



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio svizzero d'inchiesta di sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2259 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
CSA Sportcruiser, HB-WYC,

vom 26. Mai 2014

auf dem Flugfeld Lommis/TG

Cause

L'accident est dû à la rupture de l'axe de direction, déjà endommagée, de la roue de proue lors de l'atterrissage.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans le dommage préexistant :

- conception inadéquate de la roue de proue ;
- approches avec une vitesse excessive ;
- exploitation fréquente sur des pistes en herbe.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	CSA Sportcruiser	HB-WYC
Halter	Motorfluggruppe Thurgau, Flugplatz, 9506 Lommis	
Eigentümer	Motorfluggruppe Thurgau, Flugplatz, 9506 Lommis	
Fluglehrer	Schweizer Bürger, Jahrgang 1982	
Ausweis	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>airline transport pilot licence aeroplane</i> – ATPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Wesentliche Berechtigungen	Fluglehrer auf Flugzeugen (<i>flight instructor</i> – FI(A)) Einmotorige Kolbenmotorflugzeuge (<i>single engine piston</i> – SEP)	
Flugstunden	insgesamt 4905 h	während der letzten 90 Tage 210:05 h
	auf dem Unfallmuster 13:27 h	während der letzten 90 Tage 6:37 h
Flugschüler	Schweizer Bürger, Jahrgang 1984	
Ausweis	Pilotenlizenz in mehrköpfigen Flugbesatzungen für Flugzeuge (<i>multi-crew pilot licence</i> – MPL(A)) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL	
Wesentliche Berechtigungen	keine	
Flugstunden	insgesamt 1737 h	während der letzten 90 Tage 134:26 h
	auf dem Unfallmuster 3:51 h	während der letzten 90 Tage 3:51 h
Ort	Flugfeld Lommis (LSZT)	
Koordinaten	---	Höhe ---
Datum und Zeit	26. Mai 2014, 11:41 Uhr	
Betriebsart	VFR, Schulung	
Flugphase	Landung	
Unfallart	Fahrwerkbruch	
Personenschaden	Keiner	
Schaden am Luftfahrzeug	Leicht beschädigt	
Drittschaden	Geringer Flurschaden	

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aussagen der Besatzung sowie Aufzeichnungen des Kollisionswarngerätes Flarm und des elektronischen Fluginstrumentensystems (*electronic flight instrument system* – EFIS) D100 verwendet.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Flugschüler besass eine Lizenz für Mehrmannbesatzungsflugzeuge und beabsichtigte den Erwerb einer Privatpilotenlizenz mit der Berechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge. Die dafür notwendige Ausbildung wurde gemäss einem Ausbildungsplan¹ der Swiss Aviation Training (SAT) im Rahmen der Flugschule der Motorfluggruppe Thurgau (MFGT) durchgeführt.

Die Besatzung hatte am 8. Mai 2014 ihre erste Trainingseinheit im Umfang von 3:05 h durchgeführt. Für den Unfalltag, den 26. Mai 2014, war ein Landetraining als Vorbereitung auf Soloflüge geplant.

Um 11:01 Uhr startete die HB-WYC auf der Graspiste 24 des Flugfeldes Lommis (LSZT) zu einer Serie von sechs Platzrunden. Diese umfassten viermal Aufsetzen und Durchstarten (*touch and go*), einen Durchstart (*go around*) und eine Landung mit Anhalten (*full stop*). Alle Übungen fielen zur Zufriedenheit des Fluglehrers aus. Nach einer kurzen Pause bei laufendem Motor sah der Fluglehrer vor, als letzte Übung vor den Soloflügen eine einzelne Platzrunde mit einem Anflug ohne Hilfe der Landeklappen (*zero flaps*) durchzuführen.

1.1.3 Flugverlauf

Um 11:37 Uhr startete die Sportcruiser HB-WYC auf der Piste 24 zu einer einzelnen Platzrunde. Nach der ereignislos verlaufenen Platzrunde drehte das Flugzeug wenige Minuten später in den Endanflug ein, der, wie vorgesehen, ohne Hilfe der Landeklappen durchgeführt wurde.

Zu Beginn des Endanfluges betrug die Fluggeschwindigkeit 71 KIAS². Kurz vor der Landung, auf 50 ft über Grund, wurde ein Wert von rund 67 KIAS angezeigt (vgl. Tabelle 1). Um 11:41 Uhr erfolgte die Landung. Das Aufsetzen des Hauptfahrwerks erfolgte gemäss Angaben des Fluglehrers rund 150 m nach der Pistenchwelle, kurz darauf folgte das Aufsetzen des Bugfahrwerks. Nach weiteren rund 100 m sei der erste Einsatz der Radbremsen erfolgt. Etwa 50 m danach sei das Bugfahrwerk eingeknickt. Die Flugzeugnase schlug auf der Piste auf und der Propeller kam zum Stillstand (vgl. Abbildung 3). Die Abbremsung des Flugzeuges war so stark, dass es beiden Piloten die Kopfhörer und die Brillen vom Kopf zog.

Nach dem Stillstand des Flugzeuges schloss die Besatzung die Benzinzufuhr, schaltete die Zündung des Motors aus und meldete auf der Platzfrequenz, dass das Flugzeug verunfallt auf der Piste stehe. Anschliessend schaltete die Besatzung auch alle elektrischen Verbraucher aus und verliess das Flugzeug.

Die Besatzung blieb unverletzt. Das Flugzeug wurde leicht beschädigt. An der Piste entstand geringfügiger Flurschaden.

¹ Lesson Plan ATPL and MPL extension to PPL/SEP [private pilot licence/single engine piston]

² KIAS: knots indicated air speed, angezeigte Fluggeschwindigkeit in Knoten

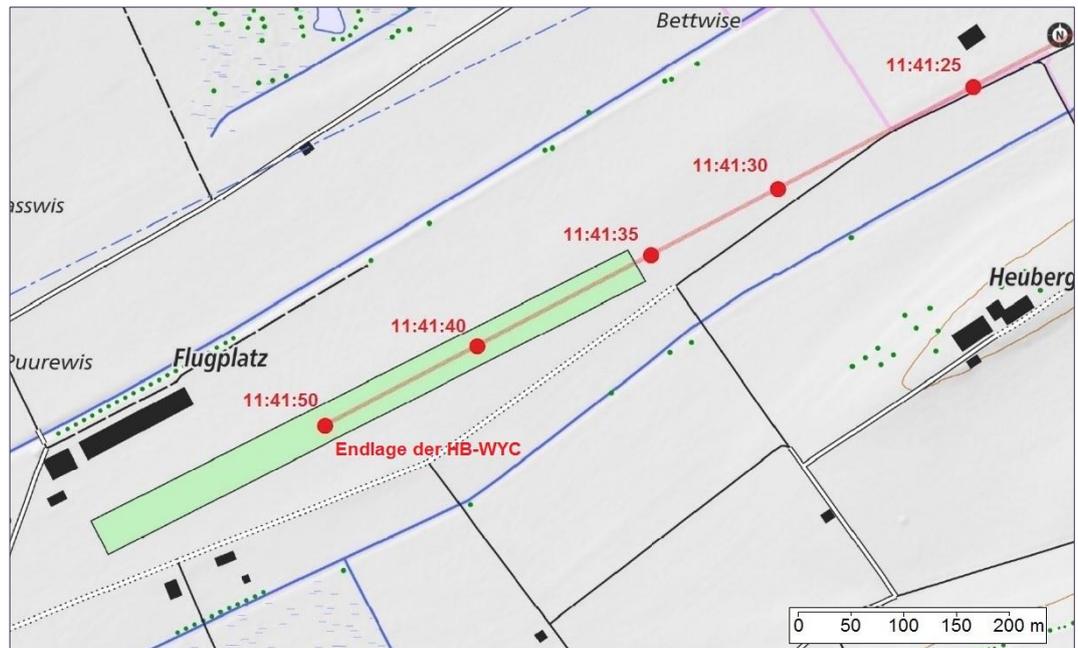


Abbildung 1: Anflug der HB-WYC auf die Graspiste 24 des Flugfeldes Lommis und Endlage der HB-WYC gemäss der vom EFIS aufgezeichneten GPS-Positionsdaten³ (Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo (JA150149)).

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Eine flache mehrkernige Tiefdruckzone erstreckte sich von Südosteuropa über die Alpen zu den Britischen Inseln. Eine annähernd stationäre Frontalzone zog sich von der Adria über den Bodensee bis nach Nordfrankreich.

Bei ausgedehnter mittelhoher Bewölkung herrschte trockenes Wetter. Am Boden wehte ein schwacher Wind aus Sektor West.

1.2.2 Flugplatzwettermeldung

Die Flugplatzwettermeldung des nahegelegenen Flughafens Zürich (LSZH) von 11:20 Uhr lautete:

LSZH 260920Z 28004KT 230V330 9999 FEW025 SCT040 BKN160 17/11 Q1016 NOSIG=

Ausgeschrieben bedeutet dies:

Am 26. Mai 2014 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 09:20 UTC auf dem Flughafen Zürich die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	4 Knoten aus 280 Grad variierend zwischen 230 Grad und 330 Grad
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Niederschläge	keine

³ Das EFIS zeichnet die Positionsdaten in einem Intervall von 5 Sekunden auf. Diese Aufzeichnung, wiedergegeben in Lokalzeit, unterliegt einer Ungenauigkeit von rund 1 Sekunde (vgl. Kapitel 1.5.3). Für den Zeitpunkt 11:41:45 Uhr wurde eine fehlerhafte Position aufgezeichnet, weshalb diese nicht in der Abbildung erscheint.

	Bewölkung	1/8–2/8 auf 2500 ft AAE ⁴ 3/8–4/8 auf 4000 ft AAE 5/8–7/8 auf 16 000 ft AAE	
	Temperatur	17 °C	
	Taupunkt	11 °C	
	Luftdruck (QNH)	1016 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ⁵ -Standardatmosphäre)	
	Trend	keine signifikanten Änderungen zu erwarten für die nächsten zwei Stunden	
1.2.3	Astronomische Angaben		
	Sonnenstand um 11:41 Uhr	Azimut: 136 Grad	Höhe: 57 Grad
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
1.3	Angaben zum Luftfahrzeug		
1.3.1	Allgemeines		
	Eintragungszeichen	HB-WYC	
	Luftfahrzeugmuster	Sportcruiser	
	Charakteristik	Einmotoriger, zweisitziger Tiefdecker der Kategorie Ecolight ⁶ in Metallbauweise, mit Festfahrwerk in Bugradanordnung und un gelenktem, frei beweglichem Bugrad.	
	Hersteller	Czech Sport Aircraft (CSA), Kunovice, Tschechische Republik	
	Triebwerk	Rotax 912 ULS	
	Baujahr	2009	
	Werknummer	09SC298	
	Zulassungsbereich	VFR bei Tag	
	Höchstzulässige Abflugmasse	600 kg	
	Masse und Schwerpunkt	Masse und Schwerpunkt befanden sich zum Zeitpunkt des Unfalls innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>aircraft flight manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.	
	Betriebszeit	837 h TSN ⁷ , 2369 Landungen	
	Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren keine Störungen oder Wahrnehmungen eingetragen.	

⁴ AAE: *above aerodrome elevation*, über Flugplatzbezugshöhe

⁵ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*

⁶ Ecolight gemäss *Light Sport Aircraft Statement of Compliance* und EASA-Form 18b Nr. 0010004452, Issue 24.3.10 (Eintrag des BAZL in den technischen Akten der HB-WYC)

⁷ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 28. April 2010
Prüfbestätigung	Ausgestellt durch das BAZL am 8. August 2013 bei 683:50 h TSN
Fluggenehmigung (<i>permit to fly</i>)	Ausgestellt durch das BAZL am 8. August 2013, gültig bis am 8. August 2014
Letzte Unterhaltsarbeiten	100-h-Kontrolle am 24. April 2014 bei 800:45 h TSN

1.3.2 Unterhaltsarbeiten am Bugfahrwerk der HB-WYC

Das Bugfahrwerk der HB-WYC wurde am 31. Mai 2012 bei einer Gesamtbetriebszeit von rund 435 h TSN und 1235 Landungen nach einem Landeunfall ersetzt. Gemäss Vorgaben des Unterhaltshandbuches (*airplane maintenance manual – AMM*) für Flugzeuge mit Werknummer bis und mit 325 wurde dabei ein Bugfahrwerk modifizierter Bauart eingebaut. Dieses wurde bei Flugzeugen ab Werknummer 326 bereits standardmässig ab Werk eingebaut.

Am 9. Oktober 2013 publizierte der Hersteller erstmals das *service bulletin* SB-CR-016. Darin schrieb er eine periodische Überprüfung des Bugfahrwerkbeins auf Rissbildungen im Bereich der Schweißnaht an seinem unteren Ende vor (vgl. Abbildung 2). Zum Hintergrund dieser Vorschrift schrieb der Hersteller:

“Some SportCruiser / PiperSport PS-28 Cruiser aircraft have developed cracks in the bottom side of the lower section of the nose landing gear (NLG). The cracks develop on the NLG-assembly along the weld of the tube and the bracket. To address this potential condition, an inspection of the bottom side of the lower section, in the place of the weld of the tube and the bracket is required.”

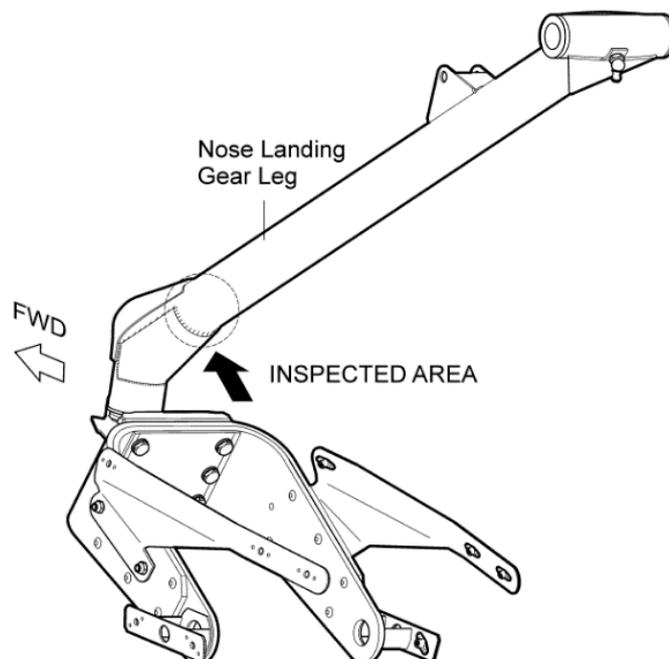


Abbildung 2: Bugfahrwerkbein mit der gemäss *service bulletin* SB-CR-016 auf Rissbildung zu überprüfenden Stelle

Die gemäss *service bulletin* SB-CR-016 vorgeschriebene Inspektion wurde an der HB-WYC letztmals im Rahmen der 100-h-Kontrolle vom 24. April 2014 durchgeführt.

1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Die Endlage des Flugzeuges befand sich 310 m nach der Pistenschwelle der Piste 24, die eine verfügbare Pistenlänge von 615 m aufweist. Die Stelle des erstmaligen Bodenkontaktes des Hauptfahrwerks konnte nicht mehr ermittelt werden (vgl. auch Kapitel 1.5). Die vom abgebrochenen Bugfahrwerkbein verursachte Furche in der Graspiste wies eine Länge von rund 17 m auf.



Abbildung 3: Endlage der HB-WYC auf der Piste 24 des Flugfeldes Lommis

Das vom Fahrwerkbein abgetrennte Bugrad lag neben dem Flugzeug auf der Piste. Das Fahrwerkbein seinerseits war vom Flugzeug abgetrennt. Es hatte beim Aufprall der Flugzeugnase auf der Piste den Rumpf durchschlagen und befand sich im Inneren des Cockpits in unmittelbarer Nähe zu den Seitensteuerpedalen (vgl. Abbildung 4).



Abbildung 4: Cockpit der HB-WYC; der gelbe Pfeil markiert das abgetrennte und ins Cockpit eingedrungene Bugfahrwerkbein.

1.5 Aufzeichnungsgeräte

1.5.1 Kollisionswarngerät Flarm

Aus den registrierten Flugwegdaten wurde ein Höhenprofil erstellt. Dieses erlaubt einen Überblick über die insgesamt sieben Platzrunden, mit einer Notlandeübung zu Beginn der fünften Platzrunde und der kurzen Pause am Boden vor dem Start zum Unfallflug (vgl. Abbildung 5).

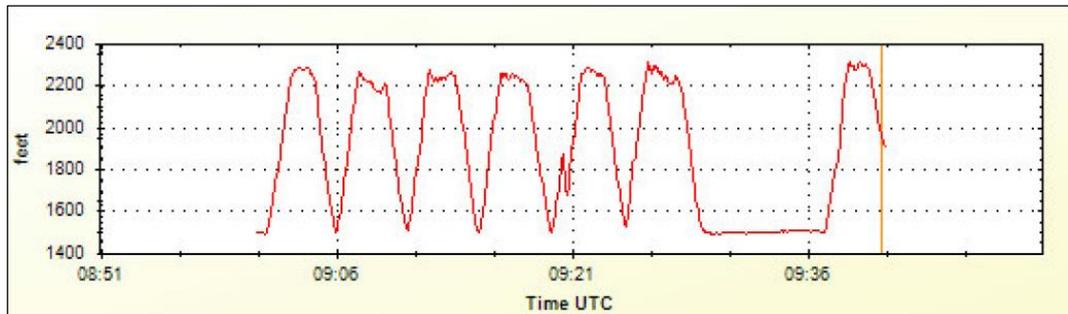


Abbildung 5: Vom Flarm aufgezeichnetes Höhenprofil der Flüge

Die Aufzeichnungen enden kurz nach dem Eindrehen in den Endanflug der siebten Platzrunde. Dies ist auf die Eigenschaft des Flarm zurückzuführen, Flugwegdaten paketweise zu speichern. Da die Stromzufuhr kurz nach dem Unfall unterbrochen wurde, konnte das letzte Datenpaket nicht mehr im Speicher abgelegt werden.

1.5.2 GPS-Gerät

Das im Instrumentenbrett des Flugzeuges fixierte, tragbare Gerät des Typs Garmin 296 enthielt keine Aufzeichnungen von Flugwegdaten. Die dafür vorgesehene Funktion war deaktiviert und der entsprechende Speicherplatz unbelegt.

1.5.3 Elektronisches Fluginstrumentensystem

Das elektronische Fluginstrumentensystem (*electronic flight instrument system – EFIS*) des Typs Dynon D100 zeichnete diverse Flugdaten in einem Intervall von fünf Sekunden auf. Die während des Endanfluges bis zum Stillstand des Flugzeuges auf dem Bildschirm dargestellten und aufgezeichneten Werte von Fluglagewinkel, angezeigter Fluggeschwindigkeit, barometrischer Höhe und Vertikalgeschwindigkeit sind in folgender Tabelle zusammengestellt:

UTC	<i>pitch</i> [°]	<i>airspeed</i> [KIAS]	<i>altitude</i> [ft AMSL ⁸]	<i>vertical speed</i> [ft/min]
09:41:15	2,5	71	1744	-790
09:41:20	-0,5	72	1701	-565
09:41:25	2,8	68	1640	-681
09:41:30	2,9	67	1592	-556
09:41:35	8,9	59	1555	-411
09:41:40	3,3	55	1544	+264
09:41:45	-31,4	35	1575	+896
09:41:50	-20,4	0	1558	-140
09:41:55	-22,5	0	1557	0

Tabelle 1: EFIS-Daten des Endanfluges und des Landevorgangs

⁸ AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meerspiegel

Die Zuordnung dieser Werte zu den ebenfalls aufgezeichneten GPS-Positionsdaten (vgl. Abbildung 1) ist nur eingeschränkt möglich, weil die Aufzeichnung der GPS-Positionsdaten mit einer durch das EFIS bedingten Ungenauigkeit von rund 1 Sekunde behaftet ist. Unter Berücksichtigung dieser Einschränkung muss bei einer Geschwindigkeit von 60 KIAS mit einer zusätzlichen Ungenauigkeit von rund 30 m gerechnet werden.

1.6 Medizinische Angaben

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Unfallfluges vor. Ein von der Kantonspolizei Thurgau durchgeführter Atemalkoholtest verlief bei beiden Besatzungsmitgliedern negativ.

1.7 Untersuchung des Bugfahrwerks

1.7.1 Allgemeines

Teile des Bugfahrwerks wurden einer detaillierten werkstofftechnischen Analyse zur Bestimmung der Schadensursache zugeführt. Untersucht wurden der Bruch der Lenkachse, des Fahrwerkbeins, sowie der Bugradverschalungsbefestigung (vgl. Abbildung 6).

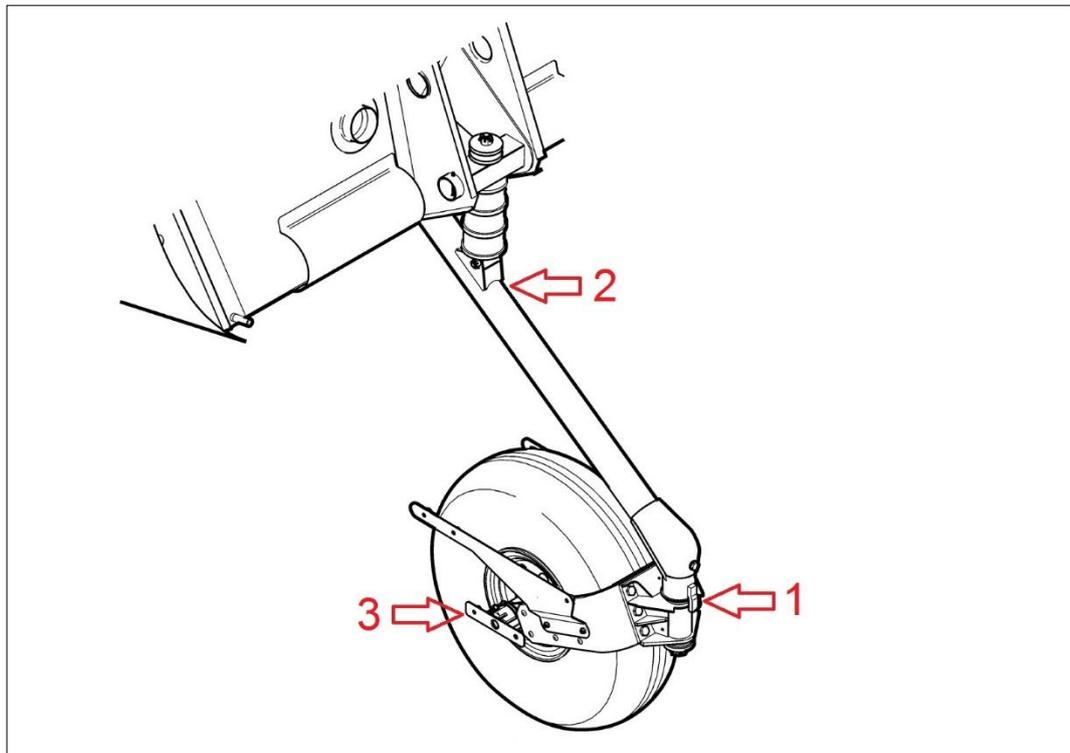


Abbildung 6: Lage der Bruchstellen: Lenkachse (1), Fahrwerkbein (2) und Bugradverschalungsbefestigung (3)

1.7.2 Lenkachse

Beim Bruch der Lenkachse handelt es sich um einen durch wechselseitige Biegebeanspruchungen entstandenen Ermüdungsbruch. Dieser ist die Folge von Ermüdungsrissen, die sich während längerer Zeit vergrößerten, bis es zum Spontanversagen kam.

Die Bruchfläche zeigt mehrere Bruchzonen. Aufgrund der Rastlinien sind je ein bug- und ein heckseitiger Bruchausgang zu erkennen. Die Verfärbung der heckseitigen Bruchzone weist darauf hin, dass diese älter ist als die bugseitige Zone (vgl. Abbildung 7).

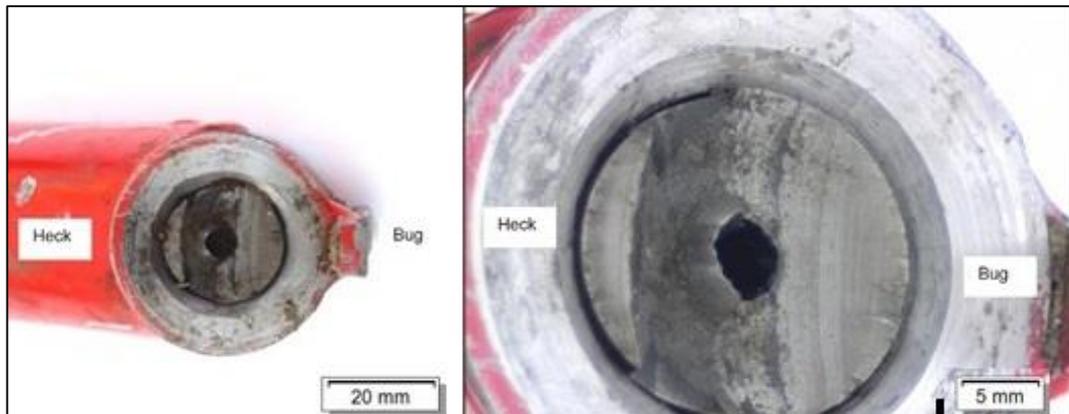


Abbildung 7: Bruchfläche der Lenkachse

Aus dem Längsschnitt durch den Teil der Lenkachse oberhalb der Bruchstelle wird ersichtlich, dass die Position der im Rohr befestigten Lenkachse vertikal verschoben ist. Aufgrund der stark verformten Befestigungsschraube muss für diese Lenkachsenverschiebung eine grosse Kraft aufgebracht worden sein (vgl. Abbildung 8).

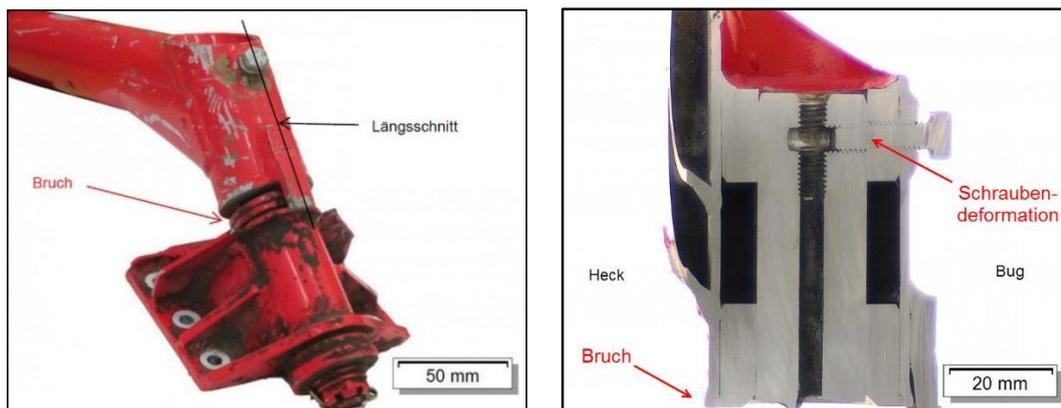


Abbildung 8: Verschiebung der Lenkachse im Rohr des Fahrwerkbeines

Auf eine grosse Krafteinwirkung lässt ebenfalls die starke heckseitige Deformation des Lenkachsenflansches schliessen (vgl. Abbildung 9).

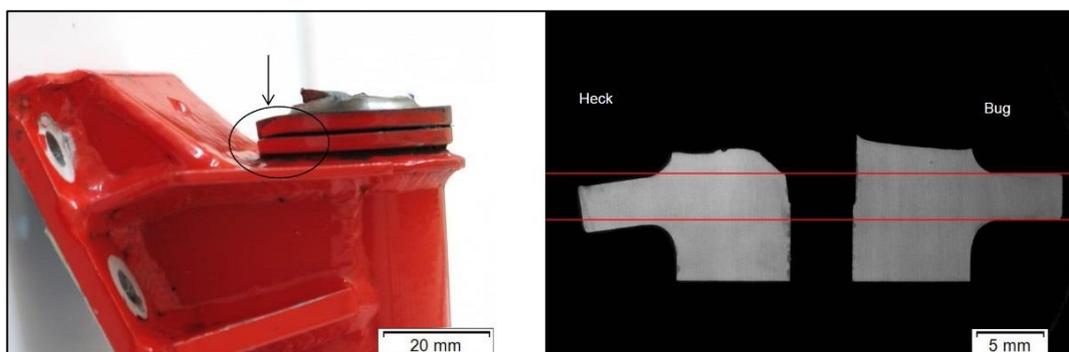


Abbildung 9: Deformation des Lenkachsenflansches

Die Lenkachse war nach dem Unfall nicht mehr drehbar. Dieser Umstand wird im Gutachten wie folgt erklärt: „Beim Totalbruch erfolgte eine starke, plastische Verformung des Flansches. Infolge dieser Verformung liess sich nach dem Totalbruch

die Achse nicht mehr drehen.“ Die Möglichkeit, dass die Verformung des Lenkachsenflansches (Abwinklung) bereits vor dem Unfallflug entstanden sein könnte, wird von den Gutachtern explizit ausgeschlossen.

Als Werkstoff der Lenkachse wurde Vergütungsstahl 34CrMo4 ermittelt, was den Vorgaben des Flugzeugherstellers entsprach. Die metallografischen Analysen zeigen im Kern ein Vergütungsgefüge. Einzelne Phasenanteile deuten jedoch auf einen nicht optimalen Vergütungsprozess hin.

1.7.3 Fahrwerkbein

Die Untersuchung der Bruchfläche des Fahrwerkbeins lässt den Schluss zu, dass der Bruch auf seitlich zur Fahrtrichtung gelegene Ermüdungsrisse zurückzuführen ist. Deren Anteil an der gesamten Bruchfläche ist jedoch klein. Der Restbruch zeigt einen duktilen Gewaltbruch.

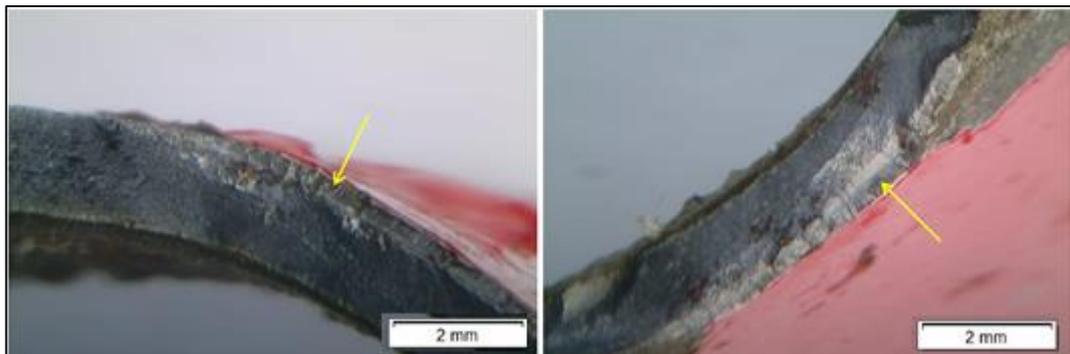


Abbildung 10: Bruchfläche des Fahrwerkbeins mit Ermüdungsanrissen

Als Werkstoff des Fahrwerkbeins wurde Vergütungsstahl 34CrMo4 ermittelt, was den Vorgaben des Flugzeugherstellers entsprach. Anzeichen werkstoffbedingter Mängel wie Versprödung waren nicht nachweisbar. Innenseitig waren korrosive Angriffe in Form von Lochkorrosion zu verzeichnen.

1.7.4 Bugradverschalungsbefestigung

Die Bruchflächen waren stark verschmutzt und korrodiert. In den unverschmutzten Zonen ist ein Ermüdungsanriss nachweisbar. Gemäss Gutachten ist ein Zusammenhang des Bruches der Bugradverschalungsbefestigung mit dem Bruch der Lenkachse eher unwahrscheinlich.

1.8 Relevante Verfahrensvorgaben

1.8.1 Angaben gemäss Pilotenhandbuch

Die für Start und Landung relevanten Geschwindigkeiten der Sportcruiser werden im Pilotenhandbuch (*pilot operating handbook* – POH) des Herstellers wie folgt angegeben:

32 KIAS – Abheben des Bugrades

42 KIAS – Abheben des Flugzeuges

60 KIAS – Bester Steigwinkel

65 KIAS – Beste Steigrate

60 KIAS – Bester Gleitwinkel

60 KIAS – Anfluggeschwindigkeit

39 KIAS – Überziehggeschwindigkeit mit Landeklappen auf Stellung 0°

32 KIAS – Überziehggeschwindigkeit mit Landeklappen auf Stellung 30°

Bezüglich der Start- und Landekonfiguration des Flugzeuges existieren weder Empfehlungen noch Limitationen. Die Verfahrensvorgabe für die zu wählende Landeklappenstellung lautet für Start und Landung „*extend as necessary*“. Die Landeklappenstellung kann dabei stufenlos zwischen 0° und 30° gewählt werden.

Im POH ist unter Kapitel 7.9.2 der Normalverfahren (*normal procedures*) Folgendes festgehalten:

1. *Throttle - idle*
2. *Touch-down on main wheels*
3. *Apply brakes (after the nose wheel touch-down) - as necessary*

Dabei wird im POH explizit nicht zwischen *normal*- und *short field*-Startverfahren resp. -Landeverfahren unterschieden.

Zur Landedistanz macht das POH folgende Angaben, ohne Hinweise auf die damit zusammenhängenden Bedingungen:

	Landedistanz über ein 50-ft-Hindernis	Landerollstrecke
Hartbelagpiste	181 m	55 m
Graspiste	171 m	61 m

Tabelle 2: Angaben zur Landedistanz aus dem POH

1.8.2 Stellungnahme des Herstellers zur Endanfluggeschwindigkeit

Auf eine Anfrage der Flugschule bezüglich der Endanfluggeschwindigkeit im Jahr 2012 nahm der Flugzeughersteller wie folgt Stellung:

„Approach speed as defined in the POH (60 KIAS) is a safe speed to manoeuvre the airplane to the final approach in a traffic pattern. For final approach, a lower airspeed than 60 KIAS may be used as long as a reasonable margin over stall speed is maintained. Airspeed has to be reduced for landing in order to assure a touchdown on the main landing gears.“

Aufgrund dieser Stellungnahme wurde in der Flugschule eine gegenüber der Vorgabe im POH reduzierte Endanfluggeschwindigkeit instruiert (vgl. Kapitel 1.8.3).

Im Rahmen der vorliegenden Untersuchung fragte die SUST beim Flugzeughersteller nach, wie die Angabe der Anfluggeschwindigkeit von 60 KIAS ermittelt worden sei, und welche Geschwindigkeit auf 50 ft der Angabe der Landedistanzen im POH zugrunde liege. Beide Fragen blieben in der Stellungnahme des Herstellers unbeantwortet.

1.8.3 Vorgaben der Flugschule

Die Flugschule betreibt die Sportcruiser nach einer eigenen Checkliste. Diese enthält eine bildliche Zusammenstellung der Verfahrensvorgaben für eine Platzrunde (vgl. Abbildung 11).

Für den Endanflug mit *full flaps* wird darin eine Geschwindigkeit von 55 KIAS angegeben, die im kurzen Endanflug (*gate*) nicht unter 50 KIAS fallen darf.

Der Fluglehrer empfahl, diese Geschwindigkeitsvorgaben für Anflüge ohne Hilfe der Landeklappen (*zero flaps*) um 5 Knoten zu erhöhen.

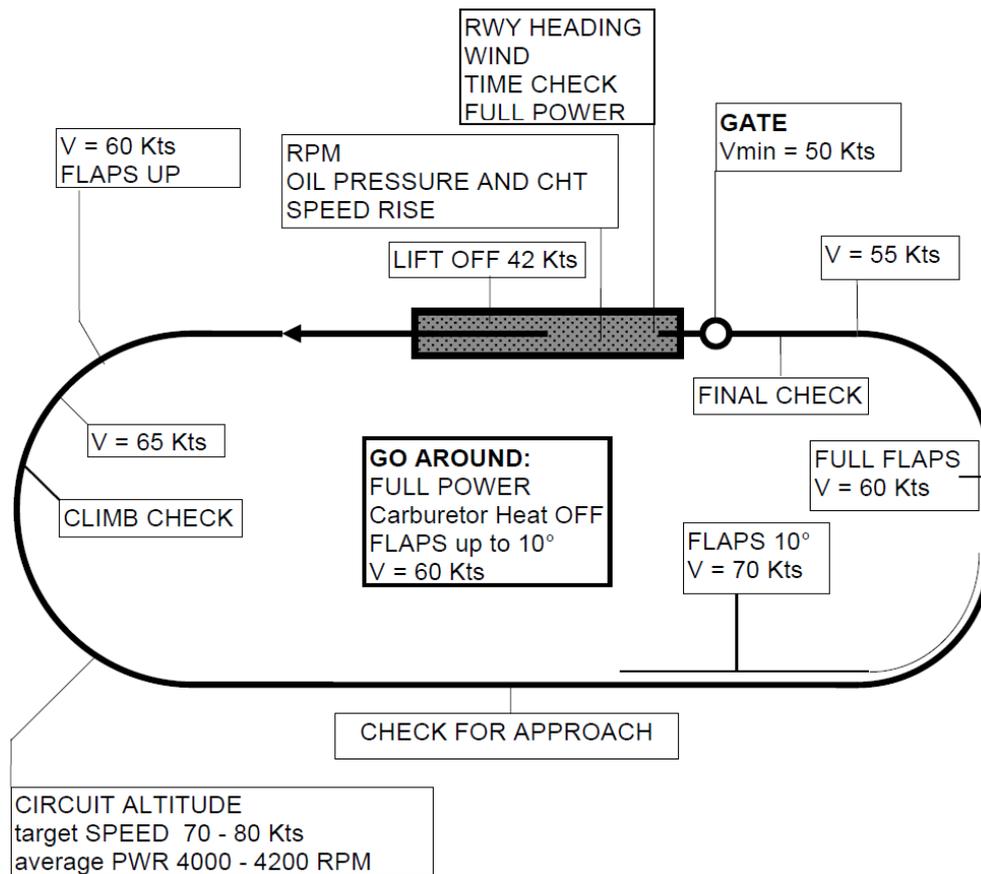


Abbildung 11: Verfahrensvorgaben der Flugschule für eine Platzrunde (Ausschnitt)

1.9 Zusätzliche Angaben

1.9.1 Aufzeichnungen früherer Flüge

Aufzeichnungen früherer Flüge im Mai 2014 durch das Flarm belegen, dass die Geschwindigkeiten beim *gate* mehrheitlich nahe bei der Flugschulvorgabe von minimal 50 KIAS lagen. Vereinzelt wurden Landeanflüge, unter anderem auch bei Ausbildungs- und Kontrollflügen, mit Geschwindigkeiten aufgezeichnet, die deutlich über den Vorgaben des POH bzw. der Flugschule lagen.

1.9.2 Angaben eines anderen Piloten

Landungen der HB-WYC der in den Unfall involvierten Besatzung auf dem Flugfeld Speck-Fehraltorf am 8. Mai 2014 wurden von einem zufällig anwesenden Piloten beobachtet, der über eine grosse Flugerfahrung auf dem betreffenden Flugzeugmuster verfügte. Dazu sagte dieser später aus: „Die Anfluggeschwindigkeit war für dieses Flugzeugmuster meines Erachtens derart unpassend, dass ich die Besatzung der HB-WYC nach der Landung noch vor Ort auf diese Problematik ansprach. Ich habe ihr empfohlen, für den Endanflug eine deutlich geringere Geschwindigkeit zu wählen [...].“

Bezug nehmend auf die Herstellervorgabe der Anfluggeschwindigkeit fasste dieser Pilot seine Erfahrungen mit dem Flugzeugmuster wie folgt zusammen: „Unter Anwendung der POH approach speed von 60 KIAS ist es unmöglich, auf einer kurzen Piste eine ausgeflogene Landung zu erzielen. Ohne ausgeflogene Landung wird das Bugrad jedoch zwangsläufig überstrapaziert, mit den bekannten Folgen.“

1.9.3 Angaben des Fluglehrers

In Kenntnis gesetzt über die aufgezeichneten Anfluggeschwindigkeiten (vgl. Kapitel 1.5.3) und die technischen Untersuchungsergebnisse (vgl. Kapitel 1.7), gab der Fluglehrer an, dass er sich nicht an eine auf eine erhöhte Bugradbelastung hindeutende Landung erinnern möge. Wenn sie eine *bounced landing*^{9]} gemacht hätten, dann hätte er mit Sicherheit einen Durchstart verlangt oder selber durchgeführt. Er war erstaunt ob dieser Daten und hatte keine Erklärung dafür. Auch nach den weiteren Abklärungen und der Durchsicht der Aufzeichnungen sei er der Ansicht, dass sie die Geschwindigkeiten in den Anflügen grundsätzlich unter Kontrolle gehabt hätten. Es gab Anflüge, die zu schnell waren, was er im Debriefing erwähnt habe und was auch in den Unterlagen aufgeführt sei. Kein Anflug habe aber zu einer *bounced landing* geführt.

1.9.4 Testflüge mit verschiedenen Endanfluggeschwindigkeiten

Mit einem baugleichen Flugzeug wurden auf dem Flugfeld Lommis eine Reihe von Anflügen mit verschiedenen Landeklappenstellungen und Anfluggeschwindigkeiten ausgeführt.

Diese Testreihe lässt den Schluss zu, dass eine Geschwindigkeit von 60 KIAS auf 50 ft über Grund kaum Landungen zulässt, bei denen der Bodenkontakt des Hauptfahrwerks sowohl vor demjenigen des Bugfahrwerks erfolgt als auch innerhalb einer normalen Landedistanz von 150 m nach der Pistenchwelle. Ein Anflug ohne Hilfe der Landeklappen und einer Geschwindigkeit von rund 67 KIAS auf 50 ft über Grund wie beim Unfallflug wurde nach dem Überfliegen der Pistenmitte abgebrochen. Unter Einhaltung der Flugschulvorgabe von minimal 50 KIAS und dem vom Fluglehrer empfohlenen Zuschlag von 5 kt für Landungen ohne Hilfe der Landeklappen konnten hingegen Resultate erzielt werden, die problemlos die beiden obengenannten Kriterien erfüllten.

1.9.5 Vergleichbare Unfälle

Am 30. August 2014 verunfallte das als G-EMSA eingetragene Flugzeug CSA Sportcruiser mit der Werknummer 323 auf vergleichbare Weise in England. Die Zusammenfassung des Unfalls durch die AAIB^{10]} lautete wie folgt:

“Following a normal approach and touchdown at a private grass airstrip, the nose landing gear failed. The nosewheel detached and the aircraft came to a rest within a short distance. Examination of the failed components showed what appeared to be a fatigue failure in the nose landing gear leg.”

Eine werkstofftechnische Analyse wie im vorliegenden Fall wurde nicht durchgeführt. Das Schadensbild der gebrochenen Lenkachse entspricht jedoch demjenigen der HB-WYC.

^{9]} Landung, bei der das Flugzeug nach dem erstmaligen Bodenkontakt wieder in die Luft springt, oft gefolgt von einem harten Aufschlagen des Bugfahrwerks beim zweiten oder dritten Bodenkontakt.

^{10]} AAIB: *Air Accidents Investigation Branch* (UK)



Abbildung 12: Gebrochene Lenkachse der G-EMSA (AAIB Bulletin 11/2014)

Am 4. Mai 2015 brach in Deutschland die Lenkachse des als D-EGPZ eingetragenen Flugzeuges CSA Sportcruiser mit der Werknummer 290 nach einem *touch and go*. Die anschliessende Landung des Flugzeuges ohne Bugrad erfolgte mit stillgelegtem Triebwerk auf einer Hartbelagpiste, ohne dass es zum Bruch des Bugfahrwerkbeins kam.



Abbildung 13: Gebrochene Lenkachse der D-EGPZ

Am 20. August 2015 brach in Deutschland bei einer CSA PS-28 Cruiser mit der Werknummer 459, eingetragen als D-EMNA, bei Platzrunden kurz nach dem Abheben im Anfangssteigflug das Bugrad ab. Vom ortsansässigen Unterhaltsbetrieb sei die *emergency airworthiness directive* (EAD) 2015-0109-E der EASA (vgl. Kapitel 4.3) ohne Auffälligkeiten durchgeführt worden.



Abbildung 14: Gebrochene Lenkachse der D-EMNA

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

An der Lenkachse des Bugfahrwerks wurden ermüdungsbedingte Anrisse festgestellt, die sich über einen längeren Zeitraum hinweg gebildet hatten. Dies stellte eine bedeutende, vorbestandene Schwächung der Lenkachse dar.

Im Verlauf der Landung wurde die nicht angerissene Restfläche überbelastet, was zum Bruch der Lenkachse führte. Durch die Rotation des wegbrechenden unteren Fahrwerkteils entstand eine grosse Zugbelastung auf die Lenkachse, die zu einer starken Deformation der Befestigungsschraube führte. In der Folge setzte das ebenfalls durch Ermüdungsanrisse geschwächte Bugfahrwerkbein auf der Piste auf, worauf es nach hinten wegbrach und den Rumpfboden durchschlug.

Aufgrund der vorbestandenen und kontinuierlich fortschreitenden Ermüdungsanrisse war der Zeitpunkt des Lenkachsenbruchs zufällig.

Die Konstruktion des Bugfahrwerks enthielt eine bekannte Schwachstelle, die den Hersteller zur erstmaligen Publikation des *service bulletin* SB-CR-016 veranlasste, das eine regelmässige Inspektion des Fahrwerkbeins vorschrieb. Die im Rahmen dieser Inspektion auf Risse zu kontrollierende Zone lag ausserhalb der im vorliegenden Fall festgestellten Schadenszonen. Die ermüdungsbedingten Anrisse konnten durch eine Sichtinspektion nicht entdeckt werden.

Eine vorbestandene Deformation der Lenkachse, wie sie in den revidierten Fassungen des *service bulletin* beschrieben wurde (vgl. Abbildung 15), kann im vorliegenden Fall nicht vollständig ausgeschlossen werden, weil die entsprechende Überprüfung der Lenkachse in der zur Zeit des Unfalls bestehenden Fassung des *service bulletin* noch nicht vorgesehen war.

Die mehrfache Revision des *service bulletin* nach dem Unfall (vgl. Kapitel 4.3), das Versagen des Bugfahrwerks nach nur rund 400 Betriebsstunden und 1134 Landungen sowie vergleichbare Fälle in England und Deutschland stellen die vorgefundene Konstruktion des Bugfahrwerkes grundsätzlich in Frage. Dies deckt sich auch mit dem am 10. Juli 2014 publizierten *service bulletin* SB-CR-021, worin der Flugzeughersteller den Einbau eines Bugfahrwerkes modifizierter Bauweise empfiehlt, sowie der am 12. Juni 2015 publizierten *emergency airworthiness directive* (EAD) 2015-0109-E der EASA (vgl. Kapitel 4.3).

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Die Bildung ermüdungsbedingter Anrisse am Bugfahrwerk ist auf wechselseitige Biegebeanspruchungen zurückzuführen, wie sie beim Rollen während des Start- und Landevorgangs auftreten. Diese Belastungen sind abhängig von der Bodenbeschaffenheit, dem auf dem Bugrad lastenden Gewicht und der Rollgeschwindigkeit. Auf letztere beiden Grössen hat der Pilot durch die Führung des Höhensteuers grossen Einfluss; zur Verminderung der Bugradbelastung soll das Bugrad beim Start gemäss Pilotenhandbuch (*pilot operating handbook* – POH) bereits bei 32 KIAS vom Boden abgehoben werden, bei der Landung soll es erst nach erfolgreichem Aufsetzen des Hauptfahrwerks auf den Boden abgesenkt werden.

Ein Aufsetzen des Flugzeuges auf das Bugfahrwerk, wie es bei hohen Endanfluggeschwindigkeiten auftritt, ist zu vermeiden, weshalb der Flugzeughersteller in seiner Antwort auf eine entsprechende Anfrage der Flugschule bekräftigt: "*Airspeed has to be reduced for landing in order to assure a touch-down on the main landing gears.*"

Die Verfahrensvorgaben des Herstellers enthalten keine Hinweise auf Endanfluggeschwindigkeiten. Dabei ist besonders das Fehlen der Angaben zu bemängeln,

die zur Erzielung der im POH angegebenen Landedistanzen einzuhalten sind, wozu insbesondere die Geschwindigkeit auf 50 ft gehört. Die Einführung der Flugschulvorgabe (vgl. Kapitel 1.8.3) stellte eine zweckmässige Präzisierung der Verfahrensvorgaben des Herstellers dar und war dazu geeignet, die Belastung des Bugrads gering zu halten.

Die Aufzeichnungen früherer Flüge belegen, dass die Flugschulvorgabe zwar bekannt war und mehrheitlich eingehalten wurde, dass es aber auch vereinzelt zu Landungen mit überhöhter Geschwindigkeit kam. Diese Aufzeichnungen deuten darauf hin, dass die HB-WYC mit zu grossen Toleranzen bezüglich Anfluggeschwindigkeit und damit auch bezüglich der Fluglage bei der Landung betrieben wurde. Im Rahmen von Schulungsflügen war das Interventionsverhalten der Fluglehrer hinsichtlich des Kriteriums „*touch-down on the main landing gears*“ der vorliegenden Leichtbauweise des Bugfahrwerks nicht immer angepasst. Dies war auch beim Unfallflug der Fall, bei dem das Flugzeug trotz einer Geschwindigkeit von rund 67 KIAS auf 50 ft noch innerhalb einer normalen Landedistanz von 150 m nach der Pistenschwelle zum Aufsetzen geführt wurde.

Die Auflösung der im Intervall von fünf Sekunden aufgezeichneten EFIS-Daten lässt eine genaue Rekonstruktion des Landevorgangs nicht zu. Zweifellos überstieg die Belastung des Bugfahrwerks während des Landevorgangs aber die angesichts der vorbestandenen Schädigungen verkraftbare Grösse, sodass es zur Verformung und schliesslich zum Bruch der Lenkachse kam. Unebenheiten in der Graspiste können zu dieser Belastung des Bugfahrwerks beigetragen haben. Die Bildung der vorbestandenen Ermüdungsrisse wurde durch den Betrieb auf Graspisten begünstigt, was auch das *service bulletin* SB-CR-021 (vgl. Kapitel 4.3) indirekt erwähnt.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges lagen während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Die Konstruktion des Bugfahrwerks enthielt eine bekannte Schwachstelle, die den Hersteller zur erstmaligen Publikation des *service bulletin* SB-CR-016 veranlasste.
- Der Unterhalt des Flugzeuges wurde vorschriftsgemäss ausgeführt.
- Der Werkstoff der Lenkachse bzw. des Fahrwerkbeins entsprach den Vorgaben des Flugzeugherstellers.
- Die Lenkachse des Bugfahrwerks enthielt ermüdungsbedingte Anrisse, die im Rahmen der Unterhaltsarbeiten nicht erkannt werden konnten.

3.1.2 Besatzung

- Die Besatzung besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des Unfallfluges vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 11:37 Uhr startete die Sportcruiser HB-WYC auf der Piste 24 des Flugfeldes Lommis (LSZT) zu einer einzelnen Platzrunde.
- Der Endanflug wurde ohne Hilfe der Landeklappen durchgeführt. Auf 50 ft über Grund wurde eine Fluggeschwindigkeit von rund 67 KIAS angezeigt.
- Im Verlauf der Landung knickte das Bugfahrwerk ein, sodass die Flugzeugnase auf der Piste aufschlug.
- Die Besatzung blieb unverletzt. Das Flugzeug wurde leicht beschädigt.

3.1.4 Betriebliche Aspekte

- Das Pilotenhandbuch (*pilot operating handbook* – POH) gibt unabhängig von der Landekonfiguration eine Anfluggeschwindigkeit von 60 KIAS vor.
- Das POH enthält keine Angaben zur Endanfluggeschwindigkeit.
- Die Fluggeschwindigkeit sei nach Angaben des Herstellers dahingehend zu reduzieren, dass eine Bodenberührung zuerst mit dem Hauptfahrwerk erfolgt.
- Die Flugschule empfahl eine minimale Endanfluggeschwindigkeit von 50 KIAS mit *full flaps*.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf die Entstehung des Unfalls.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf einen Bruch der vorgeschädigten Lenkachse des Bugfahrwerks während der Landung zurückzuführen.

Folgende Faktoren haben zu den vorbestandenen Schäden beigetragen:

- unzweckmässige Konstruktion des Bugfahrwerks;
- Anflüge mit überhöhter Geschwindigkeit;
- häufiger Einsatz auf einer Graspiste.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Das *service bulletin* SB-CR-016 des Herstellers wurde am 26. Juni 2014 in einer revidierten Fassung publiziert (Rev. 1). Darin wird neben der bereits bestehenden Überprüfung des Bugfahrwerkbeines auf Rissbildung eine zusätzliche, periodisch vorzunehmende Überprüfung der vorderen Drehachse auf Verbiegung vorgeschrieben (vgl. Abbildung 15).

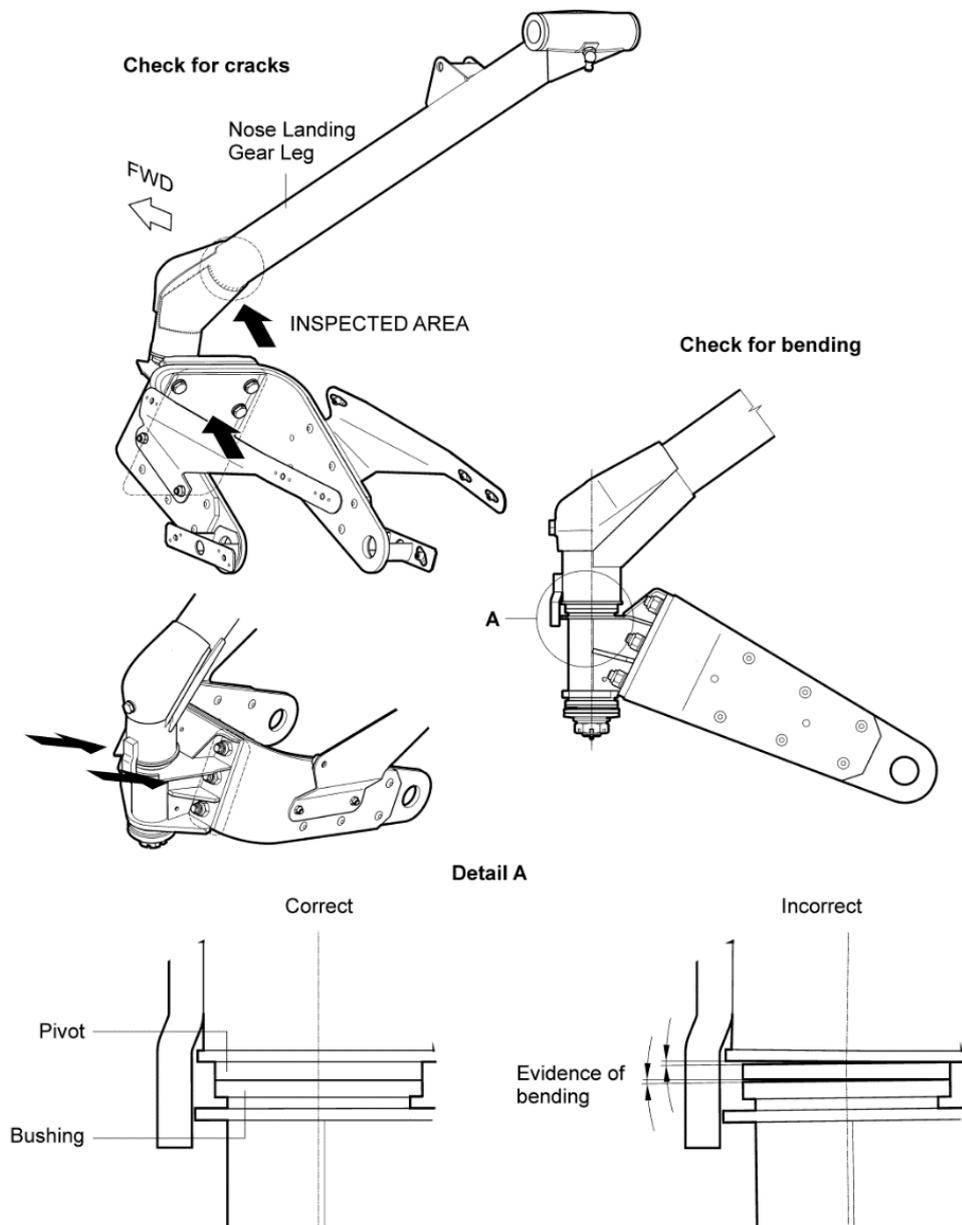


Abbildung 15: Erweiterte Überprüfung des Bugfahrwerks gemäss SB-CR-016 Rev. 6

Die letzte Fassung dieser Publikation stammt vom 31. August 2015 (Rev. 6) und hält fest:

“Some SportCruiser / PiperSport / PS-28 Cruiser aircraft have developed cracks in the bottom side of the lower section of the nose landing gear (NLG). The cracks develop on the NLG assembly along the weld of the tube and the bracket. Furthermore, on several aircraft bending of the pivot connecting the fork with leg was discovered and cracks from holes of bolts on the fork. To address this potentially unsafe condition, a repetitive inspection is required of the bottom side of the lower section, in the area of the weld of the tube, the bracket and the pivot and the fork in the place of the bolts mounting the fork to the landing gear.”

Am 10. Juli 2014 publizierte der Flugzeughersteller ein zusätzliches *service bulletin* SB-CR-021. Darin empfiehlt er, anstelle der gemäss SB-CR-016 vorgeschriebenen Inspektion des Bugfahrwerkes den Ersatz durch ein Bugfahrwerk modifizierter Bauweise vorzunehmen:

“Some PS-28 Cruiser / SportCruiser / PiperSport aircraft have developed cracks in the bottom side of the lower section of the nose landing gear (NLG) SG0270N. To address this potential condition, CSA has issued service bulletin SB-CR-016 that prescribes an inspection of the nose landing gear SG0270N. Subsequently, CSA have developed an improved NLG SG0300N, which has better fatigue-resistant properties. For the reasons described above, CSA recommends replacement of the NLG SG0270N with an improved NLG SG0300N especially on aircraft used in intensive flight training activity and operated from unpaved runways.”

Am 12. Juni 2015 publizierte die EASA eine *emergency airworthiness directive* (EAD) 2015-0109-E, und ersetzte diese am 1. September 2015 durch die EAD 2015-0185-E. Zum Grund dieser Publikationen hält die EASA fest:

“Cracks were found on the bottom side of the lower section of the nose landing gear (NLG). The subsequent investigation revealed that the cracking developed along the weld of the tube and the bracket of the NLG assembly. Additionally, bending was identified, involving a connecting pivot of the fork with the leg. In some cases, growth of cracks was detected originating from holes of the fork bolts.

This condition, if not detected and corrected, could lead to loss of the NLG structural integrity, possibly resulting in NLG collapse and consequent damage to the aeroplane and injury to occupants.

To address this potential unsafe condition, Czech Sport Aircraft a.s. issued Service Bulletin (SB) SB-CR-016 Revision 5 to provide repetitive inspection and replacement instructions and developed an improved NLG, Part Number (P/N) SG0300N, incorporating features making the design more crack-resistant.

Consequently, EASA issued AD 2015-0109-E to repetitive inspections of the NLG P/N SG0270N and, depending on findings, replacement with a new part P/N SG0270N or with an improved part P/N SG0300N.

Since that AD was issued, a new occurrence was reported involving in flight detachment of NLG P/N SG0270N, which showed that the required inspection might not prevent a loss of the NLG structural integrity. Prompted by this development, Czech Sport Aircraft a.s. issued SB-CR-016 Revision 6, referencing SB-CR-021 which provides instructions to replace the NLG with an improved NLG P/N SG0300N.”

Payerne, 15. Dezember 2015

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, 10. Dezember 2015