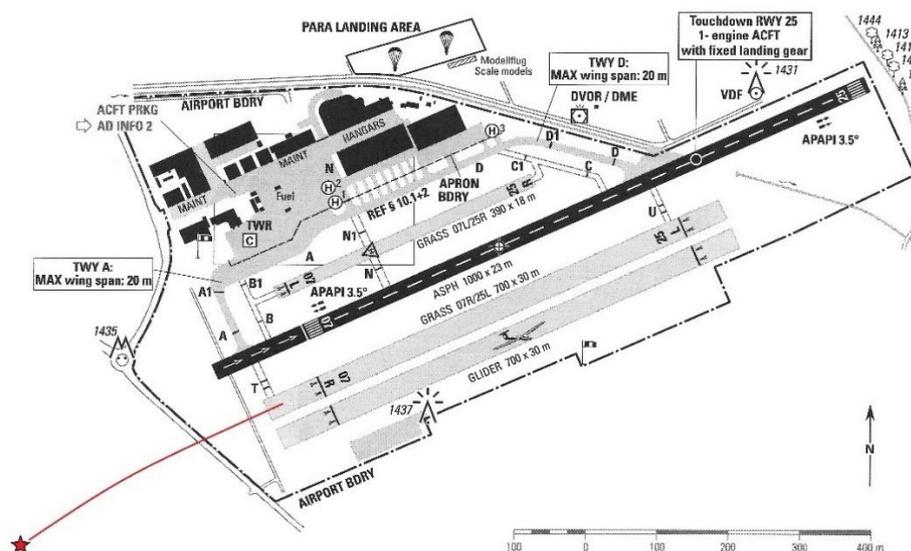


Abbildung 1: Pisten und Rollwege des Regionalflugplatzes Grenchen mit eingezeichnetem Flugweg und Endlage der HB-PGU

Im Verlauf der Landung schlugen zunächst der linke Flügel und die Flugzeugnase auf dem Boden auf. Das linke Hauptfahrwerksbein wurde dabei vom Rumpf abgetrennt. Das Flugzeug bewegte sich anschliessend rund 30 m weiter in Flugrichtung, drehte sich dabei um seine Hochachse nach links und kam schliesslich mit der Nase in Richtung Südosten zum Stillstand (vgl. Abbildung 2). Der Propeller wurde durch den Bodenkontakt zum Stillstand gebracht.

Nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, brachte die Besatzung den Benzinhahn in die Stellung „OFF“ und meldete dann der Flugverkehrsleitung um 16:11 Uhr, dass sie das Flugzeug unverletzt verlassen könne. Die Flugverkehrsleitung bestätigte den Empfang dieser Meldung und informierte die Besatzung darüber, dass die Feuerwehr bereits unterwegs sei. Anschliessend brachte die Besatzung auch den Hauptschalter in die Stellung „OFF“ und verliess das Flugzeug.

Die Besatzung blieb unverletzt. Das Flugzeug wurde schwer beschädigt. Es entstand geringfügiger Landschaftsschaden. Betriebsstoffe liefen nicht aus.



Abbildung 2: Endlage der HB-PGU 312 m südwestlich des Pistenendes 25L

1.1.4 Beobachtungen von Augenzeugen

Die Flugverkehrsleitung beobachtete den zweiten Startversuch. Die zwischen dem Taxiway N und dem *displaced threshold* der Hartbelagpiste erreichte Geschwindigkeit sei derart langsam gewesen, dass die Tower-Crew dadurch bereits in Alarmbereitschaft versetzt worden sei. Das Flugzeug habe auf Höhe des Taxiways T abgehoben und sei knapp über das hohe Gras am Ende der Piste sowie über die Strasse geflogen. Während des Fluges sei das Flugzeug deutlich instabil um die Längsachse gewesen.

Ein am Boden befindlicher Pilot, der am Flugbetrieb auf der südlich der Graspiste 25L gelegenen Segelfluggpiste teilnahm, beurteilte die anfängliche Beschleunigung der HB-PGU als normal. In der Pistenmitte sei das Bugfahrwerk ruckartig vom Boden hochgehoben und nach einigen Sekunden wieder abgesetzt worden. Die Besatzung habe danach versucht, weiter Geschwindigkeit aufzunehmen, und habe das Flugzeug unmittelbar vor der Pistenschwelle in die Luft gebracht. Das Flugzeug sei nicht fähig gewesen zu steigen und habe offenbar einige Male versucht, Geschwindigkeit aufzuholen.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz lag am Westrand einer flachen Hochdruckzone, die sich von Nordafrika über die Alpen bis ins Baltikum erstreckte.

1.2.2 Wetter am Ort des Unfalls

Es herrschte trockenes und sonniges Wetter mit Cirrenfeldern. Entlang der Jurakreuzen hielten sich ein bis zwei Achtel Schönwettercumuli. Der Wind wehte mit 5 Knoten aus Südwest bis Nordwest. Die Sicht betrug rund 30 Kilometer.

1.2.3 Flugplatzwettermeldung Grenchen

METAR LSZG 051350Z 27005KT 220V310 9999 FEW040 20/06 Q1015 NOSIG=

Ausgeschrieben bedeutet diese Flugplatzwettermeldung:

Am 5. Juni 2014 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 13:50 UTC die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Windrichtung	5 Knoten aus 270 Grad, variierend zwischen 220 und 310 Grad	
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr	
Bewölkung	1/8 bis 2/8 auf 4000 ft über Flugplatzhöhe	
Temperatur	20 °C	
Taupunkt	6 °C	
Luftdruck QNH	1015 hPa (Luftdruck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ¹ -Standardatmosphäre)	
Trend	Keine signifikante Änderung zu erwarten für die folgenden zwei Stunden	

1.2.4 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 247 Grad	Höhe: 50 Grad
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-PGU
Luftfahrzeugmuster	PA-38-112 Tomahawk
Hersteller	Piper Aircraft Corporation, USA
Charakteristik	Einmotoriges, zweisitziges Motorflugzeug in Metallbauweise, ausgeführt als freitragender Tief- decker mit T-förmigem Leitwerk und Festfahrwerk in Bugradanordnung

¹ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, internationale Zivilluftfahrtorganisation

Triebwerk	Lycoming O-235-L2C, luftgekühlter Vergasermotor mit vier Zylindern in Boxeranordnung Nennleistung: 112 PS bei 2600 RPM
Propeller	Sensenich 72CK-0-56, Zweiblatt-Festpropeller aus Metall
Maximale Abflugmasse	758 kg
Tankvolumen	Total 32 Gallonen, davon 30 Gallonen ausfliegbar
Treibstoff	100/130 <i>minimum grade aviation gasoline</i>
Lufttüchtigkeitsfolgezeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 23. Juli 2013, gültig bis am 10. August 2014
Betriebsstunden	Zelle: 7397:56 h TSN ² Triebwerk: 6700:09 h TSN, 1606:44 h TSO ³ Propeller: TSN unbekannt, 719:07 h TSO
Unterhalt	Letzte 100-h-Kontrolle am 10. Februar 2014 bei 7309:47 h TSN Letzte 50-h-Kontrolle am 1. April 2014 bei 7359:53 h TSN

1.3.2 Masse und Schwerpunkt

Die Abflugmasse der HB-PGU betrug 808 kg und lag damit 50 kg über der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) geltenden maximalen Abflugmasse von 758 kg. Der Schwerpunkt lag 196 cm hinter der Bezugslinie; die hintere Begrenzung liegt 199.4 cm hinter der Bezugslinie.

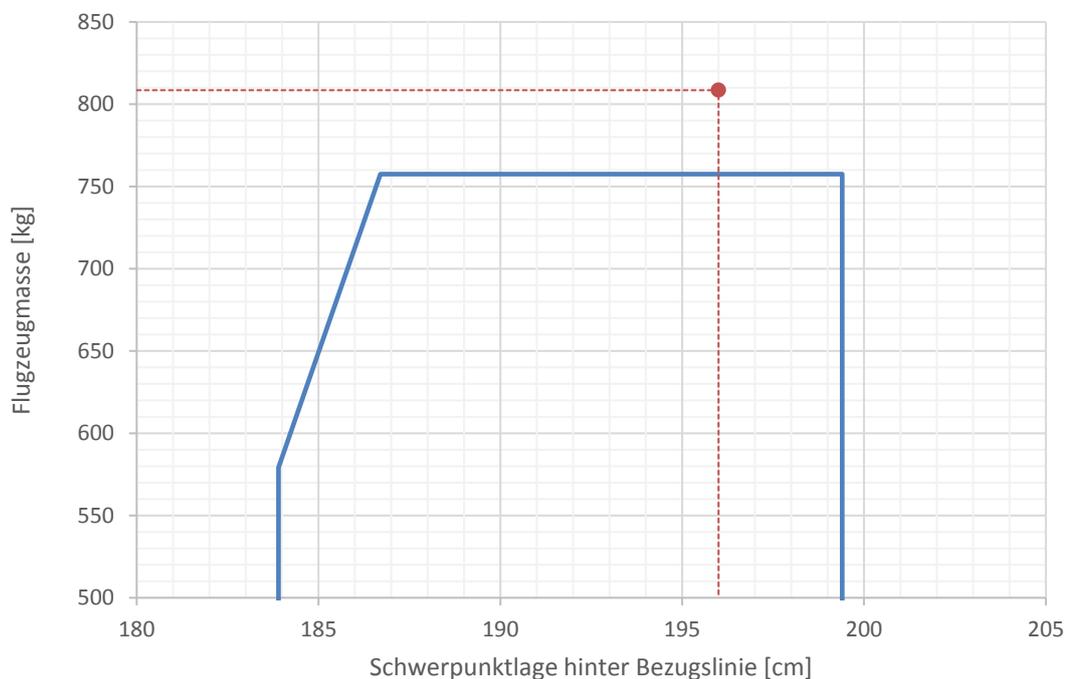


Abbildung 3: Zulässiger Bereich von Flugzeugmasse und Schwerpunktlage und deren Werte zum Zeitpunkt des Abfluges

² TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

³ TSO: *time since overhaul*, Betriebszeit seit Überholung

Die Abflugmasse von 808 kg wurde berechnet aus der letztmals am 3. Oktober 2013 durch Wägung ermittelten Leermasse des Flugzeuges von 565.6 kg, der Masse des nach dem Unfall aus den Tanks abgelassenen Treibstoffs von 54 kg, der Masse der Insassen von gemäss ihren eigenen Angaben 184 kg sowie geschätzten 5 kg Gepäck und Kleinmaterial.

1.3.3 Feststellungen am Wrack

Eine visuelle Überprüfung des Wracks auf der Unfallstelle ergab keine Hinweise auf vorbestehende Mängel oder Umstände, die zum Unfall beigetragen haben könnten. Eine Treibstoffprobe wurde zur Analyse entnommen. Die relevanten Bedienelemente im Cockpit wiesen folgende Positionen auf: Gashebel, Gemischregulierung und Vergaservorwärmung gesetzt für volle Leistung, Benzinwählschalter aus, Primerpumpe verriegelt, Landeklappen auf Landstellung, Höhenrudertrimmung leicht schwanzlastig, Parkbremse nicht gesetzt, alle elektrischen Schalter ausser dem Avionik-Hauptschalter aus.

Der automatische Notsender (*emergency locator transmitter* – ELT) des Flugzeuges wurde durch den Aufschlag nicht aktiviert. Der zugehörige Schalter der im Instrumentenbrett eingebauten Fernbedienung befand sich in der Stellung „ARM“. Der ELT wurde einer Überprüfung durch einen Fachbetrieb zugeführt.

Nach der Bergung wurde das Flugzeug in einem Hangar einer genaueren Überprüfung unterzogen. An den Steuerelementen des Flugzeuges konnten dabei keine Hinweise auf vorbestehende Mängel gefunden werden. Das Schadensbild des Propellers wies darauf hin, dass der Motor zum Zeitpunkt des Aufschlages Leistung abgegeben hatte. Die unteren Zündkerzen des Motors befanden sich in einem durch Bleiablagerungen stark verunreinigten, aber funktionstüchtigen Zustand.



Abbildung 4: Untere Zündkerzen des Motors

Zylinderkompression und Vorzündung befanden sich im zulässigen Bereich. Das Motorenöl und der Ölfilter wiesen keine Verunreinigungen auf. Der Motor wurde ausgebaut und der Überprüfung auf einem Motorenprüfstand zugeführt.

Das Benzinfiltergehäuse war voll und der Filter sauber. Aus den beiden Flügel-tanks konnte eine Benzinmenge von insgesamt 75 Litern abgelassen werden.

Die Auspuffanlage und die Airbox des Vergasers mussten aufgrund der durch den Unfall erlittenen Beschädigungen einer vertieften Überprüfung unterzogen werden. Diese Überprüfung ergab keine Hinweise auf vorbestehende Mängel.

1.3.4 Angaben zum Spark Plug Fouling

Die vorliegende Verschmutzung der Zündkerzen ist typisch für einen mit verbleitem Treibstoff betriebenen Motor der Baureihe O-235-L2C und ist als *spark plug fouling* bekannt. Ebenfalls typisch ist, dass davon vorwiegend die unteren Zündkerzen betroffen sind.

Eine Reinigung der Zündkerzen wurde jeweils anlässlich der im Intervall von 50 Betriebsstunden anfallenden Wartungsarbeiten durchgeführt. Die letzte 50-Stunden-Kontrolle wurde rund 38 Betriebsstunden vor dem Unfallflug durchgeführt.

Der Motorenhersteller hat Hinweise publiziert, wie *spark plug fouling* reduziert werden kann⁴. Diese Hinweise umfassen unter anderem das Setzen einer erhöhten Leerlaufdrehzahl durch den Piloten und ein Tausch der oberen gegen die unteren Zündkerzen in einem Intervall von 25 bis 50 Betriebsstunden.

1.4 Vertiefte Abklärungen

1.4.1 Motor

Mit dem Motor wurden Testläufe auf einem Motorenprüfstand durchgeführt. Der allgemeine Zustand und die Funktionstüchtigkeit des Motors wurden dabei als normal befunden.

Gegenüber dem Betrieb mit neuwertigen Zündkerzen zeigte sich beim Betrieb mit den beim Unfallflug verwendeten Zündkerzen eine Leistungseinbusse. Bei einer Drehzahl von 2300 RPM, wie sie bei gesetzter Startleistung und stillstehendem Flugzeug etwa zu erwarten ist (*static RPM*), betrug diese Leistungseinbusse 4 %. Die Leistungsentwicklung lag damit genau am unteren Ende der zulässigen Toleranz.

1.4.2 Treibstoff

Die auf der Unfallstelle aus einem Flügeltank entnommene Treibstoffprobe war klar und frei von ungelöstem Wasser oder festen Stoffen. Die Analyse im Labor ergab, dass der Treibstoff den geforderten Spezifikationen für AVGAS 100LL entsprach.

1.4.3 Notsender

Der im Flugzeug eingebaute ELT des Typs Artex ME 406 wurde im Verlauf der Landung nicht aktiviert. Eine nach dem Unfall durchgeführte Überprüfung des Notsenders, die sowohl die automatische Auslösevorrichtung als auch die Signalstärke umfasste, verlief jedoch beanstandungslos.

1.5 Relevante Verfahrensvorgaben

1.5.1 Vorgaben des Flugzeugherstellers

Das AFM für die PA-38-112 unterscheidet zwischen fünf verschiedenen Startverfahren (vgl. Anlage 2). Das von der Flugbesatzung gewählte Startverfahren „*soft field, obstacle clearance*“ enthält die Anweisung zum Abheben bei niedrigstmöglicher Geschwindigkeit und wird darin wie folgt beschrieben:

„Lower the flaps one notch. Apply power with brakes released. Ease back on the control wheel just enough to raise the nose wheel from the ground as soon as possible, and lift off at the lowest possible airspeed. Accelerate just above the ground to the best angle of climb speed, 61 KIAS⁵, to climb past the obstacle. After

⁴ Textron Lycoming Service Letter L192

⁵ KIAS: *knots indicated air speed*, angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten

obstacle clearance, accelerate to the best rate of climb speed, 70 KIAS, and slowly retract the flaps and continue to climb.”

Des Weiteren wird für die bei stillstehendem Flugzeug zu erwartende Vollastdrehzahl (*static RPM*) ein zulässiger Bereich von 2200 RPM bis 2350 RPM angegeben.

1.5.2 Vorgaben der Flugschule

1.5.2.1 Startverfahren

Das für den bevorstehenden Flug vorgesehene Startverfahren wurde von der Flugbesatzung im Rahmen ihres Briefings besprochen und vom Fluglehrer an der Wandtafel illustriert. Diese Illustration entsprach dem Startverfahren „*soft field departure*“ auf der Checkliste der Flugschule und zeigte den Steigflug über die Hindernisse mit bereits eingefahrenen Landeklappen und 61 KIAS. Dieselbe Checkliste enthält die Herstellervorgabe „*lift off at lowest possible airspeed*“ in unveränderter Form, ergänzt diese aber mit dem Hinweis, dass das Abheben bei ca. 53 KIAS zu erwarten sei (vgl. Anlage 3).

Auf der Wandtafel fanden sich des Weiteren die Instruktionen, dass für die Startstreckenberechnung ein Faktor von 1.3 zu berücksichtigen sei, und dass ein Start abgebrochen werden müsse, falls nach 50 % der verfügbaren Pistenlänge nicht 80 % der Startgeschwindigkeit erreicht werden könnten.

Eine Zusammenstellung von *standard operating procedures* der Flugschule enthält eine gegenüber der Herstellervorgabe erhöhte minimale *static RPM* von 2300 RPM. Der Startvorgang für die PA-38-112 wird in dieser Zusammenstellung wie folgt beschrieben: „*PWR: min 2300 RPM – V lift-off 55 kt – positive rate – flaps 21° TO 0° (short or soft field) – Vx 61 kt.*“

1.5.2.2 Betankung

In Bezug auf die Betankung ihrer Flugzeuge erliess die Flugschule folgende Vorschrift: „[...] *Die Flugzeuge werden jeweils unmittelbar nach dem Flug von jedem Piloten persönlich ‚FILLER NECK‘ getankt. Das Benzin ist im AIS⁶ [...] zu bezahlen [...].*“ Die Angabe *filler neck* bezeichnet dabei ein Blech, das mit Blick in den geöffneten Flügeltank sichtbar wird und eine Abschätzung dessen Füllstandes zulässt. Liegt der Spiegel des Treibstoffs dabei auf derselben Höhe wie der *filler neck*, enthält der Tank eine genau bezeichnete Menge Treibstoff, im vorliegenden Fall 10 Gallonen.

Die Checkliste der Flugschule enthält einen Hinweis auf die durch Anwendung dieser Betankungsvorschrift beschränkte Zuladung des Flugzeuges (vgl. Anlage 3).

1.6 Startstreckenberechnung

Eine gemäss AFM (*section 5 – 16*) durchgeführte Startstreckenberechnung für ein Flugzeug mit maximalem Abfluggewicht und Landeklappen auf Startstellung ergibt unter Berücksichtigung der zum Unfallzeitpunkt herrschenden Wetterbedingungen eine Startrollstrecke (*ground roll*) von 317 m und eine Startstrecke über ein Hindernis von 50 ft (*takeoff distance*) von 530 m.

Berechnungen gemäss AFM basieren auf der Annahme einer befestigten Piste und einer Rotationsgeschwindigkeit von 53 KIAS. Zum Einfluss einer unbefestigten Piste oder einer Rotation unter 53 KIAS enthält das AFM keine Angaben.

⁶ AIS: *Aeronautical Information Services*

Die von der Besatzung vorgelegte Startstreckenberechnung enthielt Angaben für Starts mit eingefahrenen Landeklappen. Gemäss diesen Aufzeichnungen rechnete die Besatzung, unter Berücksichtigung des vom Fluglehrer instruierten Zuschlags von 30 %, mit einem *ground roll* von maximal 425 m und einer *takeoff distance* von maximal 758 m.

Die für einen Start auf der Graspiste 25L verfügbare Pistenlänge wird im VFR-Manual der Schweiz mit 618 m angegeben. Eine Kantonsstrasse kreuzt die Pistenachse rund 100 m nach dem Pistenende (vgl. Abbildung 1).

1.7 Spezielle Eigenschaften des Baumusters PA-38-112

Das Flugzeug PA-38-112 Tomahawk wurde speziell für den Betrieb in Flugschulen konstruiert. Berücksichtigt wurde dabei der Wunsch von zu diesem Zweck befragten Fluglehrern nach Schulflugzeugen, mit denen die Flugzustände des Überziehens (*stall*) und des Trudelns (*spin*) im Gegensatz zu den am häufigsten in Flugschulen eingesetzten Flugzeugen C150 und C152 einfach instruiert werden konnten. Die Auslegung des Flugzeuges und die Wahl des Flügelprofils NASA GA(W)-1 (vgl. auch Kapitel 1.8.6) trugen diesem Wunsch Rechnung. Die Markteinführung erfolgte 1978.

Das *stall*- und *spin*-Verhalten dieses Baumusters war aufgrund seiner Auslegung lebhaft und führte zu einer *airworthiness directive*⁷ (AD), welche die Installation zusätzlicher *stall strips* an den Flügeln zur Verbesserung der *stall*-Charakteristik vorschrieb. Trotzdem wies die PA-38-112 eine gegenüber dem Vergleichsmodell C150/152 signifikant höhere Rate an *stall*- und *spin*-bezogenen Unfällen auf, weshalb das NTSB⁸ im Jahr 1997 eine *safety recommendation*⁹ publizierte. Darin wurde zunächst Folgendes festgehalten:

„Using lower- and upper-bound estimates of flight hours, the PA-38-112 accident rate ranged from 0.336 to 0.751 fatal stall/spin accidents per 100,000 flight hours, compared to 0.098 to 0.134 for the 150/152. The Board concludes that the PA-38 has been more likely to be involved in these kinds of accidents than the 150/152.“

Das NTSB zitierte in dieser *safety recommendation* die Aussage eines dazu befragten ehemaligen Testpiloten: *„The airplanes were very unpredictable in a stall. Each airplane did not perform stalls the same from one flight to the other.“* Zudem habe der zur Zeit der Zertifizierung amtierende Chefpilot anlässlich seiner Befragung durch das NTSB ausgesagt, dass die per AD geforderte Installation zusätzlicher *stall strips* nicht zur gewünschten Verbesserung der *stall*-Charakteristik geführt habe.

Des Weiteren ergaben sich Hinweise darauf, dass Flugzeuge aus der Serienproduktion andere *stall*-Eigenschaften aufweisen könnten als das Vorserienmodell, das für die mittlerweile rund 20 Jahre zurückliegende Zertifizierung des Flugzeuges durch die FAA¹⁰ verwendet worden war. Das NTSB hielt deshalb fest:

“The Safety Board is concerned that production PA-38-112s may have stall characteristics different from those documented on the single pre-production airplane used during the original certification program. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should expand the upcoming certification flight test program to include a minimum of two test airplanes, and should document any changes necessary to bring these test airplanes into conformance with the type certificate.“

⁷ *airworthiness directive* – AD no. 83-14-08

⁸ NTSB: *National Transportation Safety Board*

⁹ *safety recommendation* no. A-97-41 bis -45

¹⁰ FAA: *Federal Aviation Administration*

Des Weiteren zitierte das NTSB ein Flugtestprogramm, das bereits 1979 nach einem Unfall in Schweden von der damals zuständigen Behörde¹¹ zur Untersuchung der *stall- und spin*-Charakteristik des Baumusters PA-38-112 mit zwei Flugzeugen durchgeführt worden war. Aus diesem ging hervor, dass die getesteten Flugzeuge in zweifacher Hinsicht nicht die Zertifizierungsnormen¹² erfüllten. Zum einen reagierten die Testflugzeuge auf einen *wings level stall* nicht mit der geforderten Reduzierung des Anstellwinkels, sondern mit unruhigen Fluglageänderungen um die Längsachse bei gleichbleibendem Anstellwinkel, zum anderen erfolgte das Ansprechen der *stall warning* später als gefordert.

Das NTSB empfahl der FAA in seiner *safety recommendation* aus den genannten Gründen schliesslich die Durchführung eines eigenen Flugtestprogramms, ebenfalls mit zwei Flugzeugen.

Eine weitere Eigenart des Baumusters PA-38-112 stellt das T-förmige Leitwerk dar. Dabei liegt das Höhenleitwerk bei normalen Geschwindigkeiten in ungestörter Luft über dem Luftschraubenstrahl (*slipstream*). Am Boden ist eine Entlastung des Bugfahrwerks, wie dies in den *soft-field*-Startverfahren vorgesehen ist, aus demselben Grund bei niedrigen Geschwindigkeiten schlecht möglich. Eine spürbare Wirksamkeit des Höhensteuers setzt erst bei zunehmender Geschwindigkeit ein; bleibt das Höhensteuer dann wie zuvor stark gezogen, senkt sich das Höhenleitwerk in den *slipstream* ab, wodurch sich seine Wirkung markant verstärkt.

1.8 Relevante theoretische Grundlagen

1.8.1 Luftwiderstand und Leistungsbedarf

Die Abhängigkeit des Luftwiderstands eines Flugzeuges von dessen Geschwindigkeit geht aus Abbildung 5 hervor. Da der Luftwiderstand durch den Schub des Triebwerks ausgeglichen werden muss, stellt diese Kurve gleichzeitig den für unbeschleunigten Horizontalflug erforderlichen Schub bzw. die benötigte Triebwerkleistung (*power required*) dar.

Die starke Erhöhung des Luftwiderstandes bei tiefen Geschwindigkeiten ist auf die Bildung von Randwirbeln an den Flügelspitzen zurückzuführen. Dieser als induzierter Widerstand bekannte Anteil am gesamten Luftwiderstand entsteht durch die Auftriebserzeugung. Während eines Startvorgangs beginnt die Bildung des induzierten Widerstands deshalb, sobald der Flügel durch eine Vergrösserung des Anstellwinkels zur Auftriebserzeugung genutzt wird. Ein Flug in diesem Geschwindigkeitsbereich erfordert zur Geschwindigkeitsreduktion eine Leistungserhöhung (*region of reversed command*).

Die verfügbare Triebwerkleistung (*maximum power available*) nimmt bei abnehmender Geschwindigkeit ab. Bei Flugzeugen, die mit einem Propeller fixer Steigung ausgerüstet sind, fällt diese Abnahme besonders stark aus. Eine Beschleunigung oder ein Steigflug sind nur möglich, wenn die verfügbare Triebwerkleistung grösser als die benötigte Triebwerkleistung ist. Bei tiefen Geschwindigkeiten wird diese Differenz (*excess power*) rasch ungenügend oder sogar negativ.

¹¹ National Aeronautics Board Investigation Commission of Sweden

¹² 14 CFR Part 23, 201 *wings level stall* sowie 207 *stall warning*

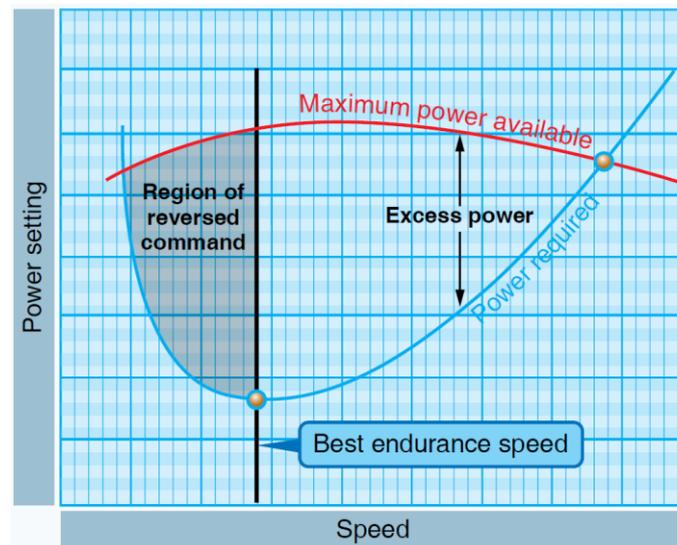


Abbildung 5: Verfügbare und benötigte Triebwerkleistung in Abhängigkeit von der Geschwindigkeit. Die Differenz (*excess power*) ist ein Mass für die verfügbare Steigleistung (*rate of climb – ROC*). Abbildung aus dem *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*.¹³

1.8.2 Einfluss des Bodeneffekts

Durch den Bodeneffekt werden der induzierte Widerstand und damit die für den Flug benötigte Triebwerkleistung reduziert. Gleichzeitig wird der Auftriebskoeffizient erhöht, was einer Reduktion des *stall speed* gleichkommt. Das Verlassen des Bodeneffekts ist deshalb immer mit einem ansteigenden Luftwiderstand und einer ansteigenden *stall speed* verbunden.

Ein Flugzeug kann infolge des Bodeneffekts deutlich unterhalb der gemäss AFM empfohlenen Rotationsgeschwindigkeit vom Boden abgehoben werden. Zum Verlassen des Bodeneffekts muss das Flugzeug dann aber mit reduziertem Schub und bereits erhöhtem Luftwiderstand gegen einen noch weiter ansteigenden Luftwiderstand beschleunigt werden, sodass die Startleistungen wesentlich schlechter ausfallen, als gemäss AFM zu erwarten wäre. Im Extremfall wird es unmöglich, den Bodeneffekt zu verlassen. Im *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* der FAA wird dies wie folgt beschrieben:

"If during a soft-field takeoff and climb, for example, the pilot attempts to climb out of ground effect without first attaining normal climb pitch attitude and airspeed, the airplane may inadvertently enter the region of reversed command at a dangerously low altitude. Even with full power, the airplane may be incapable of climbing or even maintaining altitude. The pilot's only recourse in this situation is to lower the pitch attitude in order to increase airspeed, which inevitably results in a loss of altitude."

Der Einfluss des Bodeneffekts hängt von der Höhe des Tragflügels über Grund und dessen Spannweite ab. Auf einer Höhe, die 10 % der Flügelspannweite entspricht, bewirkt der Bodeneffekt eine Reduktion des induzierten Widerstandes um 50 %. Auf einer Höhe, die 50 % der Flügelspannweite entspricht, bewirkt der Bodeneffekt noch eine Reduktion des induzierten Widerstandes um 10 %. Tiefdecker sind vom Einfluss des Bodeneffekts deshalb stärker betroffen als Hochdecker.

¹³ Das *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge* wird von der FAA publiziert und kann als pdf-Datei kostenlos von www.faa.gov heruntergeladen werden.

1.8.3 Einfluss der Abflugmasse

Eine Erhöhung der Abflugmasse hat nicht nur ein vermindertes Beschleunigungsvermögen zur Folge, sondern auch eine Erhöhung der für den Flug minimal erforderlichen Triebwerkleistung und eine Erhöhung der *stall speed*.

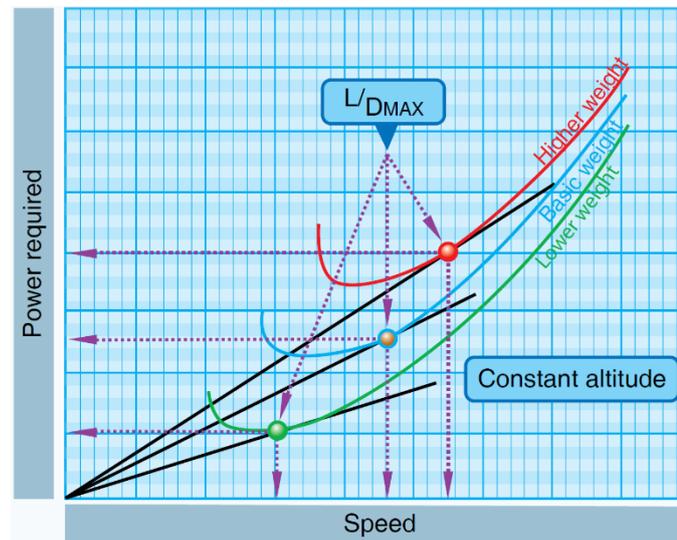


Abbildung 6: Einfluss der Abflugmasse auf die benötigte Motorleistung (*power required*), *stall speed* (linkes Ende der Kurven) und Geschwindigkeit für bestmögliches Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand (*L/D max*) Abbildung aus dem *Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge*.

1.8.4 Rollwiderstand auf Graspisten

Der Rollwiderstand auf Graspisten vergrößert die gemäss AFM zu erwartende Startrollstrecke. Die Vergrößerung hängt vom Pistenzustand und vom Anpressdruck der Räder auf dem Gras ab. Bei einer trockenen Graspiste in gutem Zustand ist eine Vergrößerung von rund 20 % zu erwarten.

Der Anpressdruck der Räder wird durch die Steuertechnik des Piloten beeinflusst. Mit Hilfe des Höhensteuers kann der Anpressdruck des Bugrades auf null gesenkt oder stark erhöht werden, weshalb der korrekten Führung des Höhensteuers bei Starts auf Graspisten grosse Bedeutung zukommt.

Das Hauptfahrwerk kann durch eine Erhöhung des Anstellwinkels in den auftriebs-erzeugenden Bereich ebenfalls entlastet werden. Dies ist jedoch verbunden mit der Erzeugung induzierten Widerstandes (vgl. Kapitel 1.8.1). Der für bestmöglichen Beschleunigungsfortschritt zu wählende Anstellwinkel hängt damit vom Pistenzustand ab und der hierfür erforderliche Höhenruderausschlag von der Geschwindigkeit. Wird der Anstellwinkel zu gross gewählt, kann der Beschleunigungsfortschritt infolge überhöhten induzierten Widerstandes gänzlich zum Erliegen kommen.

1.8.5 Wirkung der Landeklappen beim Start

Mit dem Ausfahren von Landeklappen werden sowohl der Auftrieb als auch der Widerstand des Flügels erhöht. Die auftriebserzeugende Wirkung kann beim Start zur Verkürzung der Startrollstrecke eingesetzt werden. Die damit verbundene widerstandserzeugende Wirkung verschlechtert jedoch die Steigleistung nach dem Start.

Bei Landeklappen, die wie bei der PA-38-112 als einfache Wölbklappen ausgeführt sind, überwiegt der auftriebserzeugende Effekt bis zu einem Ausfahrwinkel von

rund 15° . Werte darüber ergeben nur noch eine geringe Erhöhung des Auftriebes, dafür eine deutliche Erhöhung des Widerstandes.

1.8.6 Hystereseffekte zwischen Überziehen und Nachdrücken

Die Abhängigkeit des Auftriebs- und Luftwiderstandsbeiwertes vom Anstellwinkel (*angle of attack* – AOA) weist einen Hystereseffekt auf. Eine im Jahr 2008 hierzu vorgestellte Studie¹⁴ wurde anhand des Flügelprofils NASA GA(W)-1 durchgeführt, das auch für das Baumuster PA-38-112 Verwendung fand. Die Abhängigkeit des Auftriebs- und Luftwiderstandsbeiwertes vom Anstellwinkel wurde dabei experimentell ermittelt (vgl. Abbildung 7).

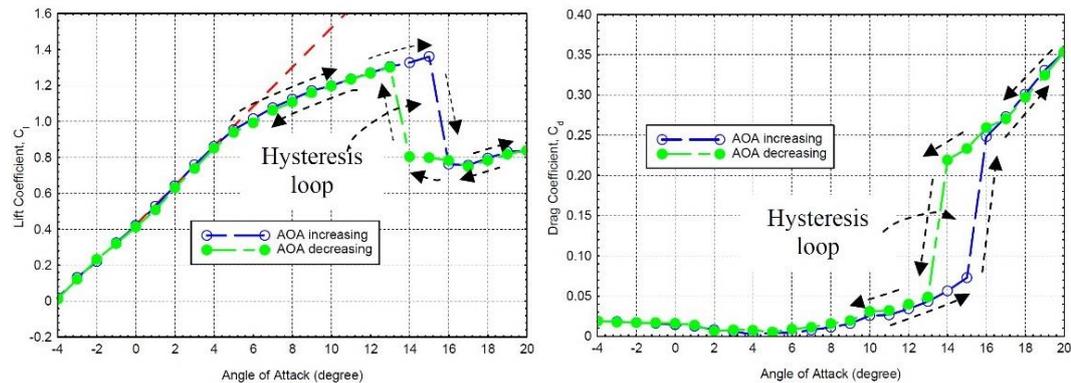


Abbildung 7: Abhängigkeit des Auftriebsbeiwertes (*lift coefficient*, links) und des Luftwiderstandsbeiwertes (*drag coefficient*, rechts) vom Anstellwinkel (AOA). Abbildung aus erwähnter Studie.

Bei einer Erhöhung des Anstellwinkels bleibt die Strömung entsprechend dem ansteigenden Ast der Hysterese-Schleife bis zu einem Anstellwinkel von rund 15° in der Lage, der Flügeloberseite zu folgen und Auftrieb zu liefern. Eine weitere Erhöhung des Anstellwinkels bewirkt einen schlagartigen Auftriebsverlust bei gleichzeitig stark wachsendem Widerstand. Um diesen Vorgang rückgängig zu machen, muss der Anstellwinkel entsprechend dem absteigenden Ast bis auf rund 13° reduziert werden. Dazwischen sind für einen gegebenen Anstellwinkel von beispielsweise 14° zwei verschiedenartige Strömungsmuster möglich, womit die Strömung ein Erinnerungsvermögen aufzuweisen scheint (vgl. Abbildung 8).

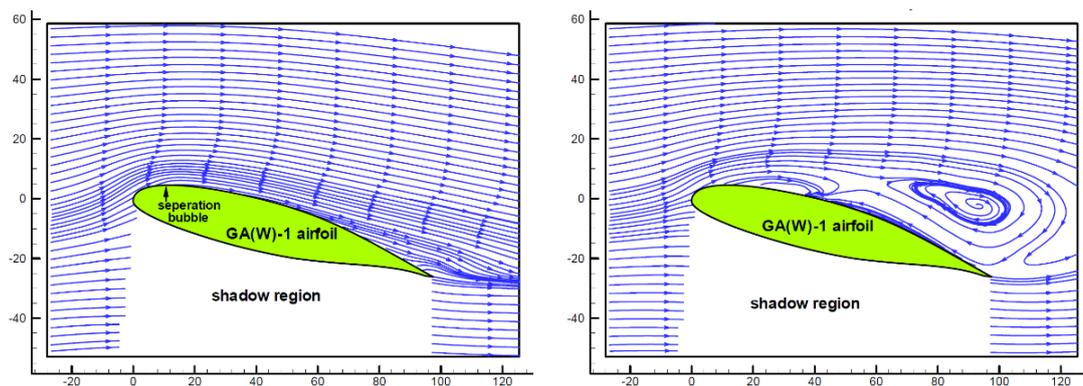


Abbildung 8: Stromlinien nach einer Vergrößerung des Anstellwinkels auf 14° (links) und nach einer Verkleinerung des Anstellwinkels auf 14° (rechts). Abbildung aus erwähnter Studie.

¹⁴ "An Experimental Investigation on Aerodynamic Hysteresis of a Low-Reynolds Number Airfoil". Hui Hu, Iowa State University. 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 2008

1.8.7 Steuerbarkeit und Stabilität bei niedrigen Geschwindigkeiten

Ein Flug mit niedriger Geschwindigkeit ist verbunden mit einer Verschlechterung sowohl der Steuerbarkeit als auch der Stabilität des Flugzeuges. Bei einmotorigen Propellerflugzeugen fallen dabei insbesondere Effekte ins Gewicht, die sich aus der Asymmetrie des Antriebes und des *propeller slipstream* ergeben. Der Einfluss dieser Effekte wird verstärkt durch hohe Anstellwinkel, hohe Motorleistung und hintere Schwerpunktlagen.

1.9 Vergleichbare Vorfälle

Die Datenbank des NTSB enthält eine Reihe vergleichbarer Vorfälle mit Flugzeugen des Baumusters PA-38-112 Tomahawk. Im Folgenden findet sich eine Auswahl dieser vergleichbaren Vorfälle in gekürzter Form. Wie im vorliegenden Fall befand sich in allen Fällen dieser Zusammenstellung ein Fluglehrer (*certified flight instructor* – CFI) mit an Bord.

N26093, 19. Januar 1982 in Grand Rapids, MI: “[...] *The mishap occurred while the pilot was demonstrating a short field takeoff [...] The inspector reported that the plane lifted off prematurely, then settled back onto the runway after a very short time [...]*”

N2444N, 21. April 1983 in Middleton, WI: “[...] *The student did not release enough back pressure or use enough right rudder after the aircraft became airborne. The aircraft drifted left and was going to stall. The instructor took over and landed the aircraft [...]*”

N24802, 12. Juni 1983 in Strongsville, OH: “[...] *The instructor pilot who was doing a demonstration flight stated that 'the aircraft rotated to a normal climb attitude but did not climb out of ground effect'. After electing to abort the takeoff insufficient runway remained to stop [...]*”

N2426P, 28. Juli 1984 in Nahunta, GA: “[...] *The instructor (CFI) told him to make a short field takeoff [...] As the aircraft was rotated, the stall warning horn sounded [...]. The CFI took control & tried to recover from the stall [...] came to rest about 300 yards past the end of the runway.*”

N2572C, 31. März 1986 in Wauseon, OH: “*The CFI thought that the sod strip was too soft for the student to make the takeoff so he took the controls. The aircraft was unable to gain proper airspeed or altitude and landed in a plowed field off the departure end of the sod strip used for takeoff.*”

N2444N, 26. Juli 1986 in Middleton, WI: “[...] *The CFI reported that during a subsequent soft field takeoff, acceleration seemed a little slow, and after lift-off, the aircraft seemed to stop accelerating altogether. Reportedly, the stall warning system beeped a few times and the aircraft subsequently struck uneven terrain (a road) and crashed [...]*”

N91356, 5. August 1986 in Grove City, PA: “*The instructor pilot (CFI) reported that shortly after takeoff, after climbing out of ground effect, the aircraft seemed to level off & stop climbing. He took control [...] The stall warning sounded [...] The aircraft began descending & subsequently hit trees & crash landed [...]*”

N938SC, 4. September 1986 in Palmetto, FL: “*The CFI was demonstrating a simulated short field takeoff on a grass airstrip to his student [...] After lift-off, he was unable to climb out of ground effect. The aircraft collided with a fence at the end of the runway.*”

N2355N, 29. Juli 1987 in Benton, KS: “*While practicing soft field takeoffs, student pilot with CFI over rotated aircraft causing premature flight before attaining vx*

airspeed. CFI attempted to correct the situation, but aircraft settled in uncontrolled descent beyond the airport boundary [...]"

N2516E, 18. September 1990 in Watsonville, CA: "[...] Rough field takeoff [...] The CFI said he pushed the yoke forward in hopes of 'coaxing' some acceleration, but the aircraft's speed remained at about 55 knots and the aircraft would not accelerate or climb [...] The aircraft remained about 10 feet above the surface and felt overweight, underpowered and sluggish [...] The CFI hoped to get the aircraft to accelerate [...] However, the aircraft hit a bush or low tree [...]"

N25109, 13. November 1990 in Fort Pierce, FL: "[...] The aircraft remained in ground effect and about 3/4 down the runway, had not accelerated enough to climb [...] The CFI took control [...] The aircraft then crashed [...]"

N2353L, 21 August 1992 in Lincoln, IL: "[...] A designated pilot examiner (DPE) was administering a private pilot flight test [...] He requested the student pilot demonstrate a short field takeoff. According to the DPE, as the airplane proceeded down the runway it became apparent that the airplane was behind the power curve. He was about to pull the power when the airplane became airborne and made a turn to the left. The left wing hit corn at the side of the runway [...]"

N2472N, 3. April 1999 in Lincoln Univ., PA: "[...] The student pilot [...] abruptly pulled back on the yoke [...] 20 feet above the runway, the stall warning horn began to sound, and the airplane became 'mushy' [...] The CFI took over the controls. The airplane then impacted the ground, about 150 yards from the end of the runway, nose first."

N23475, 22. Juli 2001 in Tracy, MN: "[...] The instructor pilot said the student held back pressure during the initial takeoff to get the nose wheel off of the runway [...] The student pilot started to get the main gear off the runway, but the airspeed was still low. The instructor pilot said he allowed the student pilot to increase back pressure on the yoke [...] This stalled the airplane [...] The airplane hit the ground [...]"

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Die Untersuchung ergab keine Hinweise auf vorbestehende Mängel, die den Unfall verursacht haben könnten.

Die Leistung des Motors war durch die Verschmutzung der unteren Zündkerzen beeinträchtigt. Deshalb befand sie sich gemäss den Messungen auf einem Motorenprüfstand am unteren Ende der zulässigen Toleranz, rund 4 % unter der mit neuwertigen Zündkerzen ermittelten Leistung. Eine Leistungsreduktion in dieser Grössenordnung bedeutet für den normalen Flugbetrieb keine wesentliche Verschlechterung, kann aber dann bedeutungsvoll werden, wenn die Differenz zwischen verfügbarer und erforderlicher Leistung wie im vorliegenden Fall sehr klein wird (vgl. Abbildung 5). Die durch die Verschmutzung der Zündkerzen bedingte Leistungseinbusse hat deshalb zur Entstehung des vorliegenden Unfalls beigetragen.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Beladung des Flugzeuges

Das Flugzeug war zum Zeitpunkt des Starts überladen. Dies hat nicht nur die Startrollstrecke, sondern auch die nach dem Start erforderliche Geschwindigkeit und Motorenleistung erhöht (vgl. Abbildung 6) und damit zum vorliegenden Unfall beigetragen.

Die Vorgabe der Flugschule, das Flugzeug jeweils nach dem Flugbetrieb mit 20 Gallonen Treibstoff zu betanken, war für die Besatzung nicht zweckmässig, da diese Treibstoffmenge grösser war als für den Flug erforderlich und eine Zuladung von nur noch 138 kg für Insassen und Gepäck zuliess.

2.2.2 Verfahrensvorgaben und deren Umsetzung

Die Verfahrensvorgabe des Flugzeugherstellers für das Startverfahren „*soft field, obstacle clearance*“ sieht nicht nur eine Entlastung des Bugfahrwerks vor, sondern darüber hinaus dessen frühestmögliches Abheben („*lift off nose gear as soon as possible*“). Diese Verfahrensvorgabe kann zusammen mit der speziellen Eigenschaft des T-Leitwerks sowie einer allfälligen Bodenunebenheit dazu beigetragen haben, dass das Abheben des Bugfahrwerks in der Pistenmitte bei zu tiefer Geschwindigkeit und wie vom Augenzeugen beobachtet ruckartig erfolgte.

Ein zu frühes und zu deutliches Abheben des Bugfahrwerks vom Boden hat einen zu grossen und damit übermässig widerstandserzeugenden Anstellwinkel zur Folge (vgl. Kapitel 1.8.4). Dies muss als Ursache für die ungewöhnlich grosse Startrollstrecke betrachtet werden. Die detaillierte Beschreibung der Verfahrensvorgabe „*lift off nose gear as soon as possible*“ des Flugzeugherstellers trägt diesem Umstand jedoch Rechnung mit der Formulierung „*ease back on the control wheel just enough to raise the nose wheel from the ground as soon as possible*“. Zur Entstehung des Unfalls beigetragen hat deshalb eine ungeeignete Führung des Höhensteuers während der Rollphase des Starts.

Die Verfahrensvorgabe des Flugzeugherstellers sieht ferner vor, das Abheben des Flugzeuges bei tiefstmöglicher Geschwindigkeit herbeizuführen („*lift off at lowest possible airspeed*“). Das kurz vor dem Pistenende erzwungene Abheben des Flugzeuges vom Boden war ursächlich für die Entstehung des Unfalls; nach dem Abheben bestand für die Besatzung kaum mehr eine Chance, aus dem Bereich des Bodeneffekts zu steigen.

Zum Umstand, dass der Bereich des Bodeneffekts nicht verlassen werden konnte, haben zusätzlich Faktoren beigetragen, die den Gesamtwiderstand des Flugzeuges erhöhten oder die Motorleistung verminderten. Auf der widerstandserhöhenden Seite sind neben dem induzierten Widerstand die auf 21° gesetzten Landeklappen zu nennen; auf diesen Winkel ausgefahrene Landeklappen sind für einen Steigflug oder eine Beschleunigung hinderlich (vgl. Kapitel 1.8.5), weshalb die Verfahrensvorgabe der Flugschule in Abweichung zu derjenigen des Flugzeugherstellers vorsieht, die Landeklappen vor dem Verlassen des Bodeneffekts einzufahren. Auf der leistungsmindernden Seite ist neben der durch verschmutzte Zündkerzen bedingten Leistungseinbusse die durch reduzierte Fluggeschwindigkeit bedingte Leistungseinbusse zu nennen (vgl. Kapitel 1.8.1). Durch die Position seiner linken Hand auf dem Betätigungshebel der Landeklappen konnte der Fluglehrer zudem nicht sicherstellen, dass der Gashebel in der Vollgasstellung verblieb.

2.2.3 Entschlussfassungen

Das Szenario eines Startabbruchs infolge eines ungenügenden Beschleunigungsfortschritts hatte die Besatzung in ihrem Briefing besprochen. Trotz des offensichtlich ungenügenden Geschwindigkeitszuwachses entschloss sie sich aber nicht dazu, den Start abubrechen.

Als Entscheidungsgrundlage diente der Besatzung die 50/80-Regel des Fluglehrers, wonach ein Start abubrechen sei, falls nach 50 % der Pistenlänge nicht 80 % der Startgeschwindigkeit erreicht würden. Die Angabe einer Startgeschwindigkeit für „*soft field departures*“ von 53 Knoten als Ergänzung zur Herstellervorgabe durch die Flugschule (vgl. Anlage 3) ermöglichte die Anwendung dieser Regel. Die Aussage des Flugschülers, querab des links der Piste befindlichen Windsacks eine Geschwindigkeitsanzeige von 45 Knoten abgelesen zu haben, deutet darauf hin, dass die Fortsetzung des Startvorgangs ab der Pistenmitte im Einklang mit der 50/80-Regel des Fluglehrers erfolgte.

Der anfängliche Beschleunigungsfortschritt bis zur Pistenmitte war damit durchaus ausreichend, auch erkennbar an dessen Beschreibung durch den Fluglehrer, nicht aber der weitere Geschwindigkeitszuwachs. Die punktuelle Kontrolle des Beschleunigungsfortschritts in der Pistenmitte und die Anbindung des vorbehaltenen Entschlusses zum Startabbruch an diese Kontrolle kann deshalb dazu beigetragen haben, dass die Besatzung, fokussiert auf die Fortsetzung des Startvorgangs, den Beschleunigungsfortschritt nach der Pistenmitte nicht als ungenügend erkannte und sich deshalb nicht mehr für einen Startabbruch entschied.

Die Entscheidung des Fluglehrers, beim Herannahen des Pistenendes die Kontrolle über das Flugzeug nicht zu übernehmen, um den Start entweder abubrechen oder selbst fortzusetzen, war der Situation nicht angepasst. Insbesondere das Fortsetzen eines Starts, bei dem sich das Flugzeug an der Flugleistungsgrenze befindet, erfordert eine Steuerführung (vgl. Kapitel 1.8.1 und 1.8.4), wie sie von einem Flugschüler nicht erwartet werden kann.

Die Entscheidung des Fluglehrers, nach dem Überflug der Kantonsstrasse die hindernisfreie Fläche für eine Landung zu nutzen, war der Situation hingegen angepasst und hat eine folgenreichere Kollision mit weiter entfernten Hindernissen verhindert.

2.3 Weitere Aspekte

Die von der Flugverkehrsleitung beobachtete Instabilität des Flugzeuges um seine Längsachse sowie die Aufzeichnung einer Webcam vom Überflug der Kantonsstrasse mit deutlicher Schräglage, lassen sich nicht nur mit der bei niedriger Geschwindigkeit grundsätzlich eingeschränkten Steuerbarkeit und Stabilität des Flugzeuges (vgl. Kapitel 1.8.7) erklären, sondern möglicherweise auch mit der Beschreibung des *stall*-Verhaltens des Flugzeuges aus der *safety recommendation* des NTSB (vgl. Kapitel 1.7). Da die bereits eingeschränkte Flugleistung durch wechselnde Schräglagen und damit verbundene Steuerkorrekturen noch weiter verschlechtert wurde, könnte dieses *stall*-Verhalten dazu beigetragen haben, dass das Flugzeug nicht aus dem Bereich des Bodeneffekts steigen konnte, und dass die Landung nicht in horizontaler Fluglage erfolgte.

Aerodynamische Hystereseffekte, ausgelöst durch unruhige Fluglageänderungen um die Querachse, wie sie vom Augenzeugen beobachtet wurden, könnten zur Entstehung des Unfalls beigetragen haben (siehe Kapitel 1.8.6). Solche Effekte können bei gleicher Fluglage sehr unterschiedliche Flugleistungen bewirken. Dies kann erklären, warum der Fluglehrer das Verhalten des Flugzeuges als überraschend empfunden hatte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Die Untersuchung ergab keine Hinweise auf vorbestehende Mängel, die den Unfall verursacht haben könnten.
- Die Unterhalts- und Zulassungsnachweise lagen vor.
- Die Startleistung des Motors war aufgrund einer Verschmutzung der Zündkerzen beeinträchtigt und lag am unteren Ende des zulässigen Bereichs.

3.1.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

- Die Besatzung besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Hinweise auf gesundheitliche Beeinträchtigungen vor.
- Die mögliche Zuladung des Flugzeuges war aufgrund der bereits erfolgten Be- tankung auf 138 kg beschränkt.
- Die Abflugmasse lag deutlich über dem zulässigen Grenzwert.
- Das Startverfahren sah das frühestmögliche Abheben des Bugrades vor.
- Das Startverfahren sah das Abheben des Flugzeuges bei niedrigstmöglicher Geschwindigkeit vor („*lift off at the lowest possible airspeed*“).
- Die Landeklappen waren für den Start auf 21° ausgefahren.
- Die Besatzung nahm eine Kontrolle des Beschleunigungsfortschritts in der Pistenmitte vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Die Besatzung übte das Startverfahren „*soft field, obstacle clearance*“ auf der Graspiste 25L des Regionalflugplatzes Grenchen.
- Das Flugzeug hob kurz vor dem Pistenende mit niedriger Geschwindigkeit ab.
- Es gelang der Besatzung nicht, aus dem Bereich des Bodeneffekts zu steigen.
- Der Fluglehrer übernahm die Kontrolle über das Flugzeug und führte nach dem Überflug der Kantonsstrasse eine Notlandung in einem Feld aus.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Die Graspiste 25L war trocken.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfallhergang.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass die Flugleistung des Flugzeuges infolge Abhebens bei zu geringer Geschwindigkeit nicht für einen Steigflug ausreichte, was die Besatzung zu einer Notlandung ausserhalb des Flugplatzgeländes veranlasste.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- die Führung des Höhensteuers während der Rollphase des Startvorgangs;
- das überhöhte Abfluggewicht des Flugzeuges;
- die Methode zur Kontrolle des Beschleunigungsfortschritts in der Rollphase;
- die durch verschmutzte Zündkerzen bedingte Leistungseinbusse des Motors.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Die Maximair AG ergänzte die zum Zeitpunkt des Unfalls bestehende Regelung zur Betankung ihrer Flugzeuge (vgl. Kapitel 1.5.2.2) per 1. Januar 2015 wie folgt:

„Die Flugzeuge werden jeweils unmittelbar nach dem Flug von jedem Piloten persönlich ‚FILLERNECK‘ getankt, sofern keine andere Anweisung durch die Maximair-Administration erfolgt.

Jeder Pilot kann eine andere Betankung verlangen, sofern dies operationell von Bedeutung ist (M&B, Zollfreibetankung, etc.).

Wenn immer möglich, sollten andere Betankungswünsche 48 Stunden im Voraus mitgeteilt werden. Das Benzin ist im AIS [...] zu bezahlen“.

Payerne, 28. November 2016

Untersuchungsdienst der SUST

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, 24. November 2016

Anlagen

Anlage 1: Webcam-Aufzeichnungen vom Startverlauf der HB-PGU



Anlage 2: Startverfahren für die PA-38-112 gemäss Herstellervorgabe**NORMAL**

Flaps set

Tab set

Accelerate to 53 KIAS.

Control Wheel back pressure to rotate to climb attitude

SHORT FIELD, OBSTACLE CLEARANCE

Flaps 21° (first notch)

Accelerate to 53 KIAS.

Control Wheel back pressure to rotate to climb attitude

Accelerate to 61 KIAS until obstacle clearance.

Accelerate to 70 KIAS, after obstacle is cleared.

Flaps retract slowly

SHORT FIELD, NO OBSTACLE

Flaps 21° (first notch)

Accelerate to 53 KIAS.

Control Wheel back pressure to rotate to climb attitude

After breaking ground accelerate to best rate of climb speed, 70 KIAS.

Flaps retract slowly

SOFT FIELD, OBSTACLE CLEARANCE

Flaps 21° (first notch)

Accelerate and lift off nose gear as soon as possible.

Lift off at lowest possible airspeed.

Accelerate just above ground to 61 KIAS to climb past obstacle height.

Continue climbing while accelerating to best rate of climb speed, 70 KIAS.

Flaps slowly retract

SOFT FIELD, NO OBSTACLE

Flaps 21° (first notch)

Accelerate and lift off nose gear as soon as possible.

Lift off at lowest possible airspeed.

Accelerate just above ground to best rate of climb speed, 70 KIAS.

Flaps slowly retract

Anlage 3: Checkliste der Flugschule für die PA-38-112 (Auszug)

 <p>Flughafenstrasse 117 2540 Grenchen Tel. 032-652.55.44 www.maximair.ch</p>	<p>Business-Aviation / Flight Academy / Plane Rental / Aviation Consulting / MaximAir-Shop / Run-up Café Fax: 032-652.88.61 E-Mail: info@maximair.ch</p>	<p>01.01.2014/HAS-2</p>																		
<p>Checklist PIPER Tomahawk P38A</p>		<p>The entire Checklist has to be done according AFM</p>																		
<p>6 Climb speed (vy)..... - establish (70 KIAS / 300ft AAL) - Throttle full forward - Mixture full rich</p>																				
<p>SOFT FIELD DEPARTURE</p>																				
<p>1 Flaps..... - 21° (first notch) 2 Accelerate and lift off nose gear as soon as possible 3 Lift off at lowest possible airspeed..... - ca 53 KIAS 4 After breaking ground..... - accelerate to 61 KIAS to climb past the obstacle 5 Flaps..... - slowly retract 6 Accelerate to vx..... - 61 KIAS 7 Climb speed (vy)..... - establish (70 KIAS / 300ft AAL) - Throttle full forward - Mixture full rich</p>																				
<p>MASS AND BALANCE (EXAMPLES) – NOT TO USE FOR FLIGHT (TAKE REFERENCE TO SPECIFIC AIRCRAFT FLIGHT MANUAL (AFM))</p>																				
<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="width: 80%;"></th> <th style="width: 10%; text-align: center;">lbs</th> <th style="width: 10%; text-align: center;">kg</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Basic Empty Mass.....</td> <td style="text-align: center;">- 1237</td> <td style="text-align: center;">562</td> </tr> <tr> <td>Usable Fuel (Full) = 30.0 US Gal = 113.0 lt.....</td> <td style="text-align: center;">- 180</td> <td style="text-align: center;">82</td> </tr> <tr> <td>Pilot, Passengers & Baggage.....</td> <td style="text-align: center;">- 253</td> <td style="text-align: center;">115</td> </tr> <tr> <td colspan="3" style="border-top: 1px solid black;"></td> </tr> <tr> <td>Max. Take Off Mass.....</td> <td style="text-align: center;">- 1670</td> <td style="text-align: center;">758</td> </tr> </tbody> </table>				lbs	kg	Basic Empty Mass.....	- 1237	562	Usable Fuel (Full) = 30.0 US Gal = 113.0 lt.....	- 180	82	Pilot, Passengers & Baggage.....	- 253	115				Max. Take Off Mass.....	- 1670	758
	lbs	kg																		
Basic Empty Mass.....	- 1237	562																		
Usable Fuel (Full) = 30.0 US Gal = 113.0 lt.....	- 180	82																		
Pilot, Passengers & Baggage.....	- 253	115																		
Max. Take Off Mass.....	- 1670	758																		
<p>If the aircraft is topped off (max. fuel) to the maximum, passengers and baggage must not exceed 115 kg!</p>																				
<table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="width: 80%;"></th> <th style="width: 10%; text-align: center;">lbs</th> <th style="width: 10%; text-align: center;">kg</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Basic Empty Mass.....</td> <td style="text-align: center;">- 1237</td> <td style="text-align: center;">562</td> </tr> <tr> <td>Usable Fuel (Filler Neck) = 20.0 US Gal = 75.7 lt -</td> <td style="text-align: center;">120</td> <td style="text-align: center;">55</td> </tr> <tr> <td>Pilot, Passengers & Baggage.....</td> <td style="text-align: center;">- 313</td> <td style="text-align: center;">142</td> </tr> <tr> <td colspan="3" style="border-top: 1px solid black;"></td> </tr> <tr> <td>Max. Take Off Mass.....</td> <td style="text-align: center;">- 1670</td> <td style="text-align: center;">758</td> </tr> </tbody> </table>				lbs	kg	Basic Empty Mass.....	- 1237	562	Usable Fuel (Filler Neck) = 20.0 US Gal = 75.7 lt -	120	55	Pilot, Passengers & Baggage.....	- 313	142				Max. Take Off Mass.....	- 1670	758
	lbs	kg																		
Basic Empty Mass.....	- 1237	562																		
Usable Fuel (Filler Neck) = 20.0 US Gal = 75.7 lt -	120	55																		
Pilot, Passengers & Baggage.....	- 313	142																		
Max. Take Off Mass.....	- 1670	758																		
<p>If the aircraft is fueled (L+R) to the filler neck, passengers and baggage must not exceed 142 kg!</p>																				