



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

# **Schlussbericht Nr. 2332 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Helikopters  
Enstrom 280C, HB-XLS,

vom 22. Januar 2016

auf dem Flugplatz Buttwil (LSZU) / AG

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Art. 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Art. 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 Unfallzeitpunkt.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

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 Zeit (MEZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MEZ und koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) lautet:

LT = MEZ = UTC + 1 h.

## Schlussbericht

<b>Luftfahrzeugmuster</b>	Enstrom 280C	HB-XLS
<b>Halter</b>	Flugschule Eichenberger AG, Flugplatz, 5632 Buttwil	
<b>Eigentümer</b>	Flugschule Eichenberger AG, Flugplatz, 5632 Buttwil	
<b>Fluglehrer</b>	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1980	
<b>Ausweis</b>	Berufspilotenlizenz für Helikopter ( <i>Commercial Pilot Licence Helicopter – CPL(H)</i> ) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit ( <i>European Aviation Safety Agency – EASA</i> ), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).	
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	1891 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 105 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	946 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 8:28 h
	<b>als Fluglehrer</b>	1332 h
<b>Flugschüler</b>	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1980	
<b>Ausweis</b>	Keiner	
<b>Flugstunden</b>	<b>insgesamt</b>	98:13 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 6:32 h
	<b>auf dem Unfallmuster</b>	94:43 h <b>während der letzten 90 Tage</b> 6:32 h
<b>Ort</b>	Flugplatz Buttwil (LSZU) / AG	
<b>Koordinaten</b>	--	<b>Höhe</b> --
<b>Datum und Zeit</b>	22. Januar 2016, ca. 09:45 Uhr	
<b>Betriebsart</b>	Schulung	
<b>Flugregeln</b>	Sichtflugregeln ( <i>Visual Flight Rules – VFR</i> )	
<b>Startort</b>	Flugplatz Buttwil (LSZU)	
<b>Zielort</b>	Flugplatz Buttwil (LSZU)	
<b>Flugphase</b>	Am Boden	
<b>Unfallart</b>	Verlust der Kontrolle über die Heckrotorsteuerung	

**Personenschaden**

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	2	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	0	1	0

**Schaden am Luftfahrzeug** Leicht beschädigt

**Drittschaden** Keiner

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Unfallverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Unfallverlauf wurden die Aussagen des Flugschülers, des Fluglehrers und eines Augenzeugen sowie Dokumente des Unterhaltsbetriebes verwendet.

Es handelte sich um einen Schulungsflug. Das Doppelsteuer war zu diesem Zweck im Helikopter eingebaut.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Der Flugschüler begann seine praktische Ausbildung zum Erwerb der Privatpilotenlizenz für Helikopter (*Private Pilot Licence Helicopter* – PPL(H)) im September 2013 bei der Flugschule Eichenberger AG auf dem Flugplatz Buttwil (LSZU). Seit Beginn der Ausbildung wurde er auf dem Helikoptermuster Enstrom 280C, eingetragen als HB-XLS, ausgebildet.

Ab dem 20. November 2014 unterbrach der Flugschüler die praktische Ausbildung, um zuerst die theoretische Ausbildung abzuschliessen. Zu diesem Zeitpunkt hatte der Flugschüler eine totale Flugzeit am Doppelsteuer von 84:45 h und 3:46 h Solo-Flugzeit. Am 8. April 2015 absolvierte der Flugschüler zusammen mit dem Fluglehrer eine Alpenüberquerung mit dem Helikoptermuster Bell 206B „Jet Ranger“. Am 9. November 2015 setzte der Flugschüler seine praktische Ausbildung fort. Seither absolvierte der Flugschüler bis zum Unfallzeitpunkt eine weitere Flugzeit von 6:32 h am Doppelsteuer.

Am 22. Januar 2016 traf der Flugschüler um etwa 08:30 Uhr auf dem schneebedeckten Flugplatz Buttwil ein. Hier zog er den Helikopter HB-XLS unter Mithilfe von zwei Mitarbeitern des Unterhaltsbetriebes auf den Startplatz links von der Tankstelle. Die Nase des Helikopters war zum Hangar gerichtet (vgl. Abbildung 1). Das Heck ragte über den Startplatz hinaus und zeigte Richtung Piste. Danach führte der Flugschüler anhand der Checkliste die Vorflugkontrolle (*preflight inspection*) am Helikopter durch, wobei keine Unstimmigkeiten festgestellt wurden. Daraufhin wurde der Helikopter betankt.

Um etwa 9 Uhr trafen sich der Flugschüler und der Fluglehrer im Büro und führten die für einen Schulungsflug notwendige Vorbereitung durch. Ebenso wurde das geplante Schulungsprogramm, das Platzrunden, Autorotationen und allenfalls Soloflüge im Schwebefeld beinhaltete, besprochen.

Der Fluglehrer machte den Flugschüler mehrmals darauf aufmerksam, dass der Helikopter bei abruptem Ändern des Drehmomentes auf schneebedecktem resp. vereistem Startplatz um seine Hochachse zu drehen beginnen könne. Aus diesem Grund dürfe die Motordrehzahl mittels Gasdrehgriffs nur langsam verändert werden. Ebenso sei Vorsicht beim Durchführen des Magnetchecks geboten, dass der Zündschlüssel nicht aus Versehen auf die Position OFF gedreht und der Motor dadurch abgestellt würde.

Der Flugschüler hatte den Helikopter während seiner Ausbildung schon öfters auf dem Flugplatz bei schneebedecktem Untergrund betrieben.

#### 1.1.3 Unfallverlauf

Nach dem Flugbriefing stiegen der Flugschüler und der Fluglehrer in den Helikopter HB-XLS. Der Flugschüler startete den Motor und begann, die Startvorbereitungs-Checkliste abzuarbeiten. Als der Antriebsriemen zwischen Motor und Antriebswelle mittels Kupplung gespannt und der Motor warmgelaufen war, bemerkte

der Flugschüler, dass der automatische Notsender (*Emergency Locator Transmitter* – ELT) nicht im Helikopter eingebaut war. Dieser war bei der HB-XLS normalerweise unter dem kollektiven Blattverstellhebel auf Seite des Flugschülers montiert. Der Fluglehrer teilte dem Flugschüler mit, dass er sich beim Unterhaltsbetrieb nach dem ELT erkundigen werde und der Flugschüler die restlichen Checks selbstständig zu Ende führen könne. Bevor der Fluglehrer den Helikopter verliess, machte er den Flugschüler nochmals auf die Gefahren beim Magnetcheck auf verschneitem Untergrund aufmerksam.

Der Flugschüler drehte anschliessend den Gasdrehgriff auf, um bei einer Drehzahl von 2900 RPM<sup>1</sup> den Magnetcheck durchzuführen. Kurz bevor diese Drehzahl erreicht wurde, begann sich der Helikopter langsam nach links um die Hochachse zu drehen. Daraufhin betätigte der Flugschüler das rechte Steuerpedal, um das Drehen des Helikopters zu stoppen. Er konnte sich jedoch nicht mehr daran erinnern, ob sich der Helikopter dabei in die Ausgangsposition zurückdrehte. In diesem Augenblick begann der Helikopter schlagartig wieder nach links zu drehen. Der Flugschüler ergriff ab diesem Zeitpunkt vorerst keine Massnahmen gegen die Drehung, da sich alles sehr schnell abspielte. Nach ungefähr vier Umdrehungen reduzierte der Flugschüler mittels des Gasdrehgriffs die Motordrehzahl. Dies führte zum Stillstand des Helikopters. Während den Drehungen rutschte der Helikopter in Richtung der schneebedeckten Wiese (vgl. Abbildung 1). Der Fluglehrer rannte zum Helikopter zurück, öffnete die Türe, schaltete alle Systeme aus und schloss den Treibstoffhahn (*fuel valve*). Der Flugschüler konnte den Helikopter unverletzt verlassen.

## 1.2 Meteorologische Angaben

### 1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich am Rande eines Hochs über der Tschechischen Republik. In der Höhe schwenkte ein schmaler Rücken von Frankreich nach Osten.

### 1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Über dem verschneiten zentralen Mittelland hielt sich eine aufgelockerte Hochnebeldecke mit einer Basis um 3200 ft AMSL<sup>2</sup>. Die bodennahe Kaltluft folgte dem Gefälle des Tals. Der Wind wehte mit 2 bis 5 kt aus Sektor SSE. Auf den Kreten des Höheren Mittellands drehte der Wind auf Südwest und erreichte 5 bis 10 kt.

Wetter/Wolken	3/8 – 4/8 um 800 ft AAE <sup>3</sup>
Sicht	um 6 km
Wind	variabel, 3 kt
Temperatur/Taupunkt	-3 °C / -4 °C
Luftdruck QNH	1029 hPa
Gefahren	keine

<sup>1</sup> RPM: *revolutions per minute*, Umdrehungen pro Minute

<sup>2</sup> AMSL: *above mean sea level*, über der mittleren Meereshöhe

<sup>3</sup> AAE: *above airport elevation*, Höhe über dem Flugplatz

1.2.3	Astronomische Angaben		
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
		Azimut	139°
		Höhe	13°

### 1.3 Angaben über die Unfallstelle und erste Befunde

#### 1.3.1 Unfallstelle

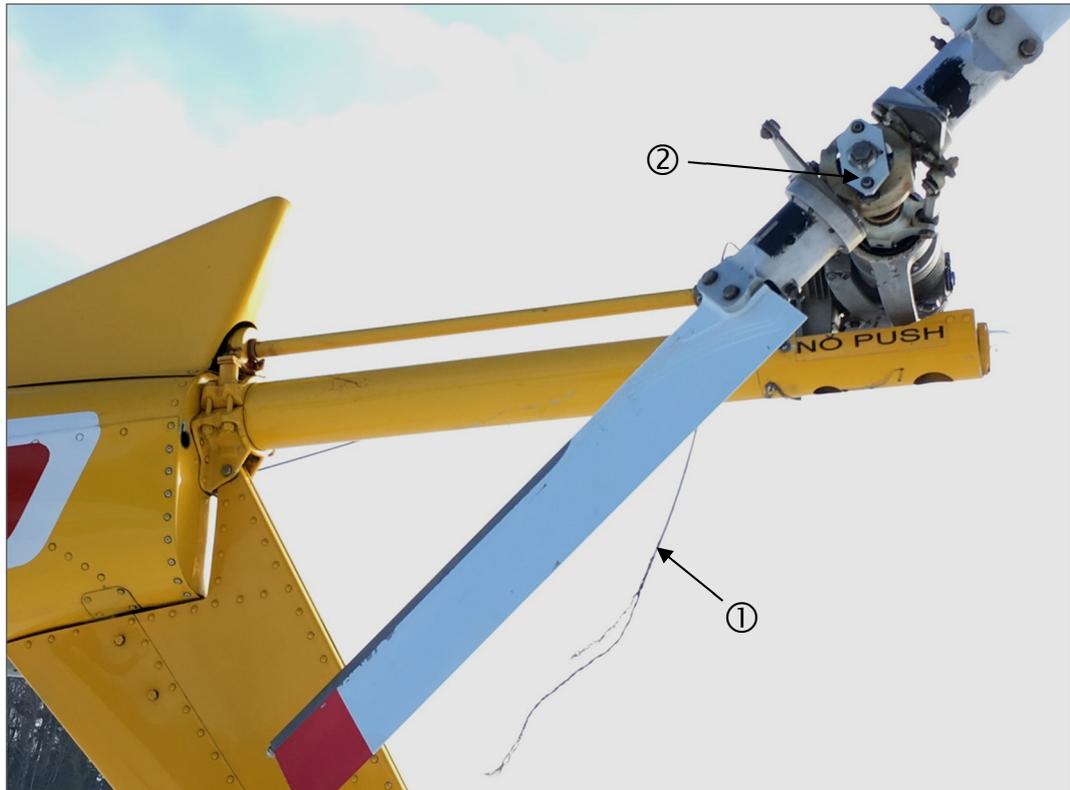
Auf dem ganzen Flugplatzgelände war der Schnee nicht geräumt. Die Spuren des rotierenden Helikopters resp. der Kufen waren im Schnee gut zu sehen. Gleiches gilt für die Spuren, die beim Rollen des Helikopters vom Hangar zum Startplatz entstanden waren (vgl. Abbildung 1). Der Startplatz befand sich rund 17 m vom Hangar und rund 4 m von der Tankstelle entfernt.



**Abbildung 1:** Endposition des Helikopters HB-XLS mit Blick Richtung Piste ①. Am linken Bildrand ist die Tankstelle ersichtlich. Die Rollspuren ② führten vom Hangar zum Startplatz.

#### 1.3.2 Erste Befunde

Gleich nach dem Zwischenfall konnte festgestellt werden, dass das linke Steuerseil des Heckrotors gerissen war (vgl. Abbildung 2). Zusätzlich waren an beiden Heckrotorblättern Spuren ersichtlich, die auf einen Kontakt mit dem Steuerseil hindeuten.



**Abbildung 2:** Situation des Heckrotorsystems der HB-XLS am Unfalltag: ersichtlich sind das gerissene linke Steuerseil ① und der statische Stopp (*static stop*) ②, der die Taumbewegung des Heckrotors begrenzt (vgl. Kapitel 1.4.).

Erste Untersuchungen zeigten, dass das linke Steuerseil des Heckrotors im Bereich der hintersten im Heckausleger montierten Seilrolle, die das Seil führt und ablenkt, an zwei Stellen gerissen war (vgl. Abbildung 3).



**Abbildung 3:** Gerissenes linkes Steuerseil des Heckrotors in ausgebautem Zustand. Am linken Bildrand ist das Anschlussstück zur Heckrotoransteuerung ersichtlich.

## 1.4 Angaben zum Luftfahrzeug

### 1.4.1 Allgemeines

Der Enstrom 280C ist ein Leichthelikopter mit Kufenlandegestell und drei Sitzplätzen. Der Hauptrotor dreht von oben betrachtet entgegen dem Uhrzeigersinn. Als Drehmomentausgleich dient ein konventioneller Zweiblatt Heckrotor, der über Drahtseile mit den Steuerpedalen im Cockpit angesteuert wird. Das Triebwerk ist ein luftgekühlter Kolbenmotor mit Turbolader.

## 1.4.2 Unterhalt

## 1.4.2.1 Allgemeines

Die letzte geplante Unterhaltsarbeit am Helikopter HB-XLS wurde durch den auf dem Flugplatz ansässigen Unterhaltsbetrieb in der Zeit vom 20. November bis 5. Dezember 2015 durchgeführt (vgl. Kapitel 1.7). Es handelte sich dabei um eine 200-Stunden- und Jahreskontrolle bei 6454 Betriebsstunden. Eine Materialliste sowie ein Arbeitsbericht waren in den technischen Akten nicht vorhanden.

## 1.4.2.2 Heckrotorsteuerseile und Seilrollen

Das linke und rechte Heckrotorsteuerseil setzen sich aus je zwei Teilstücken zusammen, die mittels Spannschrauben (*turnbuckles*) miteinander verbunden sind (vgl. Abbildung 4). Mit diesen wird die Zugspannung (*tension*) der Seile eingestellt. Der Arbeitsweg der Heckrotorsteuerseile zwischen vollem Ausschlag des rechten und linken Steuerpedals beträgt 40 - 45 mm.

Im vom Unterhaltsbetrieb benutzten *inspection guide* schrieb der Hersteller folgende Punkte vor, die an der Heckrotoransteuerung bei jeder 100-Stunden- resp. Jahreskontrolle geprüft werden müssen:

“14. *Flight Controls*

C. *Tail Rotor Controls:*

1) *Inspect the tail rotor control cables and turnbuckles for wear, corrosion, proper operation, proper cable tension, correct range of travel, and security of installation.*

2) *Inspect the pulleys and fairleads for wear, proper operation, and security of installation.*

3) *Inspect the pedal assemblies, control rods, and bellcranks for excessively worn rod end bearings/bushings, condition, and security of installation.”*

Im Wartungshandbuch (*Maintenance Manual – MM*) des Herstellers wird die Wartung der Steuerseile wie folgt beschrieben:

„10-7 *Tail Rotor Cables*

A. *Tail Rotor Cable – Inspection*

(1) *Remove wraparound cowling and baggage box.*

(2) *Remove seat cushions and fiberglass seat deck.*

(3) *Inspect cables for wear, strand separations and fraying.*

(4) *Visually inspect cable pulleys for wear and security.*

(5) *Inspect turnbuckles for security.*

(6) *Cable tension – 35 to 40 lbs with cable tensiometer.“*

Die Messung der Zugspannung der Steuerseile wurde im Arbeitsauftrag vom 5. Dezember 2015 bescheinigt. Die Messwerte wurden jedoch nicht festgehalten.

Die Steuerseile wurden letztmals am 12. April 2006, die Spannschrauben am 8. Februar 2002 ersetzt. Gemäss Angaben des Unterhaltsbetriebes sei 1986 am Helikopter ein neuer Heckausleger montiert worden. Zu welchem Zeitpunkt die Seilrollen letztmals ersetzt wurden, war aus den Akten nicht ersichtlich.

Die Spannschrauben waren korrodiert und an den Drahtsicherungen wurden Ablagerungen festgestellt. Es konnten keine Spuren von Kontroll- und Einstellarbeiten vorgefunden werden (vgl. Abbildung 4).

Der Hersteller gibt vor, dass diese Teile bei der Kontrolle auf deren betriebssicheren Zustand (*on condition*) überprüft werden müssen. Gemäss Hersteller ist die Nutzungsdauer der eingebauten Steuerseile und Seilrollen nicht limitiert.



**Abbildung 4:** Spannschrauben des rechten und linken Heckrotorsteuerseils mit Drahtsicherung gegen selbständiges Aufdrehen. Diese befinden sich bei der HB-XLS in Motor-nähe. Der gelbe Pfeil zeigt die Flugrichtung an.

#### 1.4.2.3 Heckrotorblätter

Am 25. Oktober 2007 wurden an der HB-XLS bei 5632:34 Betriebsstunden zwei neue Heckrotorblätter mit den Serie-Nummern 2951 und 2958 montiert. Diese Blätter waren zum Unfallzeitpunkt an der HB-XLS montiert.

Die Aufzeichnungen in den technischen Akten und den Komponentenkarten waren widersprüchlich und die Nachvollziehbarkeit ist nicht gegeben.

#### 1.4.2.4 Statischer Stopp

Am äusseren Ende der Heckrotorwelle ist ein statischer Stopp (*static stop*) montiert, der die Taumelbewegung des Heckrotors begrenzt (vgl. Abbildung 2 und Abbildung 5). Zur Dämpfung von Schlägen sind zwei Gummipuffer (*rubber teeter stop bumper*) montiert.

Der Hersteller gibt vor, dass die Gummipuffer auf betriebssicheren Zustand (*on condition*) überprüft werden müssen, wobei weder Zeitlimiten noch Mindestmasse definiert sind. Er verweist diesbezüglich auf das *service directive bulletin NO. 0075* (vgl. Kapitel 1.4.3.2).

Beide Gummipuffer waren zum Unfallzeitpunkt abgenutzt und aufgeweicht. Aus den technischen Akten war nicht ersichtlich, wann die Gummipuffer letztmals ersetzt worden sind.



**Abbildung 5:** Heckrotorwelle mit Hub und statischem Stopp mit mangelhaftem Gummipuffer (weiss eingekreist) der HB-XLS. Das Foto wurde am Unfalltag aufgenommen.

### 1.4.3 Service Directive Bulletin

#### 1.4.3.1 Allgemeines

Eine Änderungsanweisung (*Service Directive Bulletin* – SDB) ist ein Dokument, das von einem Luftfahrzeug- oder Triebwerkhersteller veröffentlicht wird und Änderungen, Verbesserungen oder Inspektionen an einem Luftfahrzeug oder Triebwerk enthält.

Die Entscheidung zur Ausführung von *Service Directive Bulletin* liegt beim Halter des Luftfahrzeuges. Aus Sicht des Helikopterherstellers ist dieses SDB auszuführen.

#### 1.4.3.2 Tail Rotor Cable Blade Strikes

Das *Service Directive Bulletin No. 0075* (vgl. Anlage 1) wurde am 8. Juni 1987 veröffentlicht. Dieses SDB wurde in den technischen Akten der HB-XLS unter „*Verzeichnis der ausgeführten Herstelleranweisungen*“ mit einem Fälligkeitsintervall von 100 h eingetragen.

Der Hintergrund dieses SDB war, dass dem Hersteller bei den Modellen C und F drei Vorfälle gemeldet wurden, bei denen das linke Heckrotorsteuerseil während des Fluges aufgrund von brusken (*severe*) Steuermanövern getrennt worden war. Die Ursache lag darin, dass die Heckrotorblattspitze das linke Heckrotorsteuerseil unmittelbar nach der Seildurchführung der hintersten Trennwand (*bulk head*) des Heckauslegers durchtrennte. Mit einem vollen und heftigen Ausschlag des rechten Steuerpedals wurde das Heckrotorsystem gegen die Gummipuffer des statischen Stopps geschlagen. Dabei wurde ein Abstand zwischen der Heckrotorblattspitze und dem Steuerseil von 25 bis 28 mm gemessen.

Der Helikopterhersteller kam zu folgendem Schluss:

“(1) *Sudden airborne maneuvers by themselves do not result in tail rotor blade motions which would intercept the tail rotor control cable.*

“(2) *Sudden airborne maneuvers do not result in deflections of the fuselage, tail-cone, stinger tube or cables which would contribute to the possible interception of the tail rotor blade and cable.*

*(3) It was concluded, however, that slack cable tension resulting from improper rigging in conjunction with worn teeter stops, low rotor rpm, and a severe maneuver (such as sudden left yaw), could result in the slack cable being thrown outward and into the rotating path of the tail rotor blade."*

Der Hersteller verlangte daher, dass alle Halter die folgenden Inspektionen umgehend ausführten:

*"(1) An immediate inspection for proper cable tension and condition of tail rotor teeter stop rubber bumpers must be made. With full hard right or left pedal applied, any visible sag in the cable should be considered low tension and the aircraft should not be flown until cable tension and experienced maintenance personnel check rigging. Rubber teeter stop bumpers found to be brittle, cracked, missing, or with heavily-worn screw heads, should be replaced prior to the next flight.*

*(2) Tail rotor cables found to have little or no sag and teeter stops with minor wear should be checked for proper rigging and cable tension by experienced maintenance personnel within the next 5 hours of service.*

*(3) Proper rigging and cable tension must be verified at each subsequent 100 hour inspection."*

#### 1.4.3.3 Tail Rotor Control Cable Inspection

Das *Service Directive Bulletin No. 0093* (vgl. Anlage 2) wurde am 9. Dezember 2003 veröffentlicht. Dieses SDB war in den technischen Akten der HB-XLS unter „*Verzeichnis der ausgeführten Herstelleranweisungen*“ nicht eingetragen.

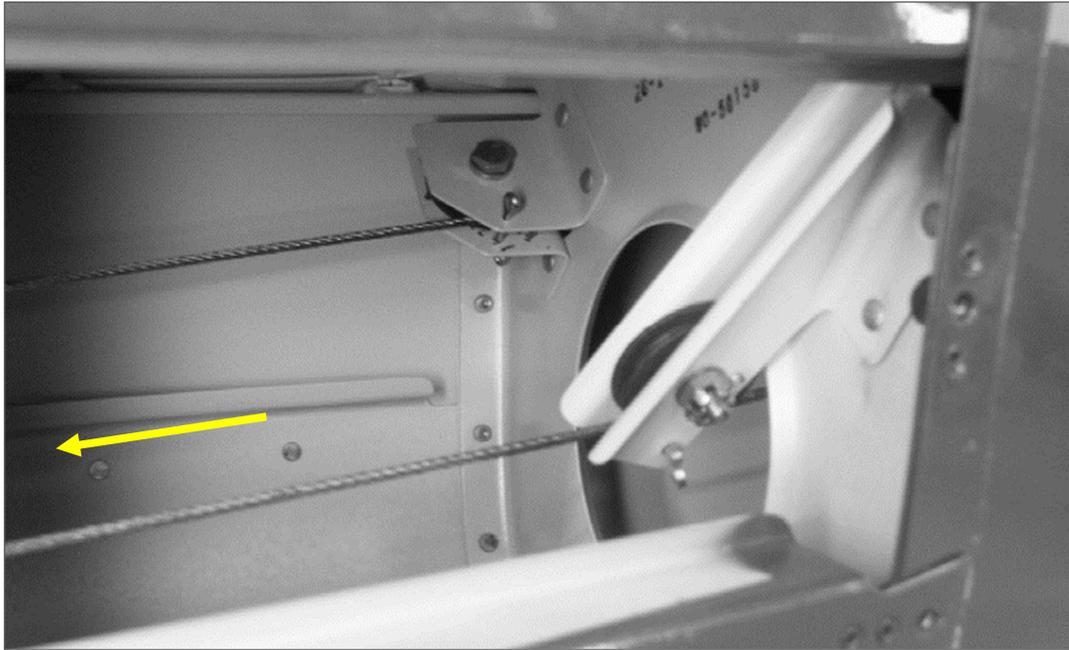
Der Hintergrund dieses SDB war, dass beim Hersteller Meldungen von Ausfransungen und Abnützungen am linken Heckrotorsteuerseil im Bereich der hintersten im Heckausleger montierten Seilrolle eingegangen waren.

Dieses SDB verlangte eine Kontrolle der Heckrotorsteuerseile auf deren Zustand.

In einer Bemerkung wird der Kontrollintervall wie folgt beschrieben:

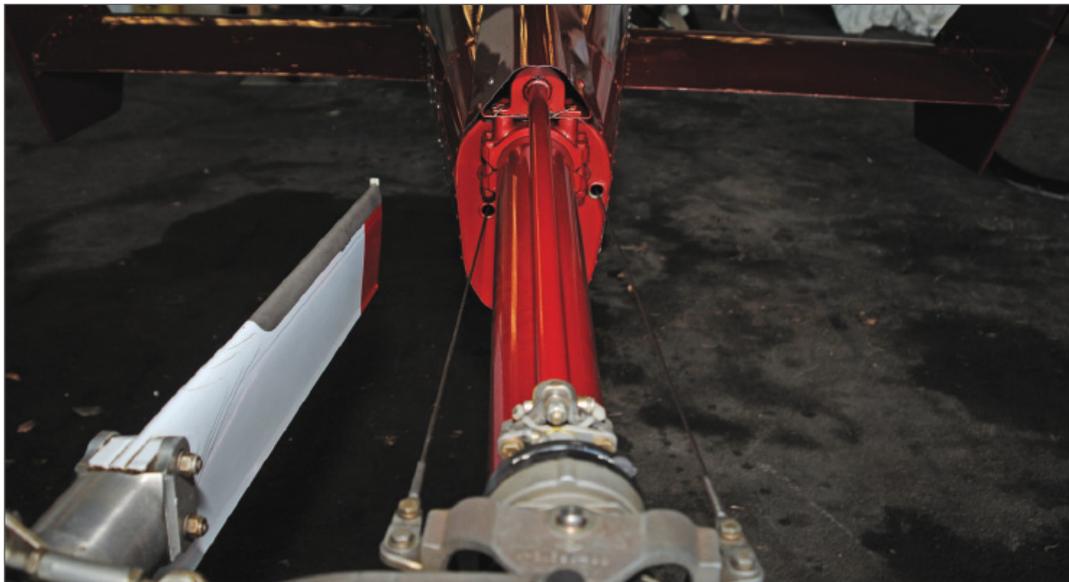
*"Maintenance personnel should pay particular attention to this area during subsequent 100 hour/annual inspections. Enstrom recommends using the procedure outlined in paragraph 5.1 for cable inspections in this area. This is especially important on aircraft which have a history of cable wear."*

Grundsätzlich verlangt das Unterhaltshandbuch des Herstellers, dass bei allen 100-Stunden- und Jahreskontrollen die Seilrollen, -führungen, -ausrichtungen und die Zugspannung der Seile kontrolliert werden müssen.



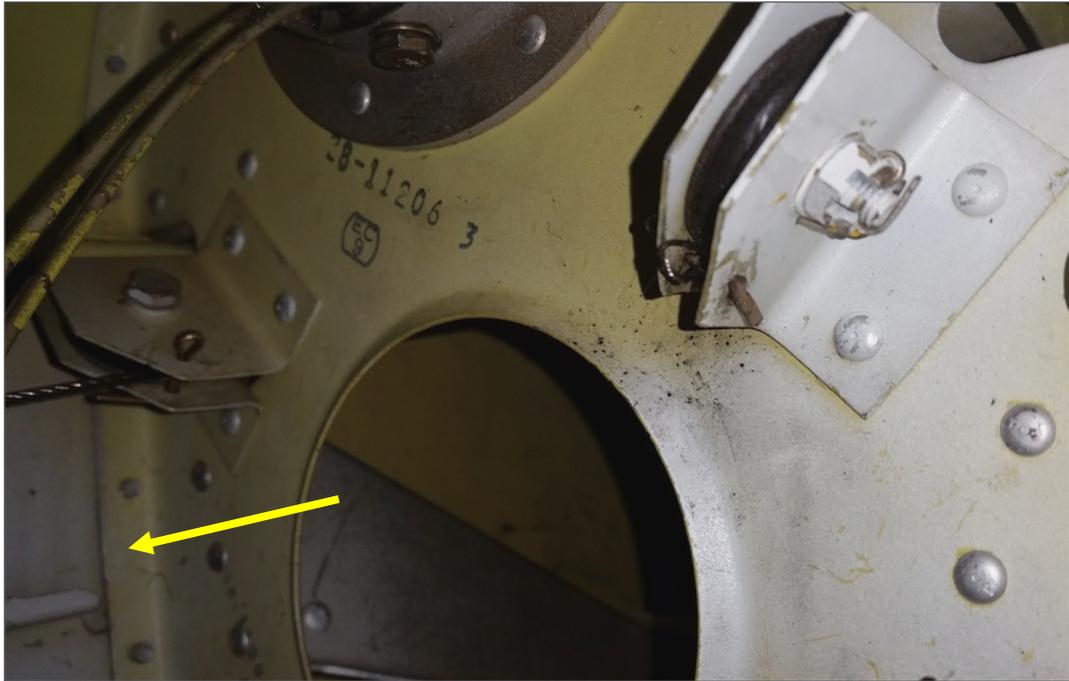
**Abbildung 6:** Anordnung der linken Seilrolle im hinteren Bereich des Heckauslegers, wie im *Service Directive Bulletin* des Herstellers dargestellt. Der gelbe Pfeil zeigt die Flugrichtung an.

Abbildung 6 wurde dem SDB entnommen und zeigt eine modifizierte Version der installierten linken Seilrollenhalterung. Die linke Seildurchführung befindet sich rund 20 mm Richtung Zentrum des Heckauslegers und etwa 60 mm tiefer (vgl. Abbildung 7). Dadurch wird der Abstand zwischen Heckrotorblattspitze und Steuerseil vergrößert.



**Abbildung 7:** Modifizierte Version der Seildurchführung bei einem typengleichen Helikopter.

Bei der HB-XLS waren die linke und die rechte Seilführung identisch und symmetrisch montiert (vgl. Abbildung 8).



**Abbildung 8:** Symmetrische Seilführung bei der HB-XLS. Der gelbe Pfeil zeigt die Flugrichtung an.

Gemäss Angaben des Helikopterherstellers wurde keine Modifikation der Seilführung gefordert.

## 1.5 Versuche und Forschungsergebnisse

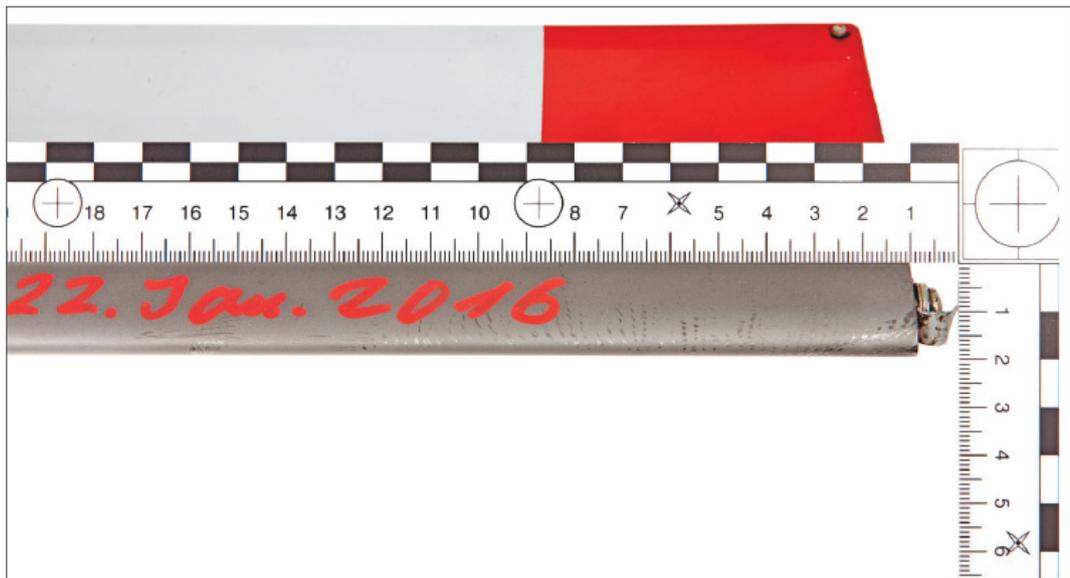
### 1.5.1 Spurenkundlicher Abgleich

#### 1.5.1.1 Heckrotorblätter

Die an den Rotorblattenden montierten Metallplättchen als Berührungsindikatoren (*strike indicator*) zeigten starke Einkerbungen, die auf einen heftigen Kontakt mit dem Steuerseil hinweisen (vgl. Abbildung 9). Der eine Indikator wurde zusätzlich nach aussen und in Drehrichtung des Heckrotors gesehen nach hinten gebogen. Im äusseren Bereich beider Rotorblätter konnten Kontaktsuren des Steuerseils in Form von Kratzspuren nachgewiesen werden. Die Spuren verlaufen beim einen Blatt rund 370 mm entlang der Eintrittskante Richtung Blattwurzel, beim anderen Blatt 160 mm in dieselbe Richtung (vgl. Abbildung 10). Diese Spuren wurden durch das gerissene Steuerseil verursacht.



**Abbildung 9:** Einkerbung am *strike indicator* und Kontaktspur an der Eintrittskante des Heckrotorblattes (Nr.1).



**Abbildung 10:** Kontakts Spuren an der Eintrittskante des Heckrotorblattes (Nr. 2) sowie verbogener *strike indicator*.

Mit einem vollen Ausschlag des linken Steuerpedals betrug der Abstand zwischen dem Steuerseil und der Heckrotorblattspitze rund 40 mm. Wurde das Heckrotorblatt mit einer geringen Kraft bis an den Gummipuffer des statischen Stopps gedrückt, verringerte sich dieser Abstand auf 25 mm.

Durch eine leichte Erhöhung der seitlichen Kraft, wie sie durch dynamische Effekte entstehen kann, kam es zum Kontakt mit dem linken Steuerseil.

#### 1.5.1.2 Trennwand

Die hinterste Trennwand (*bulk head*) des Heckauslegers wurde aus einem Aluminiumblech (Aluminium 2024) mit einer Dicke von 1 mm gefertigt. In dieser Trennwand waren in symmetrischer Anordnung für das linke und das rechte Steuerseil Durchführungen angeordnet, die mit einem Kantenschutz aus Kunststoff versehen waren (vgl. Abbildung 11).

Im nach oben verlaufenden Einschnitt der linken Durchführung konnten Formspuren des Steuerseils festgestellt werden. Der Kantenschutz war bei der linken Durchführung nicht mehr vorhanden. Ein Teil des Schutzes konnte beim Startplatz aufgefunden werden.



**Abbildung 11:** Hinterste Trennwand des Heckauslegers mit dem Einschnitt bei der linken Seildurchführung.

Auf der Innenseite der Trennwand wurde ein Span festgestellt. Dieser verlief ins Innere des Heckauslegers (vgl. Abbildung 12).



**Abbildung 12:** Innenseite der Trennwand, an deren Ende des Einschnitts der Span ersichtlich ist (gelber Pfeil).

Am linken Steuerseil wurden im Bereich der Seildurchführung der Trennwand gelbe Farblackpartikel festgestellt. Diese wiesen unterschiedliche Gelbtöne auf infolge unterschiedlicher Lackierungen inner- und ausserhalb des Heckauslegers.

#### 1.5.2 Abmessungen und mechanische Materialeigenschaften

Das linke und das rechte Steuerseil wiesen einen Durchmesser von 2.45 mm auf. Beide Seile sind von identischer Machart und bestanden aus 7 Litzen zu je 7 Drähten. Die 49 Drähte wiesen einen Durchmesser von 0.25 mm auf; der metallische Querschnitt der Seile betrug rechnerisch 2.40 mm<sup>2</sup>. Beim Seilmaterial handelte es sich um einen rostfreien Stahl. Dem rechten unbeschädigten Seil wurden Teststücke entnommen und mittels Zugversuch die Bruchfestigkeit geprüft. Die Steuerseile entsprachen den Spezifikationen des Herstellers.

Die beiden Steuerseile des Heckrotors wurden bei der zweithintersten Trennwand des Heckauslegers abgelenkt. Der Seilrollendurchmesser betrug knapp 25 mm; das Verhältnis Seildurchmesser zum Seilrollendurchmesser somit 1:10 und das Verhältnis Drahtdurchmesser des Seils zum Seilrollendurchmesser 1:100.

Gemäss Angaben des Helikopterherstellers existieren keine konkreten Vorgaben für das Verhältnis zwischen Seilrollen- und Seildurchmesser. Demgegenüber bestehen im militärischen Bereich Richtlinien für Ermüdungsversuche solcher Anordnungen. Für den in der HB-XLS verwendeten Seiltyp beträgt bei diesen Versuchen das Verhältnis Seildurchmesser zum Seilrollendurchmesser 1:13. Die nach diesen Ermüdungstests ermittelte Bruchfestigkeit des Seils kann bis auf 60% des Ursprungswertes abfallen.

### 1.5.3 Metallkundliche Untersuchungen

Am gerissenen linken Steuerseil liessen sich mehrheitlich duktile Brüche (Schub-, Gleit- und Torsionsbruch) nachweisen, die unter maximaler Schubspannung entstanden sind. Dieses Bruchbild deckt sich gut mit den Brüchen aus dem quasistatischen Zugversuch des intakten, rechten Steuerseils. Ein Bruch des linken Steuerseils zeigte Merkmale, wie sie bei Schwingbrüchen von hochfesten Drähten typisch sind. Die Drahtoberflächen beider Seile zeigten relativ markante Verletzungen wie Scheuerstellen, Dellen, usw. Korrosive Vorschädigungen konnten nicht lokalisiert werden.

Die Brüche zeigten starke Einschnürung, teilweise trichterförmig, teilweise mit einseitiger Schublippe (vgl. Abbildung 13). Über den gesamten Bruchquerschnitt waren Bruchwaben nachweisbar. Das Bild entsprach einem duktilen, d.h. zähen, Schubspannungsbruch. Ermüdung war nicht nachweisbar.

Ein weiterer Bruch entsprach einem Schwingbruch. Schwingstreifen liessen sich jedoch nicht nachweisen, was aber bei Drahtbrüchen mit kleinen Drahtdurchmessern und hoher Kaltverfestigung nicht aussergewöhnlich ist (vgl. Abbildung 14).

Einzelne Drähte der Litzen des linken Steuerseils brachen über längere Zeit in Folge von Ermüdung. Dadurch wurde das Seil mechanisch geschwächt.

Am rechten Steuerseil wurde nichts Auffälliges festgestellt.

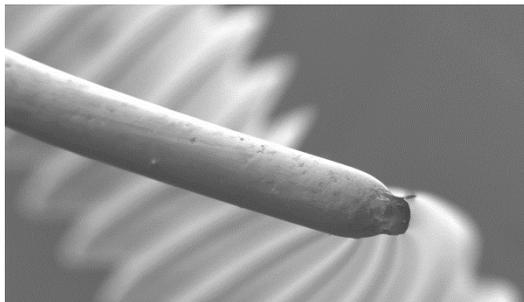


Abbildung 13: Markante Einschnürung

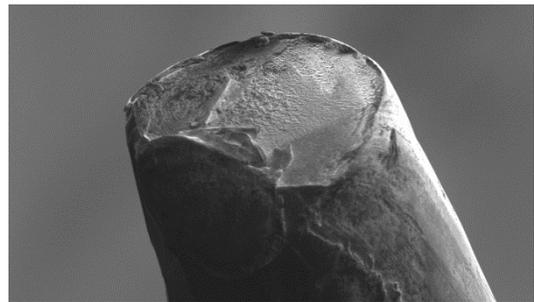


Abbildung 14: Schwingbruch

### 1.6 Medizinische Angaben

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Fluglehrers und des Flugschülers zum Unfallzeitpunkt vor.

## 1.7 Unterhaltsbetrieb

### 1.7.1 Allgemeines

Seit dem 26. November 2004 besass der Unterhaltsbetrieb die Zulassung Part-145 nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*). Die Organisation und die Verfahren des Unterhaltsbetriebes werden im Unterhaltsbetriebsreglement (*Maintenance Organisation Exposition – MOE*) definiert und sind verbindlich, wenn Arbeiten unter den Bedingungen der Zulassung EASA Part-145 durchgeführt werden.

Das Unternehmen wartete diverse Flugzeugmuster unter 5700 kg sowie Helikopter des Baumusters Enstrom. Ebenso ist der Unterhaltsbetrieb Verkaufs- und Servicecenter der Schweiz für dieses Helikoptermuster.

### 1.7.2 Unterhaltsbetriebsreglement

#### 1.7.2.1 Allgemeines

In diesem Kapitel sind relevante Auszüge aus dem Unterhaltsbetriebsreglement, Version 22 vom 25. August 2015, aufgeführt.

#### 1.7.2.2 Unterhaltsverfahren, Teil 2

##### *„2.13 Unterhaltsnachweise und deren Erstellung*

*Für die Arbeit am Luftfahrzeug werden in der Regel Kontrollblätter verwendet. Der Mechaniker kopiert dazu die Inspektionslisten und das Titelblatt (zur Kontrolle des Revisionsstandes) aus den zur Zeit gültigen Service oder Maintenance Manuals. Die Qualitätssicherungsstelle erstellt dazu ein Deckblatt, das zusätzlich Angaben wie Auftragsnummer, Immatrikulation, Datum, Betriebsstunden etc. sowie Protokolle für Standlauf und Kontrollflug enthält. Der Mechaniker schreibt die einzelnen Punkte dieser Blätter nach ihrer Ausführung ab. Sind bei Arbeiten Toleranzwerte einzuhalten, so sind die Istwerte zu notieren.*

[...]

##### *2.14 Ablage der Unterhaltsnachweise*

[...]

*b) Andere Unterhaltsnachweise wie EASA Form 1, Arbeitsberichte, Komponentenkarten, Supplemental Type Certificate (STC) u.ä. werden ebenfalls in den technischen Akten abgelegt.*

[...]

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

Der Zustand der beiden Gummipuffer (*rubber teeter stop bumper*) am statischen Stopp des Heckrotors war mangelhaft (vgl. Kapitel 1.4.2.4). Diese hätten spätestens bei der letzten Kontrolle ersetzt werden müssen.

Das linke Steuerseil wies eine Vorschädigung auf. Einzelne Drähte der Litzen des Seils brachen über längere Zeit in Folge von Ermüdung. Diese Vorschädigung führte zu einer mechanischen Schwächung, die unerkannt blieb.

Die Ermüdung eines Seils ist abhängig von der Seilspannung, der Anzahl Seilbewegungen und vor allem dem Durchmesser der Seilrollen. Bei der Verwendung von Seilrollen von rund 32 mm Durchmesser ist gemäss den im Kapitel 1.5.2 beschriebenen Ermüdungsversuche mit einer erheblichen Beeinträchtigung der Festigkeitswerte der Seile infolge Ermüdung zu rechnen. Bei der Verwendung von Seilrollen mit kleinerem Durchmesser, wie in der HB-XLS eingebaut, ist der Verlust der Bruchfestigkeit infolge Ermüdung entsprechend grösser.

Materialermüdung, Drahtbrüche sowie Abnützungen der Seiloberfläche sind vorwiegend im Bereich von Seilrollen zu erwarten. Der Seilrollendurchmesser bei der zweithintersten Trennwand des Heckauslegers betrug rund 25 mm und war im Verhältnis zum Seildurchmesser klein dimensioniert (vgl. Kapitel 1.5.2). Als Folge davon musste aufgrund einer erhöhten Biegebeanspruchung nach einer gewissen Betriebsdauer mit Ermüdungsschäden am Steuerseil gerechnet werden. Aus diesem Grund ist es von hoher Wichtigkeit, dass die Steuerseile im vorgeschriebenen Intervall auf Beschädigungen kontrolliert werden. Ein Steuerseil mit gebrochenen Drähten oder abgenützten Oberflächen ist umgehend zu ersetzen. Der Hersteller unterstrich dies mit dem *Service Directive Bulletin* (SDB) Nr. 0075 (vgl. Anlage 1).

Die Heckrotorsteuerseile der HB-XLS wurden letztmals vor rund 10 Jahren ersetzt.

Die Messung der Zugspannung der Steuerseile bei der Kontrolle vom 5. Dezember 2015 wurde in den technischen Akten bescheinigt. Die Messwerte wurden jedoch nicht festgehalten. Die Nachvollziehbarkeit war somit nicht gegeben und die Vorgaben im Unterhaltsbetriebsreglement wurden nicht umgesetzt.

Zum Unfallzeitpunkt wiesen die Steuerseile mit hoher Wahrscheinlichkeit eine zu geringe Zugspannung auf. Durch den Versuch, den Helikopter in der Längsachse auf dem schneebedeckten Untergrund zu stabilisieren, kam es zur Auslenkung der Heckrotordrehebene und schliesslich zum Kontakt zwischen den Heckrotorblättern und dem linken Steuerseil, was zu dessen Zerreißen führte. Zu diesem Ergebnis beigetragen hat der schlechte Zustand der Gummipuffer, was zu einer grösseren Taumelbewegungsfreiheit des Heckrotors führte.

Bei der zweithintersten Trennwand im Heckausleger der HB-XLS war die ursprüngliche Variante der Seilführung eingebaut. Dadurch war der Abstand zwischen dem linken Steuerseil und den Heckrotorblattspitzen geringer als bei der modifizierten Ausführung. Entsprechend war das Risiko eines Kontaktes zwischen dem Heckrotor und dem linken Steuerseil erhöht.

### 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

#### 2.2.1 Fluglehrer und Flugschüler

Grundsätzlich ist der Betrieb eines Helikopters, insbesondere mit Kufenlandegestell, auf einem schneebedeckten oder vereisten Untergrund mit reduzierter Bodenhaftung anspruchsvoll. Aufgrund von Drehmomentwechseln kann es zu Bewegungen und zur Rotation des Helikopters nach links oder rechts um die Hochachse kommen.

Im vorliegenden Fall wurde der Flugschüler von der Drehbewegung des Helikopters überrascht. Die Entscheidung, die Drehung des Helikopters mittels reduzieren des Gasdrehgriffs zu stoppen, war richtig.

Der Fluglehrer konnte auf Grund der Gesamterfahrung des Flugschülers davon ausgehen, dass dieser die anstehenden Manipulationen selbständig durchführen konnte. Unter den gegebenen Rahmenbedingungen, schneebedeckter Startplatz in der Nähe einer Tankstelle und geringes aktuelles Training, war die Entscheidung des Fluglehrers, den Helikopter zu verlassen, jedoch nicht sicherheitsbewusst.

#### 2.2.2 Wahl des Startplatzes

Der Startplatz der HB-XLS befand sich rund 17 m vom Hangar und rund 4 m von der Tankstelle entfernt. Bei einer Drehung des Helikopters um die Hochachse, wie im vorliegenden Fall, bestand die Gefahr, dass der Helikopter mit der Tankstelle kollidiert. Ein markierter Startplatz mit einem genügend grossen Sicherheitsabstand zur Tankstelle ist deshalb erstrebenswert.

#### 2.2.3 Unterhaltsbetrieb

Die technischen Akten der HB-XLS wurden lückenhaft geführt. Die Rückverfolgbarkeit von eingebauten Komponenten war sehr schwierig, teils sogar unmöglich. Die im Unterhaltsbetriebsreglement (*Maintenance Organisation Exposition – MOE*) definierten Verfahren wurden teilweise nicht eingehalten (vgl. Kapitel 1.7).

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Besatzung

- Der Fluglehrer und der Flugschüler besaßen die für den Flug erforderlichen Ausweise.
- Der Flugschüler begann seine fliegerische Ausbildung im September 2013 und setzte diese mit mehreren Unterbrüchen fort.
- Zum Unfallzeitpunkt verzeichnete der Flugschüler eine totale Flugzeit von 98:13 h, davon 3:46 h Solo-Stunden.

##### 3.1.2 Unfallverlauf

- Während der Abarbeitung der Startvorbereitungs-Checkliste bemerkte der Flugschüler das Fehlen des automatischen Notsenders (*Emergency Locator Transmitter* – ELT).
- Der Fluglehrer stieg in Absprache mit dem Flugschüler aus dem Helikopter, um sich nach dem ELT zu erkundigen. Der Flugschüler führte mit Erlaubnis des Fluglehrers die weiteren Checks aus.
- Der Flugschüler drehte den Gasdrehgriff auf, um bei einer Drehzahl von 2900 RPM den Magnetcheck durchführen zu können.
- Kurz bevor diese Drehzahl erreicht wurde, begann sich der Helikopter auf dem schneebedeckten Untergrund langsam nach links um die Hochachse zu drehen.
- Der Flugschüler betätigte die Steuerpedale, um den Helikopter in der Längsachse zu stabilisieren. Dabei kam es zur Auslenkung der Heckrotordrehebene und schliesslich zum Kontakt zwischen den Heckrotorblättern und dem linken Steuerseil, was zu dessen Zerreißen führte.
- Schlagartig begann der Helikopter wieder nach links zu drehen.
- Nach ungefähr vier Umdrehungen reduzierte der Flugschüler mittels Gasdrehgriff die Motordrehzahl. Dies führte zum Stillstand des Helikopters.

##### 3.1.3 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach Sichtflugregeln (*Visual Flight Rules* – VFR) zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Helikopters befanden sich innerhalb der gemäss Helikopterflughandbuch (*Rotorcraft Flight Manual* – RFM) zulässigen Grenzen.
- Die letzte geplante Unterhaltsarbeit am Helikopter HB-XLS fand vom 20. November bis 5. Dezember 2015 statt.
- Die technischen Akten der HB-XLS wurden lückenhaft geführt. Die Rückverfolgbarkeit von eingebauten Komponenten war sehr schwierig, teils sogar unmöglich.
- Die Messung der Zugspannung der Steuerseile wurde im Arbeitsauftrag vom 5. Dezember 2015 bescheinigt. Die Messwerte wurden jedoch nicht festgehalten.

- Die Steuerseile wurden letztmals am 12. April 2006, die Spannschrauben am 8. Februar 2002 ersetzt. Zu welchem Zeitpunkt die Seilrollen letztmals ersetzt wurden, war aus den Akten nicht ersichtlich.
- Die Spannschrauben waren korrodiert und an den Drahtsicherungen wurden Ablagerungen festgestellt.
- Das linke Steuerseil wies eine Vorschädigung auf.
- Der Zustand beider Gummipuffer am statischen Stopp des Heckrotors war mangelhaft.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfall.
- Die Oberfläche des Startplatzes war schneebedeckt.
- Der Startplatz der HB-XLS befand sich in unmittelbarer Nähe zur Tankstelle.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall bestand aus einem Verlust der Heckrotorsteuerung, der darauf zurück zu führen ist, dass der Heckrotor ein Steuerseil durchtrennen konnte.

Als kausal für den Unfall wurde die unsachgemässe Wartung des Helikopters erkannt, die zu folgenden Mängeln geführt hatte, die einzeln oder in Kombination den Unfall ermöglichten:

- mangelhafter Zustand der Gummipuffer des statischen Stopps;
- Vorschädigung des linken Steuerseils;
- mit hoher Wahrscheinlichkeit eine zu geringe Zugspannung der Steuerseile.

Zum Unfall beigetragen hat der Umstand, dass der Helikopter auf einem Untergrund mit reduzierter Bodenhaftung in Betrieb genommen wurde.

- 4            Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1        Sicherheitsempfehlungen**  
Keine
- 4.2        Sicherheitshinweis**  
Keine
- 4.3        Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**  
Keine

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, 14. August 2018

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

## Anlage 1: Service Directive Bulletin No. 0075

**ENSTROM HELICOPTER CORPORATION****2209 22ND STREET, P.O. BOX 490, MENOMINEE, MICHIGAN 49858-0490 USA****SERVICE DIRECTIVE BULLETIN**SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0075  
Page 1 of 2

DATE: June 8, 1987

SUBJECT: Tail Rotor Cable Blade Strikes

MODELS: F28C, 280C, F28F, 280F and FX Models

EFFECTIVITY: As noted in the following text

There have been three reported occurrences of tail rotor cable separation in flight on "C" and "F" model helicopters during severe maneuvering. These occurrences were the result of the tail rotor blade tip striking the left tail rotor control cable at a point just aft of the last tailcone bulkhead fairlead.

In an effort to determine the cause of these tail rotor control cable strikes, several helicopters including an old "C" model and three new production helicopters were closely examined for proper rigging and operating clearances. With full right pedal and the tail rotor assembly teetered hard against the teeter stop rubber bumper, a minimum clearance of 1.00 to 1.10 inches was measured between the tail rotor blade tip and the control cable.

With consideration of the flight sequences of the individual occurrences provided to Enstrom and Enstrom's examination of the operational clearances of the tail rotor control system, the following conclusions have been reached concerning the reported tail rotor cable strikes:

- (1) Sudden airborne maneuvers by themselves do not result in tail rotor blade motions which would intercept the tail rotor control cable.
- (2) Sudden airborne maneuvers do not result in deflections of the fuselage, tailcone, stinger tube or cables which would contribute to the possible interception of the tail rotor blade and cable.

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0075  
Page 2 of 2

- (3) It was concluded, however, that slack cable tension resulting from improper rigging in conjunction with worn teeter stops, low rotor rpm, and a severe maneuver (such as sudden left yaw), could result in the slack cable being thrown outward and into the rotating path of the tail rotor blade.

NOTE: In one occurrence, an intercept of the blade and cable was encountered on a new "F" model helicopter in which subsequent investigation revealed the rigging and cable tension to be correct. Attempts to simulate the maneuver which precipitated the cable strike always resulted in adequate clearance. It was concluded that this incident was unique and probably due to a combination of pedal reversals on the ground, extremely low rpm and teeter stop pounding in gusty wind conditions so severe as to actually bend the blades chordwise until an intercept was encountered.

Enstrom is therefore requiring that all owners and operators perform the following inspections upon receipt of this Service Directive Bulletin.

- (1) An immediate inspection for proper cable tension and condition of tail rotor teeter stop rubber bumpers must be made. With full hard right or left pedal applied, any visible sag in the cable should be considered low tension and the aircraft should not be flown until cable tension and rigging is checked by experienced maintenance personnel. Rubber teeter stop bumpers found to be brittle, cracked, missing, or with heavily-worn screw heads, should be replaced prior to the next flight.
- (2) Tail rotor cables found to have little or no sag and teeter stops with minor wear should be checked for proper rigging and cable tension by experienced maintenance personnel within the next 5 hours of service.
- (3) Proper rigging and cable tension must be verified at each subsequent 100 hour inspection.

NOTE: (a) Complete rigging information on the tail rotor control cables for F28C and 280C can be found in Enstrom Maintenance Manual page MM-24-8. Rigging information for the Enstrom "F" and "FX" models is in the F Model Maintenance Manual, 1986 Edition, starting on page MM-10-1.

(b) With stops and travel properly rigged, the tail rotor cables must have 35 to 40 lbs of tension on them, verified by the use of a tensiometer. The clearance between the tail rotor blade and the cable must be at least 1.00 inch with the blade teetered full forward and the rubber stop compressed.

## Anlage 2 Service Directive Bulletin No. 0093

**SERVICE DIRECTIVE BULLETIN**

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0093

Revision 1

Page 1 of 4

DATE: December 9, 2003

1. SUBJECT: Tail Rotor Control Cable Inspection
2. MODEL: F-28A, F-28C(-2), F-28F, 280, 280C, 280F, and 280FX
3. EFFECTIVITY: All serial numbers equipped with tail rotor control cable pulleys installed in the tailcone (Refer to paragraph 4)
4. BACKGROUND:

Enstrom has received reports from inspection personnel in the field of frayed and worn tail rotor control cables. The reports indicate that the wear is occurring at the pulleys (See Figure 1) in the tailcone located aft of the horizontal stabilizers. These pulleys are installed in tailcone assemblies installed on all 280FX model aircraft and F-28F model aircraft, S/N 744 and subsequent.

280, 280C, and 280F model aircraft and F-28A, F-28C(-2), and F-28F (other than the previously listed F-28F serial numbers) model aircraft may have had the pulleys installed as a modification to their tailcones.

Failure of a tail rotor control cable could result in partial or complete loss of tail rotor control. The maintenance manual applicable to the models listed above requires inspecting the tail rotor control cables for "Wear at pulleys, fairleads, proper alignment and tension (30/40#)" during the 100 hour/annual inspection. While very general in terms, the inspection requirement may call for a more detailed inspection of the tail rotor control cables if the condition of the cables cannot be adequately determined. This Service Directive Bulletin requires a one time inspection of the tail rotor control cables and provides more detailed guidance for inspecting tail rotor control cables.

5. COMPLIANCE:

For aircraft with more than 200 hours total time, within the next 10 flight hours, inspect the tail rotor control cables in accordance with paragraph 5.1 of this Service Directive Bulletin.

For aircraft with less than 200 hours total time, at the next 100 hour/annual inspection, inspect the tail rotor control cables in accordance with paragraph 5.1 of this Service Directive Bulletin.

## SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0093

Revision 1

December 9, 2003

Page 2 of 4

## 5.1. INSPECTION:

**NOTE**

Perform all maintenance procedures in accordance with applicable maintenance manual for the aircraft model.

1. Remove the access panel located aft of the horizontal stabilizer on the left side of the tailcone (See Figure 2) and determine if the tailcone is equipped with the pulleys.

**NOTE**

Figure 1 shows the latest tail rotor control cable pulley installation. On earlier installations, the left side pulley installation is a mirror image of the right side pulley installation.

2. If the tailcone is not equipped with the pulleys, reinstall the access panel and return the aircraft to service. Proceed to the next paragraph if the tailcone is equipped with the pulleys.

**NOTE**

The inspection requirements of this Service Directive Bulletin do not apply to aircraft that do not have the pulleys installed in the tailcone; however, Enstrom recommends, at a minimum, a visual inspection of the tail rotor control cables in the vicinity of the fairleads since the access panel is now already removed from the tailcone.

3. Disconnect the tail rotor control cables from the tail rotor pitch change assembly and attach strings to the end of the cables.

4. Partially pull the tail rotor control cables out of the tailcone through the access opening and inspect the areas of the tail rotor control cables that pass over the pulleys and inspect the pulleys in accordance with FAA Advisory Circular 43.13-1B, paragraph 7-149, Cable System Inspection (Appendix A to this Service Directive Bulletin). If the pulleys are rubbing on the mounting brackets, AN960-10L Washers may be used as shims to eliminate the interference.

5. Replace/Reinstall the tail rotor control cables and/or pulleys as required. Set the control cable tension and tail rotor rigging in accordance with the maintenance manual.

6. Reinstall the access panel.

## SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0093

Revision 1

December 9, 2003

Page 3 of 4

## 5.2. PARTS:

Refer to the applicable Illustrated Parts Catalog for replacement parts as required.

## 6. SPECIAL TOOLS:

<u>Tool Number</u>	<u>Description</u>
T-0080 (C and F Models)	Tail Rotor Rigging Tool
T-0012 (A Models)	Tail Rotor Rigging Tool
-----	Cable Tensiometer

## 7. MAN-HOURS:

1 Man-hour for inspection, 4 Man-hours for inspection and cable replacement.

## 8. WARRANTY: Standard Enstrom Warranty

## 9. WEIGHT CHANGE: None

## 10. LOG BOOK ENTRY: Enter compliance with this Service Directive Bulletin.

## 11. REPETITIVE INSPECTIONS: None

**NOTE**

Maintenance personnel should pay particular attention to this area during subsequent 100 hour/annual inspections. Enstrom recommends using the procedure outlined in paragraph 5.1 for cable inspections in this area. This is especially important on aircraft which have a history of cable wear.

SERVICE DIRECTIVE BULLETIN NO. 0093

Revision 1

Page 4 of 4

December 9, 2003

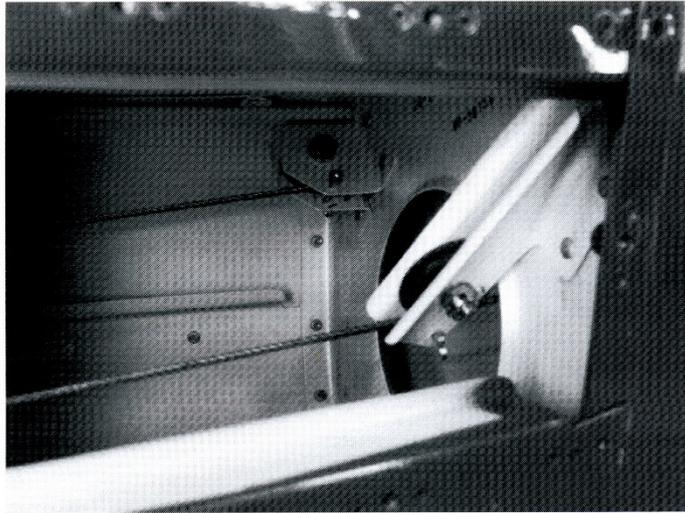


Figure 1. Tail Rotor Control Cable Pulley Installation

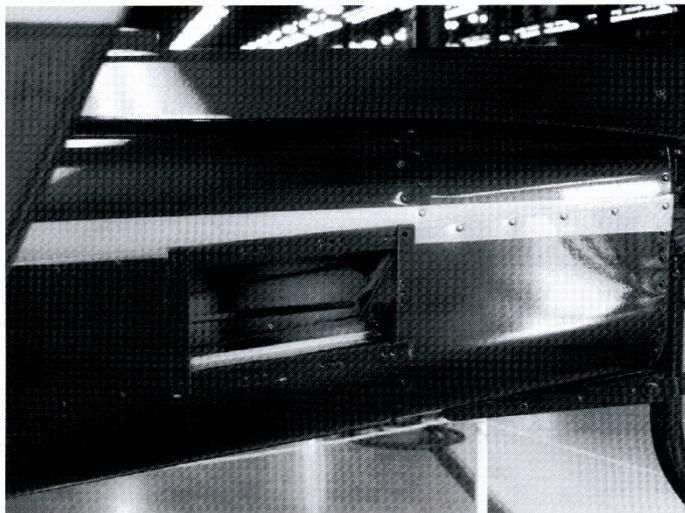


Figure 2. Access Panel Location