



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 46 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Februar 2015 (SR 742.161) durchgeführt. Der alleinige Zweck der Untersuchung eines Unfalls oder eines schweren Vorfalls ist die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Es ist ausdrücklich nicht Zweck der Sicherheitsuntersuchung und dieses Berichts, Schuld oder Haftung festzustellen. Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand Rechnung zu tragen.

Luftfahrzeug	Avions Pierre Robin S.A., Robin DR 400/180R		HB-KHO
Halter	Segelfluggruppe Bern, 3000 Bern		
Eigentümer	Segelfluggruppe Bern, 3000 Bern		
Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1948		
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Private Pilot License Airplane</i> – PPL(A)) nach der Agentur der Europäischen Union für Flugsicherheit (<i>European Union Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)		
Flugstunden	insgesamt	1874:04 h	während der letzten 90 Tage 16:38 h
	auf dem Vorfallmuster	48:44 h	während der letzten 90 Tage 05:44 h
Ort	Flughafen Bern-Belp (LSZB), Segelfluggpiste 34 GLD		
Koordinaten	---	Höhe	--- m/M
Datum und Zeit	25. August 2021, 15:04 Uhr (LT ¹ = UTC ² + 2 h)		
Betriebsart	Privat		
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR)		
Startort	Flughafen Bern-Belp (LSZB)		
Zielort	Flughafen Bern-Belp (LSZB)		
Flugphase	Landung		
Art des schweren Vorfalls	Kontrollverlust		
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Drittpersonen
Nicht verletzt	1	0	nicht betroffen
Schaden am Luftfahrzeug	Leicht beschädigt		Bugfahrwerk, Propeller, Motor, Motorhaube, Rumpf
Drittschaden	Keiner		

¹ LT: *Local Time*, Normalzeit

² UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

Sachverhalt

Allgemeines

Für die Beschreibung der Vorgeschichte und des Hergangs standen die Angaben des Piloten und des technischen Leiters des Wartungsbetriebes, die Unterlagen des Wartungsbetriebes, Aufzeichnungen aus einem GPS³-Empfänger und Videoaufzeichnungen von Überwachungskameras des Flughafens Bern zur Verfügung.

Vorgeschichte

Das Flugzeug Robin DR 400/180R mit Baujahr 1977, eingetragen als HB-KHO, wurde im Jahr 2007 vom aktuellen Halter mit 3793:14 Flugstunden TSN⁴ erworben, in die Schweiz eingeführt und seither als Schleppflugzeug betrieben. Dies geschah hauptsächlich von der Graspiste des Flughafens Bern-Belp aus, die für solche Pisten typische, mehr oder weniger stark ausgeprägte Unebenheiten aufweist.

Am 25. August 2021 führte der Pilot diverse Schleppflüge durch. Um 14:12 Uhr erfolgte der erste Start des Tages. Um 14:48 Uhr erfolgte der zweite Start des Tages, die Landung auf der Graspiste 34 GLD⁵ erfolgte um 14:51 Uhr. Bei dieser Landung kam es infolge eines ungewollten Wiederabhebens zu zwei Pistenberührungen.

Hergang

Der Schleppzug bestehend aus dem Schleppflugzeug HB-KHO und einem Segelflugzeug startete zum Dritten mal an diesem Tag um 15:01 Uhr von der Graspiste 34 GLD des Flughafens Bern-Belp. Nachdem der Schleppzug den Segelflugsektor Lima Bravo im Westen des Flugplatzes erreicht hatte, klinkte der Segelflugpilot aus und der Pilot der HB-KHO kehrte mit einer Linksvolte zur Graspiste 34 GLD zurück.

Der Wind kam aus 320° mit einer Geschwindigkeit von 3 kt. Somit herrschte auf der Graspiste 34 GLD Gegenwind.

Die Geschwindigkeit über Grund (*Ground Speed* – GS) der HB-KHO lag zu Beginn der halbkreisförmigen Endanflugkurve bei rund 155 km/h, reduzierte sich bis zu deren Mitte (*mid base*) auf rund 120 km/h, und stieg anschliessend im Endanflug (*final*) wieder leicht an. Kurz vor dem ersten Bodenkontakt auf der Piste betrug die GS rund 136 km/h.

Um 15:04 Uhr setzte die HB-KHO mit vollständig ausgefahrenen Landeklappen gleichzeitig mit Haupt- und Bugfahrwerk (3-Punkte-Landung) auf der Piste auf und hob ungewollt wieder ab (*bouncing*). Kurz darauf kam es zu einer sich aufschaukelnden Bewegung des Flugzeuges um die Querachse mit vier weiteren, zunehmend härteren Bodenberührungen (*porpoising*⁶). Beim letzten Aufschlag knickte das Bugfahrwerk ein und es kam zur Bodenberührung mit dem Propeller (vgl. Abbildung 1).

Es brach kein Feuer aus und der Pilot konnte das Flugzeug selbstständig und unverletzt verlassen.

³ GPS: *Global Positioning System*. Satellitengestütztes System zur zwei- oder mehrdimensionale Festlegung der Position des Empfängers.

⁴ TSN: *Time Since New*, Flugbetriebszeit seit der Herstellung.

⁵ GLD: *Glider*, Segelflugzeug

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



Abbildung 1: Landesequenz während des schweren Vorfalls: Das aus mehreren Einzelbildern zusammengesetzte Bild zeigt die insgesamt fünf Bodenberührungen (❶ bis ❺) auf der Segelfluggpiste 34 GLD. Die sich aufschaukelnde Bewegung um die Querachse ist durch die oszillierende Veränderung des Längslagewinkels gut erkennbar. Quelle: Überwachungskameras des Flughafens Bern-Belp, bearbeitet durch die SUST.

Aufbau des Fahrwerks der Robin DR 400

Das Flugzeug Robin DR400 ist mit einem festen Dreibeinfahrwerk ausgestattet. Es besteht aus dem Hauptfahrwerk und einem mittels der Seitenrudersteuerung lenkbaren Bugfahrwerks, das mit einem *Shimmy*⁷-Dämpfer ausgestattet ist.

Das als HB-KHO eingetragene Schleppflugzeug war mit einer Version des Lenksystems des Bugfahrwerks ausgestattet, bei dem der *Pivot* (siehe Abbildung 2, Element 28) von oben in die Bugfahrwerksaufhängung eingeführt und mittels einer Mutter (siehe Abbildung 2, Element 31) entsprechend gesichert wird, dabei wird eine elastische *Belleville*-Unterlegscheibe (auch Tellerfeder genannt) zwischen der Rückhalteplatte des *Pivots* und dem oberen Arm des Bugfahrwerkrohres eingespannt (vgl. Abbildung 2, Element 27).

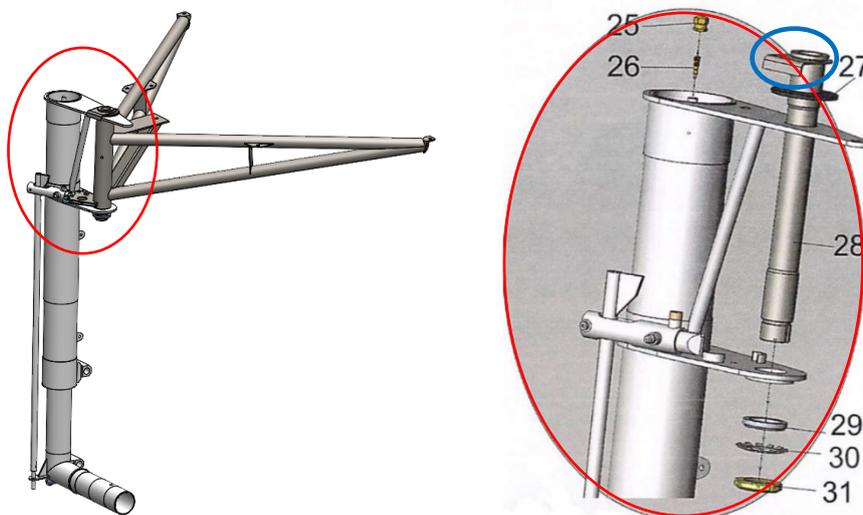


Abbildung 2: Aufbau des Bugfahrwerks der HB-KHO. Auf der linken Bildseite ist der zusammengebaute Zustand inklusive dem Bugfahrwerksträger ersichtlich. Im Detail auf der rechten Bildseite sind folgende Bauteile aufgeführt: (27) *Belleville*-Unterlegscheibe; (28) *Pivot* mit angeschweisster Rückhalteplatte, die im blauen Kreis hervorgehoben ist; (29) Mutter, (30) Sicherheitsunterlegscheibe, (31), Kontermutter. Quelle: Avions Pierre Robin, bearbeitet durch die SUST

⁷ Mit *Shimmy* wird eine Schwingung bezeichnet, welche Räder in der Spur hin und her schwingen lässt. Wird die Schwingung nicht mittels geeigneter Dämpfung reduziert, können Schäden entstehen.

Befunde am Bugfahrwerk

Die Rückhalteplatte, die mit dem sogenannten *Pivot* des Bugfahrwerks verschweisst ist (vgl. Abbildung 2 und Abbildung 3), wurde rund 28 m vor der Endlage des Wracks aufgefunden, in übereinstimmender Position mit dem letzten Aufprall. Die abgebrochene Rückhalteplatte hatte das Einknicken des Bugfahrwerks zur Konsequenz.



Abbildung 3: Endlage der HB-KHO auf der Graspiste 34 GLD mit dem Fundort der abgebrochenen Rückhalteplatte

Die normalerweise eingebaute *Belleville*-Unterlegscheibe wurde nicht vorgefunden. Die vorgefundenen Schmutzablagerungen und Abdrücke auf den Bauteilen zeigen aber auf, dass eine *Belleville*-Unterlegscheibe zu einem früheren Zeitpunkt installiert gewesen war, danach aber entfernt wurde. Die Untersuchung konnte den Zeitpunkt des Ausbaus der *Belleville*-Unterlegscheibe nicht eruieren. Stattdessen wurde an einer anderen Position im Fahrwerksaufbau eine flache Unterlegscheibe vorgefunden, die im Wartungshandbuch des Herstellers nicht aufgeführt ist (vgl. Abbildung 4).

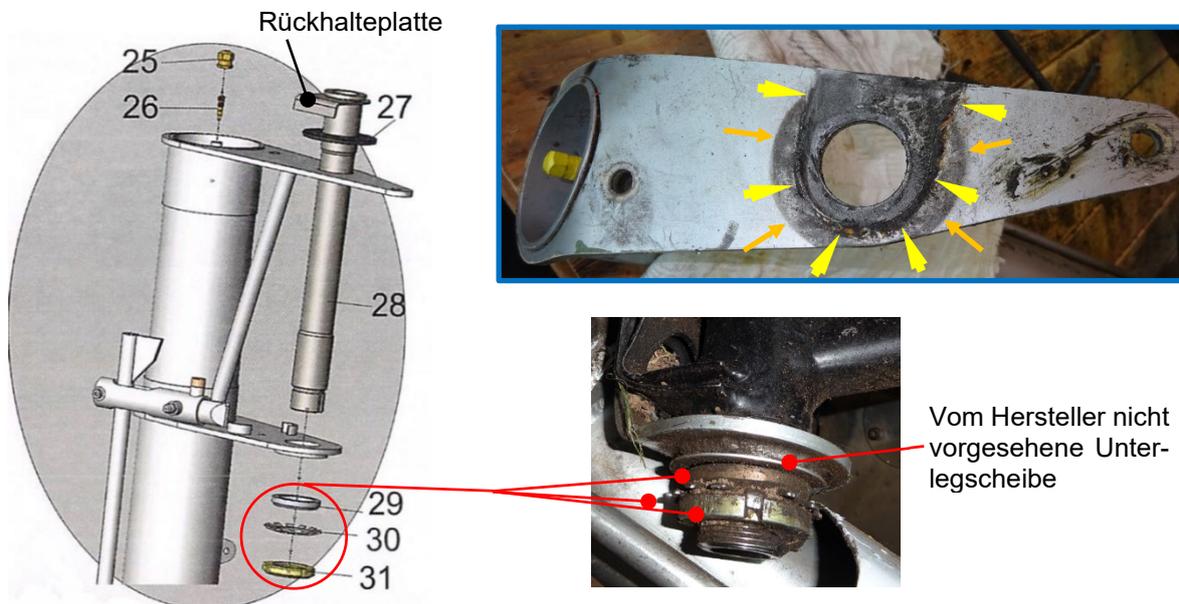


Abbildung 4: Auszug aus dem Wartungshandbuch des Herstellers im Vergleich zu den Befunden am Flugzeug: Die vorgesehene Position der *Belleville*-Unterlegscheibe (27) ist ersichtlich. Im blau eingerahmten Bild ist die Schmutzablagerung ersichtlich (gelbe Pfeile), die infolge der fehlenden *Belleville*-Unterlegscheibe bis zur Rückhalteplatte vordringen konnte. Ebenfalls ersichtlich ist, dass die *Belleville*-Unterlegscheibe zu einem früheren Zeitpunkt installiert war (kreisförmiger Abdruck, hervorgehoben mittels der orangen Pfeile). In Rot sind die Bauteile (29), (30) und (31) hervorgehoben, die entsprechend dem Wartungshandbuch identifiziert werden konnten, sowie die zusätzlich verbaute, vom Hersteller nicht vorgesehene Unterlegscheibe. Quelle: *Maintenance Manual Avions Pierre Robin*; Bilder SUST

Instandhaltung

Das betroffene Bugfahrwerk wurde gemäss den Instandhaltungsunterlagen am 26. Mai 2008 erstmalig installiert. Die Zelle wies zu diesem Zeitpunkt 3851:46 Flugstunden TSN und 14 006 Landungen auf. Das Schleppflugzeug HB-KHO wies beim Start vor dem schweren Vorfall 5416:38 Flugstunden TSN und 22 974 Landungen auf. Es kann davon ausgegangen werden, dass das Bugfahrwerk seit der Installation während rund 1565 Flugstunden mit 8968 Landungen in Betrieb war.

Seit April 2011 wurde regelmässig die Umsetzung der Lufttüchtigkeitsanweisung⁸ EASA AD No.: 2010-0231 bescheinigt. Diese AD schreibt verschiedene Kontrollen des Bugfahrwerks vor. Aus der entsprechenden Wartungsanleitung (*Service Bulletin*) 101 des Herstellers sind die Bereiche ersichtlich, die inspiziert werden sollen⁹ (vgl. Abbildung 5). Eine Überprüfung der Rückhalteplatte des *Pivots* ist darin nicht vorgesehen. Am 7. September 2016 wurde bei 19 162 Landungen der durch die EASA AD No.: 2010-0231 alle 500 Flugstunden vorgesehene *Dye Penetrant*¹⁰ check durchgeführt. Um diese nicht-destruktiven Überprüfungen korrekt durchzuführen, muss das Bugfahrwerk demontiert werden. Am 16. Juni 2017 wurde die 2000 Stunden / 6 Jahreskontrolle¹¹ durchgeführt und bescheinigt. Dabei musste gemäss Instandhaltungsvorschrift das vordere Fahrwerk demontiert werden.

1. Zones à inspecter

Region to inspect

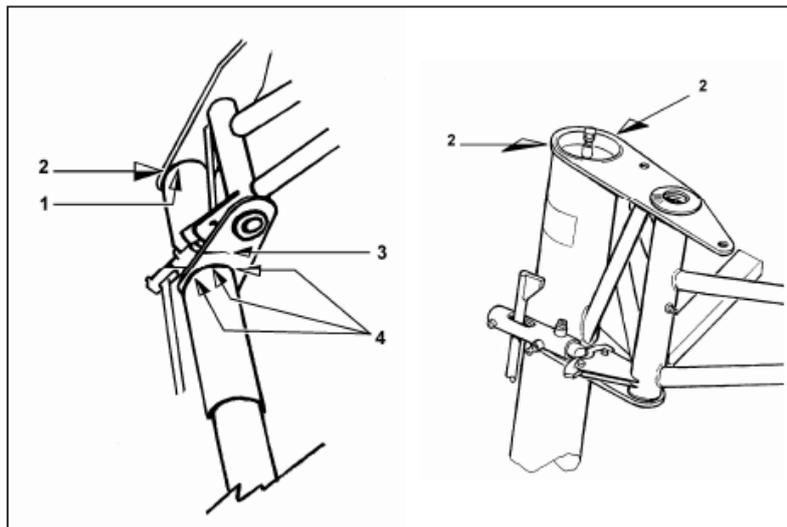


Figure 2

1	Zone de soudure entre le fût et la platine supérieure	Welded region oleo outer cylinder to upper plate
2	Zone de crigue de fatigue sur platine supérieure	Fatigue crack region on upper plate
3	Zone de crigue sur platine inférieure	Crack region on lower plate
4	Zone de soudure entre le fût et la platine inférieure	Welded region oleo outer cylinder to lower plate

Abbildung 5: Auszug aus dem *Service Bulletin* 101 des Herstellers. Die mit Pfeilen markierten Bereiche werden mit Nicht-destruktiven Methoden überprüft. Quelle: Avions Pierre Robin

⁸ Lufttüchtigkeitsanweisung (*Airworthiness Directive – AD*). Dies ist eine durch Behörden angeordnete obligatorische Massnahme zum Erhalt der Lufttüchtigkeit.

⁹ Im SB 101 ist eine weitere Variante des Aufbaus des Bugfahrwerks illustriert, die keine aufgeschweisste Rückhalteplatte auf dem Pivot beinhaltet.

¹⁰ *Dye Penetrant (check)*: Es handelt sich dabei um ein nicht-destruktives Testverfahren, das eine Darstellung vorhandener Risse im Inspektionsbereich mittels der Anbringung einer lumineszierenden Kriechfarbe ermöglicht.

¹¹ Es ist in der Luftfahrt gängige Praxis, Instandhaltungsgrenzen sowohl mit Kalenderzeit als auch mit Betriebsstunden- oder Zyklen zu definieren. Die für den Erhalt der Lufttüchtigkeit verantwortliche Person plant die Durchführung der Wartungsereignisse, sobald die erste dieser Grenzen erreicht ist.

Am 24. August 2017 wurde nach einer harten Landung eine Kontrolle durchgeführt. Dabei wurde keine Demontage des Bugfahrwerks vorgenommen, was durch das Verfahren auch nicht vorgegeben wird.

Im Jahr 2018 wurde die EASA AD No.: 2010-0231 durch die die EASA AD No.: 2018-0018 ersetzt. Auch die neue AD umfasste Massnahmen hinsichtlich Instandhaltung des Bugfahrwerks. Die Instandhaltungsunterlagen bescheinigen die regelmässige Umsetzung der LTA EASA AD 2018-0018.

Der Hersteller sieht ebenfalls alle 100 Flugstunden eine Kontrolle der Aufhängung des Bugfahrwerks und des Systems zur Dämpfung der *Shimmy*-Schwingungen vor. Insbesondere ist ein Ersatz der *Belleville*-Unterlegscheibe vorgesehen, falls die korrekte Vorspannung nicht erreicht werden kann.

Die Inspektion der Schweissnaht der Rückhalteplatte des Pivots ist bei diesen Instandhaltungen nicht vorgesehen.

Metallkundliche Untersuchung des Pivots

Eine metallkundliche Untersuchung des Pivots sowie der abgebrochenen Rückhalteplatte zeigte einen bereits vorhandenen Ermüdungsbruch im Bereich der Schweissnaht auf, der sich bis auf 125° des Rohrumfangs ausgeweitet hatte. Das heisst, dass die Verbindung zwischen Pivot und Rückhalteplatte bereits geraume Zeit vorgeschädigt war (vgl. Abbildung 6).

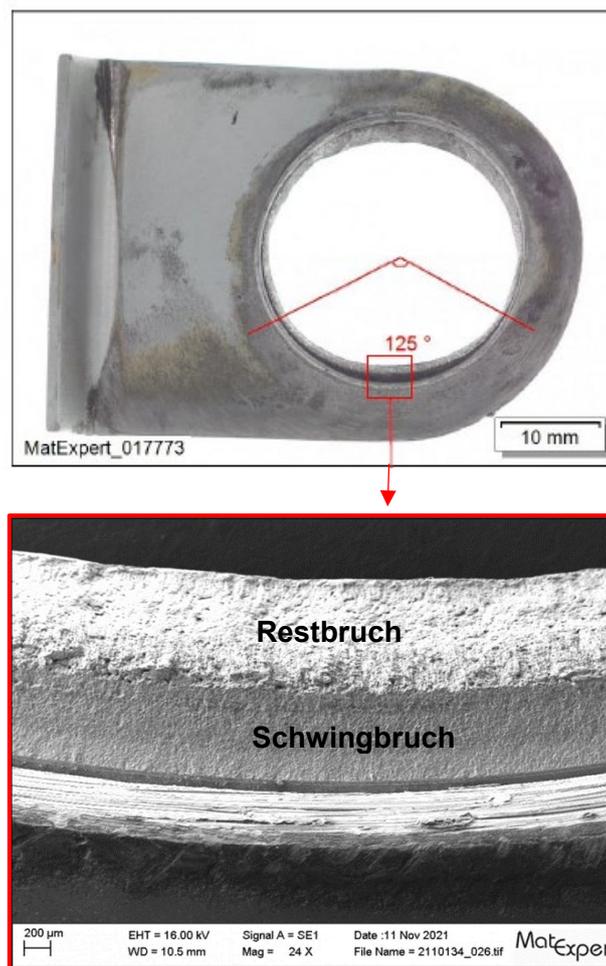


Abbildung 6: Rückhalteplatte und Detailaufnahme der mikrofraktographischen Untersuchung. Der in Rot dargestellte Winkel zeigt den durch einen Ermüdungsbruch (Schwingbruch) vorgeschädigten Bereich auf.

Die Schweissverbindung wies einen erhöhten Schwefelgehalt sowie ein nicht normal geglühtes Gefüge auf. Die Kraftaufnahme (Vorspannung und dynamische Belastung) erfolgt hauptsächlich durch Kompression zwischen der Rückhalteplatte und dem Flansch des *Pivots* (vgl. Abbildung 7).

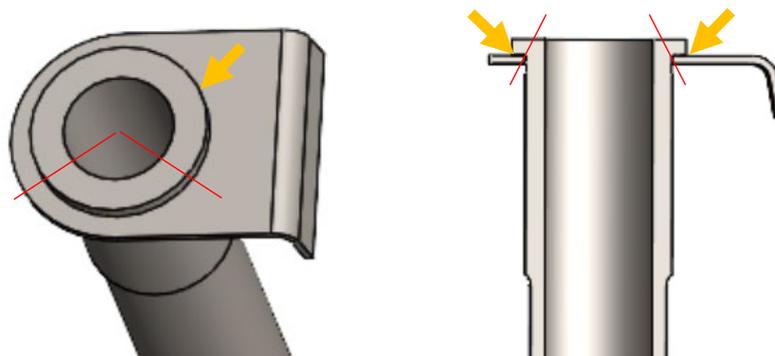


Abbildung 7: Graphische Darstellung, aus welcher der Aufbau des *Pivots* und der Rückhalteplatte ersichtlich ist. Die Position der Schweißnaht ist mit den orangefarbenen Pfeilen aufgezeigt, der Bruchsektor (vgl. Abbildung 4, oberes Bild) bzw. die Bruchrichtung mit den roten Linien. Quelle: Avions Pierre Robin, bearbeitet durch die SUST

Angaben aus dem Luftfahrzeughandbuch

Das Luftfahrzeughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) sieht eine angezeigte Landegeschwindigkeit (*Indicated Air Speed – IAS*) von 120 km/h für kurze Landungen, 125 km/h für normale Landungen vor.

Analyse

Technische Aspekte

Das vom schweren Vorfall betroffene Flugzeug Robin DR400/180R, eingetragen als HB-KHO, wurde als Schleppflugzeug hauptsächlich auf Graspisten eingesetzt. Dies hatte eine gesamt-haft höhere Belastung der Flugzeugstruktur und deren mechanischer Bauteile aufgrund der Unebenheiten auf einer Graspiste zur Folge.

Der *Pivot* wurde ohne *Belleville*-Unterlegscheibe eingebaut. Dadurch konnte die vorgesehene Vorspannung im Aufbau des Bugfahrwerks nicht erzielt werden. Um das dadurch entstehende Spiel im *Pivot* zu reduzieren, wurde eine zusätzliche flache Unterlegscheibe an einer anderen Position eingebaut. Durch das Abweichen von den Herstellerangaben über den Zusammenbau war u.a. die *Shimmy*-Dämpfung beeinträchtigt. Das Vorspannen mit einer anderen als der vorgesehenen Reihenfolge von Bauteilen begünstigte das Entstehen des Ermüdungsbruches.

Auch die schlechten Materialeigenschaften im Bereich der Schweißnaht haben eine Rolle bei der Entstehung des Ermüdungsbruches gespielt.

Der Ermüdungsbruch sowie die fehlende *Belleville*-Unterlegscheibe befanden sich in einem Bereich des Bugfahrwerkes, der gemäss Wartungshandbuch des Herstellers alle 100 bzw. 500 Flugstunden kontrolliert werden muss. Da sich der Ermüdungsbruch auf der Innenseite der Bauteile entwickelte, war dieser im Rahmen einer normalen Kontrolldemontage kaum erkennbar. Hingegen ist es nicht nachvollziehbar, wie der nicht nach Herstellervorgaben zusammengesetzte Aufbau des Bugfahrwerks über längere Zeit unbemerkt bleiben konnte.

Der Ermüdungsbruch beim *Pivot* trug zur Entstehung des schweren Vorfalls bei, da ein Restgewaltbruch selbst bei sanften Landungen nur noch eine Frage der Zeit, d.h. abhängig von der Anzahl Landungen war.

Betriebliche Aspekte

Der Endanflug des Flugzeuges erfolgte mit einer Geschwindigkeit, die höher lag als die vom Hersteller im Flughandbuch (*Aircraft Flight Manual* – AFM) vorgegebene Anfluggeschwindigkeit, und war deshalb nicht stabilisiert. Das Einleiten des Abflachvorganges (*flare*) war anschliessend zu wenig ausgeprägt, so dass das Flugzeug in einer Dreipunktlage, d.h. auf allen drei Rädern gleichzeitig auf der Piste aufsetzte.

Es ist wahrscheinlich, dass ein Impuls durch eine Bodenwelle auf das Bugfahrwerk den Anstellwinkel des Flugzeuges kurzweilig erhöhte und dieses durch die noch vorhandene Geschwindigkeit so viel Auftrieb entwickelte, dass es wieder abhob. Die Bewegung um die Querachse schaukelte sich auf und es kam in der Folge zu vier weiteren sukzessive härter werdenden Bodenberührungen auf der Piste.

Ein Unterbruch dieses Aufschaukelns lässt sich oft nur schwer durch Steuereingaben des Piloten stoppen, um zum Beispiel ein erneutes Ausschweben anzustreben. Hingegen ist in der Regel das sofortige Einleiten eines Durchstarts erfolgreich.

Zahlreiche Zwischenfälle, bei denen Flugzeuge wie vorliegend in schneller Folge aufsetzten und wieder abhoben (*porpoising*), wurden von der SUST untersucht, vgl. dazu die summarischen Berichte zu [HB-TDD \(D\)](#), [HB-WZB \(D\)](#), [HB-DFK \(D\)](#), [HB-KLT \(F\)](#), [HB-CCD \(I\)](#).

Schlussfolgerungen

Der schwere Vorfall, bei dem das Flugzeug nach dem ersten Bodenkontakt bis zum Einknicken des Bugfahrwerkes mehrfach vom Boden abhob und wieder aufsetzte, ist in Kombination auf folgende Faktoren zurückzuführen:

- Eine zu hohe Geschwindigkeit des Flugzeuges im Endanflug und beim Aufsetzen.
- Der Bruch des *Pivots* des Bugfahrwerks im Bereich der Rückhalteplatte, der im Zusammenhang mit einer bereits vorhandenen Ermüdungsbeschädigung auftrat.

Eine nicht korrekte Installation des Systems zur *Shimmy* Dämpfung des Bugfahrwerks und die nicht einwandfreien Materialeigenschaften um die Schweissnaht trugen zur Ermüdungsbeschädigung bei.

Bern, 18. April 2023

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle