

Untersuchungsbericht

Identifikation

Art des Ereignisses: Unfall
Datum: 04.02.2022
Ort: Heidehöfe, Truppenübungsplatz Munster Nord

Luftfahrzeug: Hubschrauber
Hersteller: Airbus Helicopters
Muster: EC135 T3 (CPDS)

Personenschaden: Beide Piloten schwer verletzt
Sachschaden: Luftfahrzeug schwer beschädigt
Drittsschaden: Flurschaden

Aktenzeichen: BFU22-0060-3X

Kurzdarstellung

Im Landeanflug, ohne Vorwärtsfahrt und außerhalb des Bodeneffekts, geriet der Hubschrauber in eine unkontrollierte Drehung um die Hochachse und prallte nach mehreren Umdrehungen auf den Boden.

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Am Ereignistag sollten die beiden Militärpiloten mit einem zivil registrierten EC135 T3-Hubschrauber einen Flug im Rahmen der Luftfahrzeugführerweiterbildung durchführen. Es sollten hubschrauberspezifische Grundverfahren, der Geländeflug sowie die Navigation entlang der regimentsinternen „Low Level Route East“ (LLR East) und in den Übungsräumen „Heidehöfe“ und „Kohlenbissen“ geübt werden. Laut dem Flugauftrag saß bei diesem Flug der verantwortliche Pilot links im Cockpit.

Der Hubschrauber startete um 08:36 Uhr¹ mit 2 Personen an Bord und verließ die Kontrollzone des Militärflugplatzes Faßberg im Norden. Von hier an flog der Hubschrauber entlang der LLR East. Um ca. 10:15 Uhr erreichte er den Übungsraum „Heidehöfe“, der sich in dem Sperrgebiet Munster Nord (ED-R 32B) befindet.

Laut den Angaben der Piloten, den Aufzeichnungen des Cockpit Voice Recorders, den Daten des Flight Data Recorders und der Aufzeichnung der Cockpitkamera planten sie, hier einen Anflug und im Anschluss eine Landung auf schrägem Untergrund durchzuführen (Slope Landing). In dem Übungsraum „Heidehöfe“, in einem Nachbarfeld zu dem geplanten Landeort, operierte zeitgleich ein Militärhubschrauber NH90. Zu diesem Hubschrauber bestand seitens der Piloten sowohl Funk- als auch Sichtkontakt. Der links sitzende verantwortliche Pilot war zu diesem Zeitpunkt steuerführend.

Nach einem linken Vollkreis reduzierte der steuerführende Pilot die Vorwärtsgeschwindigkeit für den Anflug. Dieser wurde etwa in Richtung 270° aus einer Flughöhe von ca. 190 ft AGL mit einer Geschwindigkeit von 40 kt begonnen. Der rechts sitzende Pilot Monitoring hatte zuvor das Passieren von V_{toss}^2 angesprochen und den Pre-Landing Check durchgeführt. Der Autopilot des Hubschraubers befand sich im sogenannten „Basic Mode“. Im Anflug merkte der Pilot Monitoring an: „Kommen ein bisschen hoch rein, [...]“. Ab einer Flughöhe von ca. 100 ft AGL plante der steuerführende Pilot nach eigenen Angaben senkrecht, ohne Vorwärtsfahrt zum anvisierten Landepunkt zu sinken.

Ohne Vorwärtsfahrt, mit ca. 10° gehobener Rumpfnase und einer FLI³-Leistung von ca. 6,5 gierte der Hubschrauber zuerst wenige Grad nach links und dann plötzlich

¹ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

² Take-off Safety Speed for Category A rotorcraft

³ First Limit Indicator, einheitenlose kombinierte Anzeige von Triebwerksparametern und Betriebsgrenzwerten

schneller werdend nach rechts. In der anfänglichen Drehung um die Hochachse senkte sich die Rumpfnase auf ca. -20° innerhalb von ca. 90° -Rechtsdrehung. Gleichzeitig wurde die Triebwerksleistung bis auf FLI 10,3 erhöht. Der steuerführende Pilot versuchte, durch Pedal, kollektive und zyklische Steuereingaben, die Lage im Raum zu kontrollieren. Im Besonderen hatte die Änderung der Kollektivsteuerung eine Erhöhung bzw. Reduzierung der Leistung zur Folge. Innerhalb von ca. 12 s vollführte der Hubschrauber ca. 6,5 Umdrehungen um die Hochachse. Um ca. 10:20 Uhr schlug er mit einer Schräglage nach links auf der Grasfläche auf. Während der Drehungen sendete der steuerführende Pilot noch einen Notruf an Faßberg-Turm.

Beim Aufschlag wurden beide Piloten schwer verletzt und der Hubschrauber schwer beschädigt. Beide Piloten konnten das Wrack selbstständig verlassen.

Die Besatzung des in der Nähe operierenden NH90 hörte den Bargenton des aktivierten Notfunksenders des verunfallten Hubschraubers. Sie flogen in Richtung der vermuteten Unfallstelle, nahmen die Piloten auf und brachten diese unverzüglich nach Faßberg zur medizinischen Versorgung.

Angaben zu Personen

Verantwortlicher Pilot

Der 24-jährige links sitzende verantwortliche Pilot begann seine fliegerische Ausbildung im April 2019 und war seit Mai 2020 im Besitz eines Militärluftfahrzeugführerscheins (MFS) mit Beiblatt H für Hubschrauber. Im Beiblatt H waren die Musterberechtigung EC135 T1, gültig bis zum 14.09.2022, sowie die Differenzschulung EC135 T3 und die Instrumentenflugberechtigung, gültig bis zum 14.09.2022, eingetragen.

Sein Wehrfliegertauglichkeitszeugnis, WFV II, war bis zum 14.09.2022 gültig.

Er hatte eine Gesamtflugerfahrung von ca. 211⁴ Stunden. Davon wurden auf dem Muster EC135 T1 ca. 86 Stunden, auf dem Muster EC135 T3 ca. 71 Stunden und auf dem Muster Bell 206 ca. 54 Stunden geflogen. Zusätzlich verfügte er über eine Simulator-Flugerfahrung auf dem Muster EC135 von ca. 188 Stunden.

Die letzte Befähigungsüberprüfung zur Verlängerung der Musterberechtigung EC135 T1 absolvierte er am 30.08.2021.

⁴ Im Rahmen der Luftfahrzeugführerweiterbildung gilt die Tätigkeit sowohl als steuerführender als auch überwachender Pilot (Pilot Flying / Pilot Non Flying) als sogenannte Erste-Luftfahrzeugführerzeit

Copilot

Der 29-jährige rechts sitzende Copilot begann seine fliegerische Ausbildung im Juli 2019 und war seit Dezember 2020 im Besitz eines Militärluftfahrzeugführerscheins mit Beiblatt H für Hubschrauber. Im Beiblatt H waren die Musterberechtigung EC135 T1, gültig bis zum 04.09.2022, sowie die Differenzschulung EC135 T3 und die Instrumentenflugberechtigung, gültig bis zum 04.09.2022, eingetragen.

Sein Wehrfliegertauglichkeitszeugnis, WFV II, war bis zum 04.09.2022 gültig.

Er hatte eine Gesamtflugerfahrung von ca. 184 Stunden. Davon wurden auf dem Muster EC135 T1 ca. 76 Stunden, auf dem Muster EC135 T3 ca. 57 Stunden und auf dem Muster Bell 206 ca. 50 Stunden geflogen. Zusätzlich verfügte er über eine Simulator-Flugerfahrung auf dem Muster EC135 von ca. 131 Stunden.

Die letztmalige Befähigungsüberprüfung zur Verlängerung der Musterberechtigung EC135 T1 absolvierte er am 27.08.2021.

Der Unfallflug war der erste gemeinsame Flug der beiden Piloten.

Angaben zum Luftfahrzeug

Der zweimotorige Hubschrauber EC135 T3 des Herstellers Airbus Helicopters Deutschland GmbH ist ein leichter Mehrzweckhubschrauber für bis zu 8 Insassen. Die maximal zulässige Abflugmasse beträgt 2 980 kg. Als Mindestbesatzung ist ein Pilot auf dem rechten Sitzplatz im Cockpit vorgeschrieben. Der Hubschrauber verfügt über 2 Triebwerke Safran Helicopter Engines Arrius 2B2, einen gelenklosen Vierblatt-Hauptrotor, ein Kufenlandegestell und einen Fenestron zum Drehmomentausgleich um die Hochachse. Es existieren 2 Avionikausstattungsvarianten (Central Panel Display System [CPDS] oder Helionix) des Musters.



Abb. 1: Seitenansicht EC135 T3

Quelle: Airbus Helicopters

Das Notverfahren für den Ausfall des Fenestron-Antriebs, *Tail Rotor Drive Failure – Hover Out Of Ground Effect⁵* sah vor:

1. *Collective lever* - *Reduce immediately*
 2. *Both Twist Grips* - *Turn to minimum*
- If height permits:*
3. *Airspeed* - *Gain*
- [...]

Der betroffene Hubschrauber, Baujahr 2018, hatte die Werknummer 1275 und war durch das LBA zum Verkehr zugelassen. Er verfügte über die CPDS-Ausstattung und eine kurze Fin-Tip-Extension am Heck und war beidseitig mit Steuerorganen ausgerüstet. Die Betriebsleermasse betrug gemäß Wägebericht vom 19.10.2020 ca. 1 908 kg. Die Abflugmasse am Unfalltag mit 710 l (565 kg) Kraftstoff und der Masse der Piloten (179 kg) und des Gepäcks (20 kg) betrug ca. 2 672 kg. Die letzte Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit (ARC) wurde am 01.06.2021 bei 1 289:58 Betriebsstunden ausgestellt. Zum Unfallzeitpunkt hatte der Hubschrauber eine Gesamtbetriebszeit von ca. 1 645 Stunden.

Der Hubschrauber befand sich in Halterschaft eines deutschen Unternehmens, das auch für die Instandhaltung und Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit verantwortlich war.

⁵ AHD EC135 T3 (CPDS) Pilot's Checklist, Emergency and Malfunction Procedures, E-8-1 Rev. 0

Meteorologische Informationen

Laut METAR des ca. 6 NM südlich gelegenen Militärflugplatzes Faßberg herrschten dort am Unfalltag um 10:22 Uhr folgende Wetterbedingungen: Wind aus 240° mit 11 kt, Sichtweiten von 6 000 m, leichter Sprühregen, durchbrochene Bewölkung (BKN) in 1 200 ft, geschlossene Bewölkung (OVC) in 4 000 ft, eine Temperatur von 6 °C bei einem Taupunkt von 5 °C. Der Luftdruck (QNH) betrug 1 007 hPa.

Knapp eine Minute vor dem Unfall wurde über Funk einem anderen Hubschrauber der Wind am Flugplatz mit einer Richtung von 230° und einer Stärke von 14 kt mitgeteilt.

In den Aufnahmen der Cockpitkamera waren auf der Cockpitscheibe während des Anflugs Regentropfen erkennbar.

Navigationshilfen

Der Hubschrauber verfügte über 2 fest installierte Garmin Navigation Management Systeme GTN 750, die u. a. jeweils VHF Sendeempfänger, GPS, VOR/Localizer und Glideslope Empfänger beinhalteten.

Der rechts sitzende Pilot nutzte zusätzlich ein mobiles elektronisches Kniebrett mit Navigationssoftware.

Funkverkehr

Im Bereich des Übungsgeländes bestand Sprechfunkkontakt zwischen der Hubschrauberbesatzung und Faßberg-Turm sowie mit dem in der Nähe operierenden NH90-Militärhubschrauber. Die Gespräche wurden vom Cockpit Voice Recorder aufgezeichnet und standen der BFU für die Untersuchung zur Verfügung.

Angaben zum Übungsgelände

Das Übungsgelände „Heidehöfe“ befindet sich ca. 6 NM nordnordöstlich des Militärflugplatzes Faßberg, in unmittelbarer Nähe zum Meldepunkt „November“ der Kontrollzone, in der südöstlichen Ecke der ED-R 32B.

Das Gelände maß ca. 1 000 m x 700 m. Es umfasste mehrere ebene Wiesenflächen. Auf dem Gelände befanden sich 3 aufgeschüttete Erhebungen zum Üben von Hang- und Damm-Landungen, eine Panzerschnellbrücke sowie mehrere Übungshäuser (Abb. 6).

Flugdatenaufzeichnung

Der Hubschrauber war mit einem kombinierten Cockpit Voice und Flight Data Recorder (CVDR) FA 5 000 des Herstellers L3 Aviation Products ausgerüstet. Der Kombirecorder wurde ausgelesen und die Daten standen der BFU für die Untersuchung zur Verfügung

In der CVR-Sprachaufzeichnung gab es bis zur Drehung des Hubschraubers um die Hochachse weder Hinweise auf ein technisches Problem noch Warntöne im Hintergrund.

Der FDR hatte ca. 135 Betriebsstunden gespeichert. In diesen Daten betragen die maximal erfassten Pedalwege +48,5 (rechtes Pedal) und -45,7 (linkes Pedal). Der erfasste maximale Betrag für den Pedalweg des linken Pedals beim Unfall, während der Drehungen um die Hochachse, betrug kurzzeitig -33⁶.

Die Abbildungen 2 und 3 zeigen die Steuer- und Regelungseingaben bezogen auf die Hochachse (Pedal Position und Yaw Actuator Pos 1 u. 2), die Leistungsabforderung der Triebwerke (Collective Stick Pos und Eng FLI) bei gleichzeitiger Angabe der Kompassausrichtung des Hubschraubers (Heading) sowie die Fluggeschwindigkeit (IAS) während der letzten 5 Minuten bzw. den letzten 60 Sekunden vor dem Unfall.

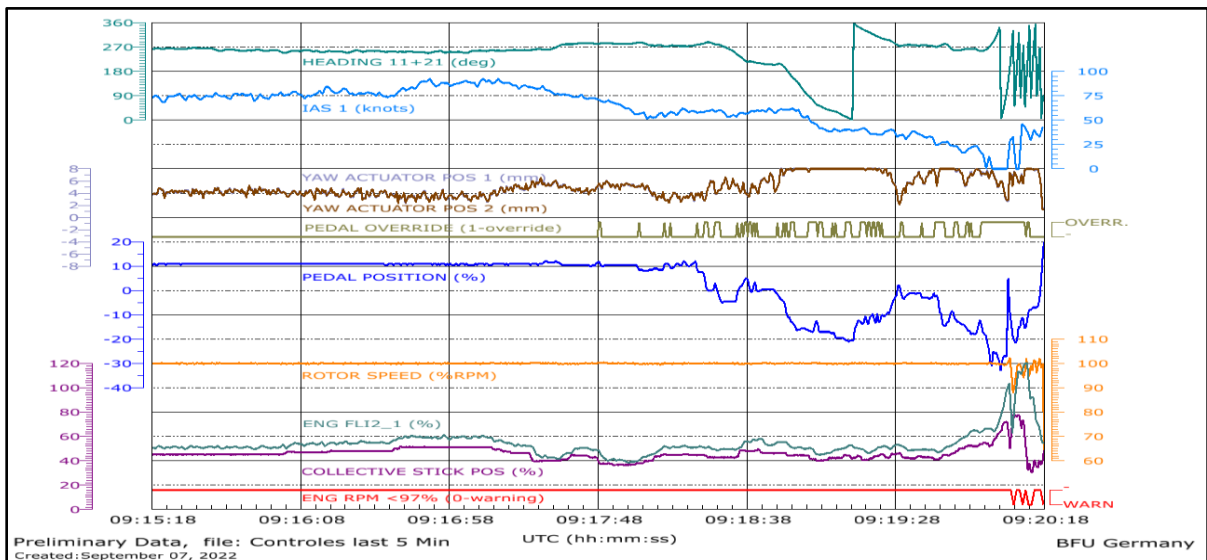


Abb. 2: Auszug aus den FDR-Daten der letzten 5 Minuten (Zeit UTC)

Quelle: BFU

⁶ Flugmechanische Simulationen des Hubschrauberherstellers ergaben, dass zu Beginn der Rechtsdrehung um die Hochachse ein um 2 % höherer linker Pedalweg ausgereicht hätte, um die Drehung zu stoppen. Auch bei der im Verlauf auftretenden höchsten Drehrate wäre der Hubschrauber laut der Simulation flugmechanisch jederzeit mittels linker Pedaleingabe zu stoppen gewesen.

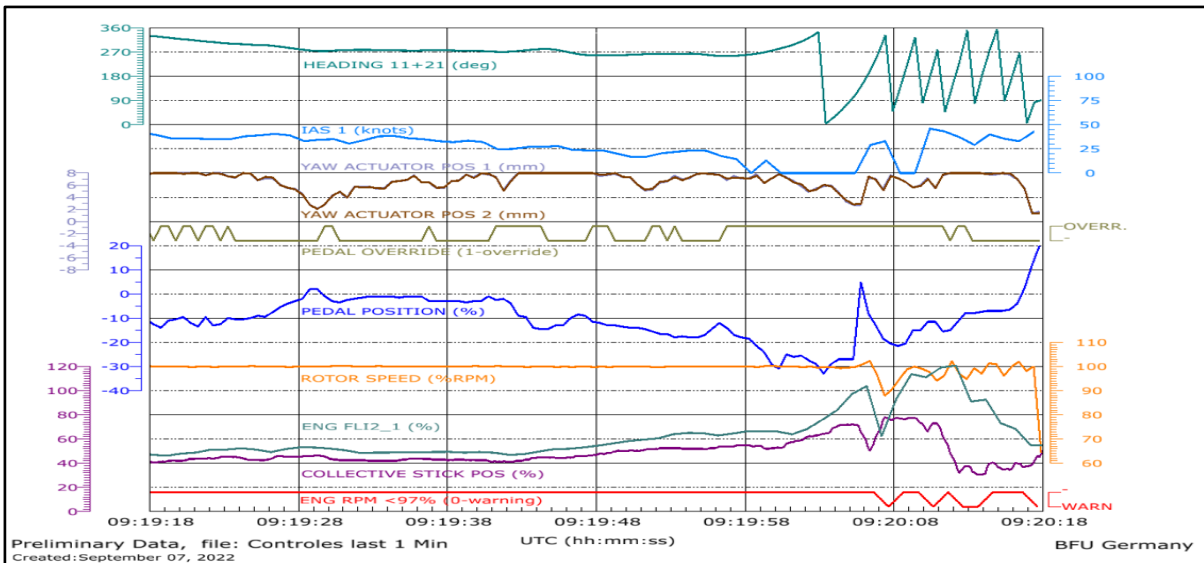


Abb. 3: Auszug aus den FDR-Daten der letzten 60 Sekunden (Zeit UTC)

Quelle: BFU

Der Hubschrauber war zusätzlich mit einem Usage Monitoring System (UMS) ausgestattet. Dieses zeichnet, ähnlich einem FDR, Warnungen, Cautions, Flug- und Triebwerksparameter in auf. Die gespeicherten Daten konnten ausgelesen und mithilfe einer Auswertungssoftware animiert werden (Abb. 4 zeigt beispielhaft die Animation zu Beginn der Drehung nach rechts).



Abb. 4: Animation der UMS-Daten unmittelbar zu Beginn der Drehung nach rechts

Quelle: Airbus Helicopters

Der Hubschrauber verfügte zudem über eine Cockpitkamera Vision 1000 des Herstellers Appareo (Abb. 5). Die Aufzeichnung konnte ausgewertet werden. Sie endete nach dem Beginn der ersten Drehung um die Hochachse. Weitere Umdrehungen und der Aufprall auf dem Boden wurden nicht aufgezeichnet. Die Aufnahmen zeigten unter anderem die Position der Füße des steuerführenden Piloten auf den Pedalen. Er steuerte die Pedale mit dem unteren Mittelfußbereich. Die linke Fußspitze befand sich auf Höhe der unteren linken Cockpitscheibenstrebe.



Abb. 5: Cockpitkamera-Aufzeichnung unmittelbar zu Beginn der Drehung nach rechts sowie die Position der Füße des Piloten auf den Pedalen

Quelle: BFU

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle befand sich auf einer ebenen Wiesenfläche (Abb. 6). Der Hubschrauber lag auf der linken Seite. Die Rumpfnase zeigte in Richtung von ca. 180°. Der Heckausleger war vor der vertikalen Finne abgeknickt. Spuren der linken Kufe, des Höhenleitwerks und des Fenestrons befanden sich westlich, im ca. 90°-Winkel zur Endlage des Wracks. Das Höhenleitwerk lag abgerissen westlich des Wracks (Abb. 7). Die abgerissene linke Kufe lag unterhalb des Rumpfes. Rotorblattstücke waren um das Wrack verstreut.



Abb. 6: Übersicht Übungsraum und Unfallstelle

Quelle: BFU



Abb. 7: Bodenspuren und Wrack-Endlage

Quelle: BFU

Die Steuerung vom Steuerknüppel bis zum Anschluss der Rotorblätter war durchgängig, ebenso die des kollektiven Verstellhebels. Auch von den rechten Steuerpedalen bis zur Verstellung der Fenestronblätter war die Steuerung verbunden und Steuereingaben wurden übertragen. Die Pedale des steuerführenden links sitzenden Piloten waren nach vorne losgebrochen. Die Hydraulikreservoirs zeigten jeweils einen Füllstand im Sollbereich. Die Hydraulik war leakagefrei. Die Fenestronblätter waren entgegen der Drehrichtung verbogen. In der Ummantelung des Fenestron waren umlaufende Kratzspuren sichtbar. Die mittlere Welle (Center Drive Shaft) der Fenestronantriebswelle war kurz vor der Kupplung im Bereich der vertikalen Finne getrennt. Das Fenestrongetriebe ließ sich drehen. Der Spänewarndetektor war spannfrei. Das Hauptgetriebe konnte durchgedreht werden. Hierbei drehte sich der Abtrieb zum Fenestron. Das Getriebe war mit Öl gefüllt und der Spandetektor spannfrei. Die beiden Hauptantriebswellen zwischen den Triebwerken und dem Hauptgetriebe waren aus der Verzahnung gerutscht. Die N1- und N2-Antriebe der Triebwerke ließen sich geräusch- und kraftfrei von Hand drehen. Die Ölstände der Triebwerke lagen im unteren Sollbereich. Die Spänewarndetektoren der Triebwerke waren spannfrei. Die Filter-By-pass-Indikatoren für Öl und Kraftstoff beider Triebwerke waren nicht ausgelöst. Im Tank des Hubschraubers war Kraftstoff vorhanden. Die Pilotensitze waren nach dem Unfall weiterhin fest mit dem Rumpfboden verbunden. Die Sitzschalen und Sitzmechanik waren zum Teil beschädigt und der G-Load-Reduktionsmechanismus teilweise eingefahren. Die Sicherheitsgurte und Schlösser waren intakt.

Das Hubschrauberwrack wurde geborgen und durch die BFU gemeinsam mit Technikern des Halters und Vertretern von General Flugsicherheit in der Bundeswehr untersucht.

Bei der Untersuchung ergaben sich keine Hinweise auf eine Beeinträchtigung der Steuerung oder sonstige technische Ursachen für den Unfall. Auch seitens der Piloten wurden keine technischen Probleme bis zum plötzlichen Beginn der Drehung um die Hochachse geltend gemacht.

Der Hubschrauberhersteller klassifizierte den Hubschrauber als zerstört aufgrund der eingewirkten Kräfte und Beschädigungen durch den Unfall.

Brand

Es gab keinen Hinweis auf ein Feuer im Flug oder nach dem Unfall.

Organisationen und deren Verfahren

Der Hubschrauber wurde im Rahmen des militärischen Bedarfs an Luftfahrzeugen für die Aus- und Fortbildung sowie Inübhunghaltung, der sogenannten Professionalisierung von Bundeswehrpiloten, genutzt. Er gehörte zu einem Los von 5 Hubschraubern, die basierend auf einer öffentlichen Ausschreibung aus dem Jahr 2017 und folgendem Vertragswerk von einem zivilen Halter gechartert wurden. Der zivile Halter war über die Vertragsdauer für die Zulassung, die komplette Wartung, Instandhaltung und technisch-logistische Betreuung vor Ort zuständig. Ähnliche Vertragswerke der Bundeswehr bestanden über weitere Luftfahrzeuge, z. B. über Hubschrauber des Modells Bell 206, in militärischer Nutzung mit anderen zivilen Haltern.

Die zivil registrierten Luftfahrzeuge wurden von Militärpiloten mit Militärluftfahrzeugführerscheinen nach den luftrechtlichen Vorgaben und Verfahren des Militärflugbetriebs betrieben.

Die Bundeswehr betrieb seit dem Jahr 2000 weitere EC135 T1-Hubschrauber in staatlicher Halterschaft, die militärisch zugelassen waren.

Luftrechtliche Rahmenbedingungen

Als Luftfahrzeuge der Bundeswehr gelten Luftfahrzeuge, die unabhängig vom Regelungsraum des Prüf- und Zulassungswesens in der Halterschaft der Bundesrepublik Deutschland stehen oder im Dienstbereich der Bundeswehr verwendet werden⁷.

Personal der Bundeswehr, das ein Luftfahrzeug der Bundeswehr oder im Auftrag der Bundeswehr ein anderes Luftfahrzeug führt oder bedient, bedarf eines Militärluftfahrzeugführerscheins sowie der erforderlichen Berechtigungen, unabhängig von der Verkehrszulassung des Luftfahrzeugs (militärisch oder zivil)⁸.

Das Luftfahrtamt der Bundeswehr (LufABw) ist die zuständige Aufsichtsbehörde für die Anwendung der Verordnung (EU) Nr. 1178/2011 (Teil-FCL) im Geschäftsbereich des BMVg und wurde als solche durch die Bundesregierung gegenüber der Europäischen Kommission angezeigt. Damit unterliegt das LufABw für diesen Bereich der Aufsicht durch die European Union Aviation Safety Agency (EASA)⁹.

⁷ A1-271/4-8901 Lizenzierung von Personal bemannter Luftfahrzeuge, 2 Grundsätzliche Bestimmungen, 2.1 Allgemeines, 205

⁸ A1-271/4-8901 Lizenzierung von Personal bemannter Luftfahrzeuge, 2 Grundsätzliche Bestimmungen, 2.1 Allgemeines, 201

⁹ Benennung als zuständige Behörde an die Europäische Kommission, 22.03.2017

Die Verordnung (EU) Nr. 2018/1139, Basic Regulation, Kapitel I Grundsätze, Artikel 2, Anwendungsbereich (3), [...] *gilt nicht für: a) Luftfahrzeuge [...], wenn sie für Tätigkeiten oder Dienste für das Militär, [...] oder ähnliche Tätigkeiten oder Dienste eingesetzt werden, die unter der Kontrolle und Verantwortung eines Mitgliedstaats im öffentlichen Interesse von einer mit hoheitlichen Befugnissen ausgestatteten Stelle oder in deren Auftrag durchgeführt werden, sowie das an den Tätigkeiten und Diensten dieser Luftfahrzeuge beteiligte Personal und die an diesen Tätigkeiten und Diensten beteiligten Organisationen; [...]*

Ausbildung bzgl. des Heckrotors, dessen Einschränkungen und anzuwendender Notverfahren

Hubschrauberpiloten der Bundeswehr wurden in der Regel am Internationalen Hubschrauberausbildungszentrum (IntHubschrAusbZ) der Bundeswehr in Bückeburg ausgebildet. Die Ausbildung gliederte sich in mehrere Phasen und zielte auf die fliegerische Verwendung der Piloten auf dem angestrebten Hubschrauber-Einsatzmuster ab.

In der sogenannten Hubschraubergrundausbildung (HGA), auch Basic Helicopter Flight Training (BHFT) genannt, wurden die Hubschraubermuster Bell 206 und EC135 eingesetzt. Zusätzlich wurden Simulatoren des Musters EC135 verwendet.

Gemäß den vorgelegten Dokumenten existierte ein HGA-Lehrvortrag mit 36 Folien und einigen Beispielvideos bzgl. des Themas *Loss of Tailrotor Effectiveness (LTE)* bei dem Hubschraubermuster Bell 206 mit folgenden *Recovery Techniques*: 1. *Left Pedal - Full Application*, 2. *Cyclic - Forward application to increase airspeed*, 3. *Power - Reduce if there is sufficient altitude*.

Bezüglich der Ausbildung auf dem Muster EC135 wurden gemäß dem *Training Manual for Basic Helicopter Flight Training 2020 Part VFR* und der *Bewertungsanweisung für die simulatorgestützte Hubschrauberführergrundausbildung VFR auf dem SHS EC135* das Notverfahren und die Bewertungsmaßstäbe für Tail Rotor Control Blockage beschrieben. Das Notverfahren Tail Rotor Drive Failure und die Gefahr bzw. das Auftreten eines Unanticipated Yaw waren in diesen Dokumenten nicht beschrieben. Der genutzte EC135-Simulator konnte die Fehlfunktionen Tail Rotor Drive Fail und Tail Rotor Pitch Fixed simulieren.

Gemäß dem Ausbildungssyllabus *Basic Helicopter Flight Training Phase I Section 2 Emergency Procedures* waren das Trainieren im EC135-Simulator von *AIRFRAME/ENGINE MALFUNCTIONS: single engine failure, FADEC failure, tail rotor malfunctions, governor/driveshaft malfunctions, emergency procedures at night* über

die Dauer von 6:15 Stunden vorgesehen. Insgesamt sah der Syllabus 18:15 Stunden Notverfahren-Flugtraining und Überprüfung der fliegerischen Fertigkeiten bzgl. Notverfahren im Simulatorflugbetrieb vor. Im Realflug auf dem Muster EC135 sah der Syllabus 8 Ausbildungseinheiten zu je 1,5 Stunden *EMERGENCY PROCEDURES IN ACCORDANCE WITH AOP* vor. Die AOP (Flugbetriebsordnung Heer-Band 4 SHS EC135 T1/H135 T3) sah lediglich die Blockierung der Heckrotorsteuerung als Heckrotorstörung und diesbezüglich zu übendes Notverfahren vor.

In dem folgenden Ausbildungsabschnitt, im Realflug mit dem Muster Bell 206, war das Lehrgangsziel das Trainieren von Autorotationen und die Anwendung der Grundlagen der Navigation.

In der Differenzschulung zwischen den Hubschraubermustern EC135 T1 und EC135 T3 wurde gemäß dem *Theoretische / Fliegerische Verfahren Realflugphase H135 T3*, dem Lehrvortrag *Major differences emergencies T1 – T3* und dem *Handout Differential EC135 T1 vs. EC135 T3* nicht nochmals auf Verfahren bzgl. eines Antriebsproblems des Fenestron (Tailrotor Malfunction), von Steuerungsproblemen des Fenestron (Tailrotor Control Failures) oder eines plötzlichen Drehens um die Hochachse (Unanticipated Yaw) eingegangen.

Für die Hubschraubermuster EC135 T1 und T3 wurden seitens der Bundeswehr eigene Pilot's Abbreviated Flight Crew Checklists (PCL T1 und PCL T3) erstellt, die jeder Pilot erhielt und mit sich führen konnte. Im Teil Emergency Procedures wichen die PCL T1 und PCL T3 voneinander ab und beinhalteten nur ausgewählte Notverfahren der vom Hersteller erstellten Pilots's Checklist. So war u.a. das Notverfahren Tail Rotor Drive Failure – Hover out of Ground Effect nicht in der PCL T1 oder der PCL T3 enthalten.

Nach Angaben beider vom Unfall betroffenen Piloten wurden im Rahmen der Hubschraubergrundausbildung, im Fluglehre Unterricht, das Thema „Loss of Tailrotor Effectiveness“ (LTE) und der Ausfall des Heckrotors sowie diesbezügliche fliegerische Verfahren theoretisch angesprochen. Der Verlust des Heckrotorantriebs sei weder im Simulator noch im Realflug trainiert worden. Lediglich das Verfahren „Fixed-Pedals“ sei fliegerisch trainiert und überprüft worden.

Zusätzliche Informationen

Steuerung um die Hochachse beim Hubschrauber EC135

Hubschrauber mit einem angetriebenen Hauptrotor benötigen eine technische Lösung für den Drehmomentausgleich, damit der Hubschrauberrumpf sich nicht unkontrolliert entgegen der Drehrichtung des Hauptrotors dreht. Im Fall des EC135 wird das Gegenmoment mithilfe eines Fenestrons, und im Vorwärtsflug zusätzlich durch die Wirkung einer aerodynamisch geformten vertikalen Finne, erzeugt.

Für die Steuerung des Hubschraubers um die Hochachse und zur Unterstützung im Schweben- und langsamen Vorwärtsflug oder auch zur Kompensation der aerodynamischen Finne im schnellen Vorwärtsflug kann der Fenestronschub über die Veränderung der Anstellwinkel der Fenestronblätter geregelt werden. Die Drehzahl des Fenestrons ist aufgrund des Antriebs aus dem Hauptgetriebe konstant, solange die Hauptrotordrehzahl konstant gehalten wird.

Die Veränderung des Anstellwinkels der Fenestronblätter erfolgt über Pedal-Steuer-eingaben im Cockpit hydraulisch unterstützt durch den Tail Rotor Actuator (TRA). In die mechanische Verbindung von den Pedalen bis zum TRA sind je nach Rüstzustand ein oder zwei Yaw Smart Electro-Mechanical Actuator (SEMA) integriert, die durch Verkürzen oder Verlängern der mechanischen Verbindung in die Ansteuerung des TRA eingreifen, ohne dass sich die Pedalstellung im Cockpit dabei verändert (Abb. 8). Der Pedalsteuerweg wird durch die SEMA nicht begrenzt. Die mechanischen Anschlüsse für die Steuerwegbegrenzung der Verstellung der Fenestronblätter erfolgen am TRA.

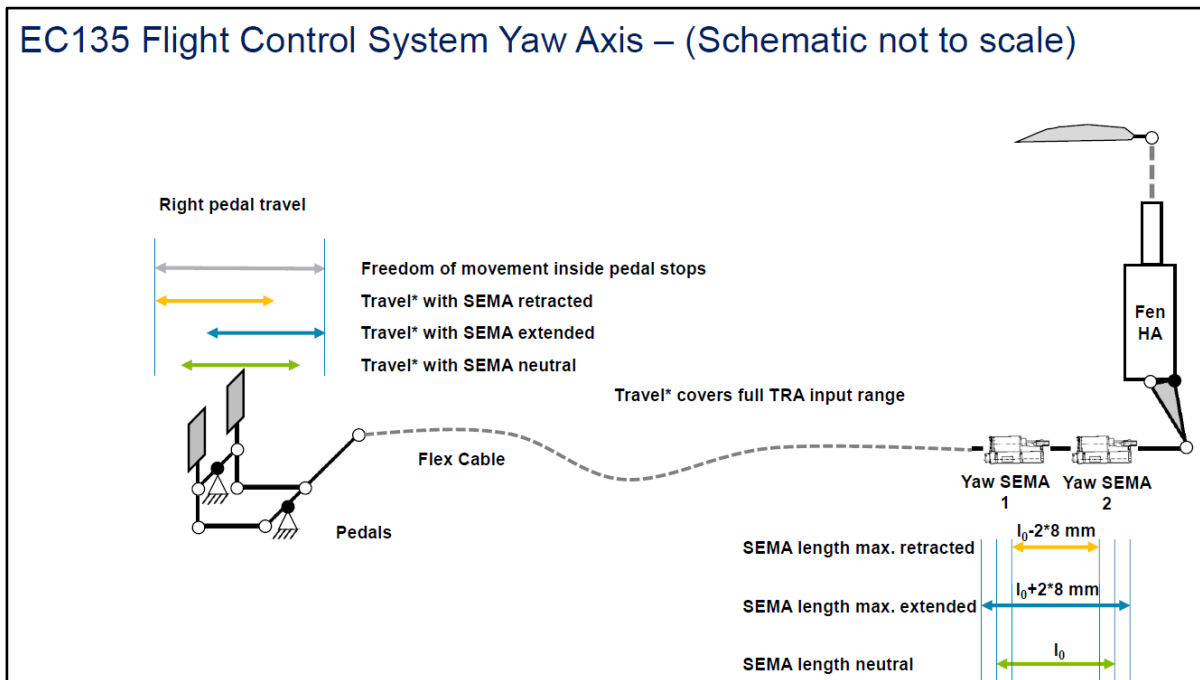


Abb. 8: Darstellung der Steuerwege

Quelle: Airbus Helicopters

Bei eingeschaltetem Autopiloten (AP) werden beide SEMA aufgrund von verschiedenen Einflussgrößen und Logiken des Autopilotencomputers angesteuert. Dieser unterscheidet dabei u.a. welche Modi (Basic oder Upper Mode) gewählt wurden, welche Fluggeschwindigkeit (größer 40 KIAS bzw. unter 30 KIAS) anliegt und ob der Pilot schnelle und große Pedal-Steuereingaben (Feet-ON erkannt) oder ob er keine, kleine oder langsame Eingaben macht (Feet-OFF, Feet-ON nicht erkannt). Zusätzlich werden die Steuereingaben am kollektiven Verstellhebel berücksichtigt (Collective Yaw Coupling) und beim Erhöhen oder Verringern der Antriebsleistung entsprechende SEMA-Steuereingaben zum Drehmomentausgleich um die Hochachse veranlasst.

Einer der beiden SEMA wird auch dann angesteuert, wenn der AP ausgeschaltet ist. Dann unterstützt das Yaw Stability Augmentation System (YAW-SAS) mit Informationen des Fibre Optic Gyro (FOG) die Kurshaltung um die Hochachse (Abb. 9).

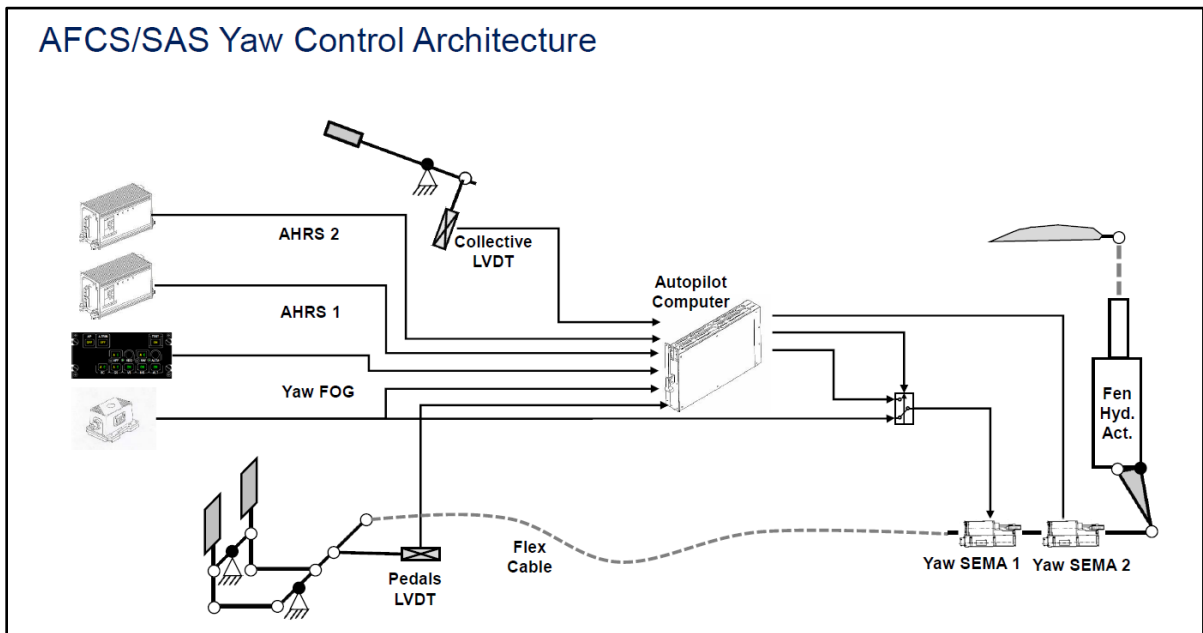


Abb. 9: Aufbau und Komponenten der Fenestron-Kontrolle

Quelle: Airbus Helicopters

Die SEMA arbeiten mit schnellen Steuereingaben, in der Regel arbeiten beide immer parallel mit gleichen Ausschlägen. Die Autorität bzw. die Steuerwege sind aus Sicherheitserwägungen für den Fall eines Runaways jedoch begrenzt. Im Fall einer erkannten Fehlfunktion blockieren die SEMA in der momentanen Stellung.

Um jederzeit ausreichend Steuerweg der SEMA zur Verfügung zu haben, verfügt der Autopilotencomputer über eine Zentrier-Logik¹⁰, d. h. wann immer möglich sollen beide SEMA sich wieder zentrieren. Hierfür muss jedoch eine Feet-ON-Erkennung vorliegen oder der Pilot muss aufgrund einer Saturation-Anzeige im Primary Flight Display aktiv die Pedale in die entsprechende Richtung verstellen, damit die SEMA aus dem Maximalanschlag in die Neutralposition zurückfahren können.

Beschreibungen des Aufbaus des Hubschraubers, der Kontrolle um die Hoch- bzw. Yaw-Achse, der Funktions- und Wirkungsweise der SAS und des AP finden sich in vielfältigen Dokumenten, wie z.B. dem EC135 Training Manual, Kapitel Flight Control oder im Kapitel Autopilot, dem Flight Manual EC135, der Information Notice Nr. 3540-I-00 sowie der Safety Information Notice Nr. 3298-S-00.

¹⁰ Bei ausgeschalteten AP, bei YAW-SAS Unterstützung zentriert sich der SEMA 1 eigenständig nach einer Stabilisierungseingabe

Vergleich von Pedalweg und Wirkungsgrad zwischen Fenestron und Heckrotor

Ein Fenestron hat im Vergleich zu einem konventionellen Heckrotor eine nichtlineare Schubentwicklung. Dies erfordert größere Pedalwege im Flugbetrieb beim Wechsel der Fluggeschwindigkeit bzw. bei Änderungen in der Triebwerksleistungsabforderung (Abb. 10). Im Vorwärtsflug wird der Fenestron beim Drehmomentausgleich zusätzlich durch aerodynamische Kräfte der profilierten vertikalen Finnen am Heck unterstützt. Diese Kräfte gehen im Schwebeflug verloren. Beim Übergang in den Schwebeflug unter Seitenwindbedingungen von links kann die aerodynamische Unterstützung der vertikalen Finnen auch schlagartig verloren gehen, wenn der kritische Anstellwinkel des Finnenprofils überschritten wird¹¹.

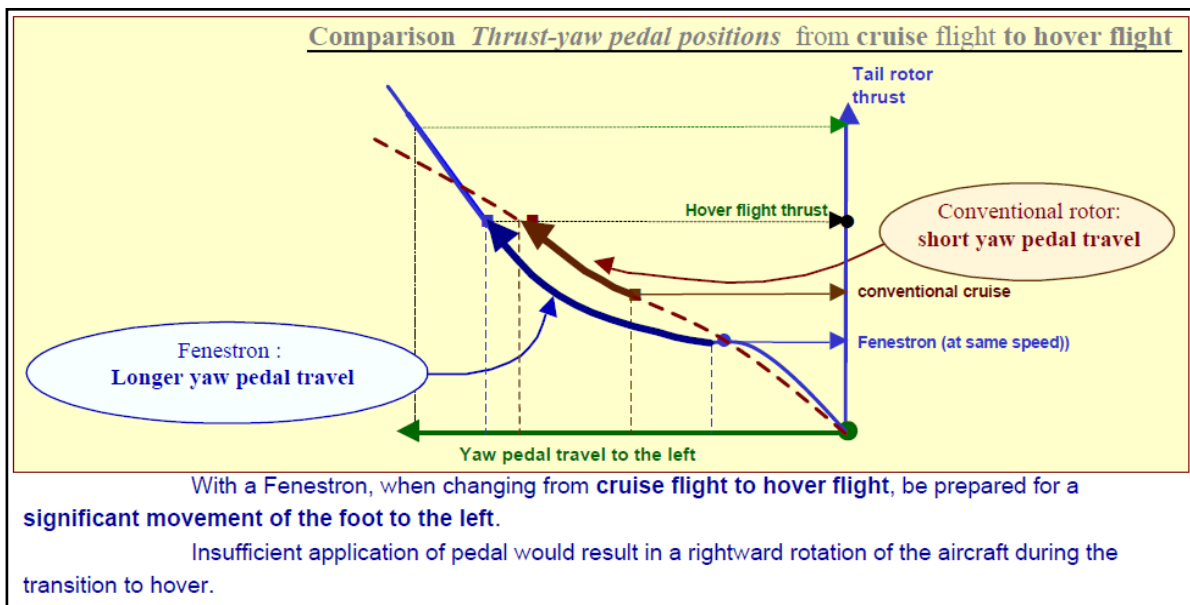


Abb. 10: Vergleich von Wirkungsgrad und Pedalstellung zwischen Heckrotor und Fenestron

Quelle: Airbus Helicopters Lettre-Service 1692-67-04

Ein Stall, d. h. ein Strömungsabriss am Fenestron, tritt nicht auf. Dies haben Versuche des Hubschrauberherstellers, Erfahrungen aus der Erprobung des Musters EC 135 und theoretische Herleitungen zur Wirkungsweise eines Fenestrone ergeben. Deshalb empfiehlt der Hersteller bei einer Rechtsdrehung des Hubschraubers um die Hochachse, immer entgegen dieser Drehrichtung in das linke Pedal zu treten, ggf. bis zum Anschlag.

¹¹ Der Hubschrauberhersteller Hélicoptères Guimbal beschreibt diese Phänomene anschaulich im CABRI G2 Lettre Service SL 12-001 A

Unkontrolliertes Drehen um die Hochachse bei Hubschraubern

Unfälle mit Hubschraubern aufgrund eines plötzlichen unkontrollierten Drehens um die Hochachse während des Starts oder der Landung ereignen sich relativ häufig. Bei den Untersuchungen zeigen sich in der Regel keine technischen Mängel am Heckrotor bzw. am Fenestron, dessen Antrieb oder bzgl. der Steuerung, die ggf. ursächlich für den Kontrollverlust sein könnten.

Beispiele für derartige Unfälle sind:

- BFU: 3X163-0/05, November 2007, AS350, nahe Oberwiesenthal: *Zu dem Unfall konnte es kommen, weil [...] der Wind das Entstehen eines „loss of tailrotor effectiveness“ begünstigte.*
- BFU: 3X179-11, November 2011, nahe Stahlberg: *Der Unfall ist mit großer Wahrscheinlichkeit darauf zurückzuführen, dass der Hubschrauber bei einer Drehung um die Hochachse aufgrund eines Steuerfehlers außer Kontrolle geriet.*
- BFU: 3X097-12, Juli 2012, R44, nahe Boppard: *Beim Start zum [...] begann der Hubschrauber kurz nach dem Abheben sich um die Hochachse nach rechts zu drehen.*
- BFU: 3X003-14, Februar 2014, Cabri G2, nahe Langenfeld: *Beim Aufnehmen des Hubschraubers in den Schwebeflug habe dieser sich um die Hochachse nach links gedreht.*
- BFU16-0185-3X, Februar 2016, EC 135 T2+, nahe Bimöhlen: *Der Flugunfall ist auf einen Kontrollverlust über den um die Hochachse ungewollt drehenden Hubschrauber zurückzuführen. Beitragende Faktoren waren: [...] nicht ausreichend entgegenwirkende Pedaleingabe auf die langsam entstehende Drehung um die Hochachse, während der rasant zunehmenden Drehung nicht Anwenden des Notverfahrens „Tail Rotor Failure“ und fehlerhafte Steuereingaben als Gegenmaßnahme*
- BFU20-1021-3X, Dezember 2020, Cabri G2, Verkehrslandeplatz Speyer: *Der Flugunfall [...] war auf eine fehlerhafte Koordination zwischen Triebwerkleistungsabforderung und Steuereingaben mit den Pedalen für den Drehmomentausgleich um die Hochachse zurückzuführen.*

Aufgrund dieser Art von Unfällen haben nahezu alle Hubschrauberhersteller Informationen zum Thema „Loss of Tailrotor Effectiveness“, „Unanticipated Yaw“ und „Yaw Control“ publiziert.

Beispiele für derartige Veröffentlichungen sind:

- Robinson Helicopter Company, Safety Notice SN-42, *Unanticipated Yaw*
- Bell Helicopter, Information Letter 206-84-41, *Low Speed Flight Characteristics Which Can Result in Unanticipated Right Yaw*
- Eurocopter, Lettre-Service No. 1692-67-04, *Reminder concerning the YAW axis control for all helicopters in some flight conditions*
- Hélicoptères Guimbal, Lettre Service SL 12-001 A, *Yaw control in approach*
- Airbus Helicopters, Information Notice Nr. 3540-I-00, *Fenestron vs. konventioneller Heckrotor (Conventional Tail Rotor - CTR) bei Hubschraubern, deren Hauptrotor sich von oben gesehen gegen den Uhrzeigersinn dreht*
- Airbus Helicopters, Safety Information Notice Nr. 3298-S-00, *Unvorhergesehenes Gieren nach rechts (bei einem gegen den Uhrzeigersinn drehenden Hauptrotor), allgemein bekannt als LTE*

Die gleichlautenden Empfehlungen der Hersteller sind:

- *In hover flight or at very low forward flight speed, stopping a quick rotation to the right must be performed by immediately applying the LEFT yaw pedal with a significant and maintained amplitude, regardless of the tail rotor type.*
- *Never wait to correct a sideslip, use adequate pedal input without any hesitation. If there is a known cross wind, and particularly from the [...] hand, pay even more attention to keep the helicopter centerline aligned with the path and be prepared to large pedals input.*
- *To avoid unanticipated yaw, pilots should be aware of conditions (a left crosswind, for example) that may require large or rapid pedal inputs.*
- *Bei unvorhergesehenem Gieren sofort reagieren und durch eine Pedalbewegung mit großer Amplitude gegensteuern. Falls erforderlich, nicht zögern, das Pedal bis zum Anschlag durchzudrücken. Sich nicht darauf beschränken, was man für nötig hält, da man die Situation leicht unterschätzt. Das Pedal nie in Neutralstellung zurückbringen, solange die Rotation anhält.*

Fußstellung auf den Pedalen

Aufgrund der beobachteten Fußstellung des Piloten auf den Pedalen (Cockpitkamera-Aufzeichnung) wurden mit einer Person nahezu gleicher Größe, bei gleicher Sitz- und Pedaleinstellung wie zum Unfallzeitpunkt, auf einem anderen EC135 T3-Hubschrauber Vergleiche zwischen verschiedenen Fußstellungen durchgeführt und Auswirkungen in Bezug auf den Steuerweg des Fenestron ermittelt (Abb. 11). Bei Mittelfußstellung trat die Vergleichsperson vor Erreichen des Pedalanschlags mit der Fußspitze an die Cockpitstrebe, gleichzeitig wurde der rechte Fuß subjektiv unangenehm abgewinkelt.



Abb. 11: Position der Füße auf den Pedalen im Vergleich, links Mittelfuß, rechts Vorderfuß Quelle: BW u. BFU

Beurteilung

Flugvorhaben, Flug und Anflugverlauf

Der Flugunfall ereignete sich in einer Phase, in der die Piloten nach Ausbildung und Lizenzerhalt anfangen die Rolle als verantwortlicher Pilot zu übernehmen, ohne einen erfahreneren Piloten oder gar Fluglehrer neben sich zu haben.

Der Unfall geschah am Ende eines Geländefluges mit Kleinnavigation entlang einer regimentsinternen Tiefflugstrecke. Die Anforderung der Piloten lag hierbei eher bei der Navigation und dem rechtzeitigen Erkennen von Wegpunkten, Hindernissen oder plötzlich auftretenden Gefahren, wie z.B. Vögel, entlang der Tiefflugstrecke und der Zeiteinteilung, als bei der Steuerführung. Zusätzlich sollten zum Ende des Fluges hubschrauberspezifische Grundverfahren geübt werden. Diese Flugvorhaben, Navigation, Tiefflug und Grundmanöver, und der erteilte Flugauftrag waren für den militärischen Flugbetrieb nichts Außergewöhnliches.

Der aufgezeichnete Flugverlauf und die Aufgabenteilung im Cockpit waren bis zum Unfall unauffällig.

Der Anflug für eine Steillandung in eine weitläufige, ebene, freie Wiese mit vorheriger Hoherkundung in Form einer großräumig geflogenen Linkskurve, d.h. in Richtung des links sitzenden steuerführenden Piloten, war bis auf die Flughöhe und dem Fahrtverlust am Ende unauffällig. Zum Ende hin verlor der Hubschrauber außerhalb des Bodeneffektes jegliche Vorwärtsfahrt, d.h. er kam im Schwebeflug zum Stehen, als er sich noch ca. 100 ft über Grund befand. Das entsprach nicht dem Anflugprofil einer üblichen Steillandung oder einem der Anflugprofile gemäß Flughandbuch. Dies ist aber ein häufig zu beobachtender Flug- und Schätzfehler von Flugschülern oder noch unerfahrenen Piloten im Rahmen der Einteilung des Anfluges und der Wahl der richtigen Sinkrate bei gleichzeitigem kontinuierlichen Fahrtabbau.

Grundsätzlich bedingt jeder Übergang vom Vorwärts- in den Schwebeflug mit einem Hubschrauber aktive Pedalarbeit. In diesem Übergangsmoment erfolgen Strömungs- und damit auch aerodynamische Änderungen entlang des Rumpfes, des Leitwerks und der vertikalen Finne. Der Rotor-Downwash strömt nicht mehr nach hinten weg, sondern von oben senkrecht nach unten und das Leitwerk sowie die vertikale Finne verlieren ihre stabilisierende Wirkung. Gleichzeitig sind Leistungsänderungen am kollektiven Verstellhebel nötig und das damit veränderte Drehmoment muss aktiv kontrolliert werden. Zumeist befindet sich der Hubschrauber bei einem solchen Flugmanöver

im Bodeneffekt, was wiederum leicht andere Kontrolltätigkeiten des Piloten erfordert, als ein Übergang in den Schwebeflug außerhalb des Bodeneffektes.

Bei der EC135 unterstützen mehrere elektronische Systeme und Designlösungen den Piloten bei der Kontrolle des Hubschraubers. Gleichzeitig können diese Unterstützungen aber auch das Feedback des Hubschraubers auf manuell getätigte Steuereingaben verfälschen oder für den Piloten gar widersprüchliche Effekte erzeugen. Die aufgezeichneten Parameter der Pedalsteuereingaben des Piloten, der Stellaktivitäten der SEMA und der Feet-ON-Erkennung im Anflug belegen die Komplexität der Steuerung um die Hochachse.

Dennoch hätten klassische manuelle Steuerreaktionen bzw. Standardempfehlungen auf eine einsetzende Drehung um die Hochachse, *Pedal entgegen der Drehrichtung treten, Leistung reduzieren und Fahrt aufholen*, auch in diesem Fall mit hoher Wahrscheinlichkeit den Kontrollverlust und somit den Unfall verhindert.

Piloten

Beide Piloten verfügten über Militärluftfahrzeugführerscheine (MFS) mit gültigem Beiblatt H und die nötige Musterberechtigung für das Hubschraubermotiv EC135. Sie waren befugt den zivil zugelassenen Hubschrauber im Rahmen des Flugbetriebs der Bundeswehr zu operieren.

Sie hatten im Jahr 2019 ihre fliegerische Ausbildung begonnen. Ihre Gesamtflugerfahrung war noch gering. Dennoch lag sehr wahrscheinlich ein gute Inübunghaltung vor, da beide Piloten bezogen auf den Zeitraum von Ausbildungsbeginn bis zum Unfall viel Real- und Simulatorflugzeit im Rahmen der Hubschraubergrundschulung, der Instrumentenflugausbildung und der Musterumschulung T3 absolvierten.

Alle von ihnen bisher im Rahmen der Ausbildung geflogenen Hubschraubertypen, EC135 T1, Bell 206 und EC135 T3, verfügten über einen entgegen des Uhrzeigersinnes drehenden Hauptrotor. Bei diesen Hubschraubern wird das Drehmoment bzw. Gegendrehmoment um die Hochachse im Wesentlichen mit dem linken Pedal kontrolliert.

Das Übungsvorhaben, ein Geländeflug sowie die Navigation entlang der regimentsinternen „Low Level Route East“ (LLR East) mit hubschrauberspezifischen Grundverfahren, stellte aufgrund des den Ausbildungs- und Erfahrungsstandes beider Piloten keine außergewöhnlich hohen Anforderungen. Eine Steillandung in eine große Freifläche hinein oder auch ein Schwebeflug außerhalb des Bodeneffektes sollte für beide Piloten fliegerisch nichts Neues, nichts ungewöhnlich Belastendes oder besonders Herausforderndes gewesen sein.

Beide Piloten flogen das erste Mal zusammen. Probleme in der Kommunikation untereinander oder der gegenseitigen Unterstützung ergaben sich im Rahmen der Untersuchung nicht.

Zum Unfallzeitpunkt flog der linkssitzende Pilot. In wieweit das Steuern des Hubschraubers vom linken Sitz aus eine neue und ggf. erhöhte Anforderung für ihn war konnte nicht ermittelt werden. In jedem Fall war seine Erfahrung des Fliegens im Gelände vom linken Sitz aus noch sehr gering. Die im Cockpitvideo aufgezeichnete Fußposition auf den Pedalen war ungewöhnlich. Aus Sicht der BFU, nach Versuchen in einem Vergleichshubschrauber diesbezüglich, führte diese nicht dazu, den möglichen maximalen linken Pedalausschlag nicht nutzen zu können. Die aufgezeichnete Position des rechten Oberschenkels und des Knies lässt ebenfalls den Schluss zu, dass ein Pedalvollausschlag nach links und rechts möglich gewesen wäre.

Warum der steuerführende Pilot nicht mit einer linken Pedaleingabe auf die sich langsam beschleunigende Rechtsdrehung des Hubschraubers um die Hochachse immer weiter, ggf. bis zum Anschlag, reagierte, konnte seitens der BFU nicht geklärt werden. Die Vermutung liegt nahe, dass ein anezogenes, zurückhaltendes Reaktionsverhalten bzgl. der Pedalsteuerung aufgrund der hohen Automatisierung der Flugsteuerung des EC135 T3 dazu beigetragen hat. Der kurzfristig aufgezeichnete Pedaltritt mit -33 war mit Sicherheit für den Piloten subjektiv ein großer Pedalausschlag des linken Pedals, aufgrund der SEMA-Stellung zu diesem Moment, entsprach er jedoch nur wenig mehr als der Hälfte des zur Verfügung stehenden Pedalweges. Das starke Ziehen am kollektiven Verstellhebel, die Erhöhung der Triebwerksleistung während der Rechtsdrehung, war kontraproduktiv, verhinderte die Wirkung der zögerlichen Pedaleingaben mit dem linken Fuß und beschleunigte später noch die Drehrate nach rechts.

Wetter

Das Flugwetter schränkte das Flugvorhaben nicht ein. Die Sichtweiten, der vereinzelte leichte Niederschlag sowie die Wolkenhöhe lenkten von der Steuerung des Hubschraubers nicht ab. Der Wind aus ca. 230° mit ca. 14 kt, d. h. linker Seitenwind, führte jedoch dazu, dass der Pilot unmittelbar vor dem Unfall einen erhöhten Kontrollaufwand bezüglich der Hochachse des Hubschraubers während des Anfluges und dem Schwebflug in Richtung von ca. 270° hatte.

Hubschrauber, Steuerung um die Hochachse und Unanticipated Yaw

Der Hubschrauber war zivil zugelassen. Er war kontinuierlich instandgehalten worden. Für den Unfall ursächliche technische Mängel ergaben sich im Rahmen der Untersuchung nicht. Die aufgezeichneten Parameter über die Gesamtdauer des Fluges sowie im Anflug belegen, dass die mechanischen und elektronischen Systeme funktioniert haben. Der Schwerpunkt sowie die Flugmasse lagen beim Start und zum Zeitpunkt des Unfalls innerhalb der zulässigen Limits.

Aufgrund der mechanischen Bauweise der Yaw-Kontrolle, der verschiedenen Steuerlogiken des Autopilotencomputers und der Yaw-SAS, der Zentrier-Logik der SEMA, der Feet-ON/OFF-Erkennung und der Überlagerung mit den aerodynamischen Wirkungen der Finne sowie der meteorologischen Windeinflüsse (Gegen- oder Seitenwind, oder auch Böen) können Pedaleingaben des Piloten in der Gesamtbetrachtung nicht zu einer Fenestronschubveränderung führen, den Schub erhöhen oder verringern. In ein und derselben Fluglage können aufgrund verschiedener SEMA-Fahrbereiche verschiedene Pedalstellungen vorliegen. Letztendlich kann ein Pilot aber jederzeit über den begrenzten Wirkungsgrad und die Einflussnahme der SEMA den vollen Verstellweg der Fenestronblätter manuell über die Pedale einsteuern.

Die aufgezeichneten Flugdaten zeigen, dass trotz manuellen Steuerns des Hubschraubers entlang der Tiefflugstrecke, die Pedaltätigkeit des Piloten fast nie als Feet-ON erkannt und daher die Steuereingaben mittels des linken Pedals nahezu dauerhaft durch beide Yaw-SEMA mit Rechtsausschlag kompensiert wurden. Während der starken und schnellen kollektiven Steuereingaben zu Beginn des Kontrollverlustes um die Hochachse führte das Collective Yaw Coupling zu zusätzlichen sich überlagernden Steuereingaben in Bezug auf den Fenestron.

In vielen verschiedenen Dokumenten des Herstellers werden die jeweiligen Komponenten, deren technische Limits und die Bedienung im Normal- und Notbetrieb beschrieben. Die Wechselwirkungen, die z.B. aufgrund der Feet-On-Erkennung der Zentrierlogik des AP für die SEMAs und/oder durch die Fluggeschwindigkeit auf AP-Regelungslogiken, und/oder mit der aerodynamischen Wirkung der Finne je nach Anströmung und den Steuereingaben des Piloten entstehen, sind in den oben genannten Dokumenten nur zum Teil enthalten. Die Zusammenhänge und ggf. gegenseitige Beeinflussung müssen von Piloten selbstständig theoretisch erkannt und praktisch erfahren werden.

Die Untersuchung des Unfalls hat gezeigt, dass unter Piloten, Technikern, Theorie- und Fluglehrern Wissenslücken und Fehlinformationen bzgl. der Steuerung um die

Hochachse, der Steuercharakteristik eines Fenestrons und der vielen Einflüsse und Wechselwirkungen auf die Yaw-Kontrolle vorliegen.

Beim Hubschrauberhersteller liegt zwar tiefreichendes System- und Regelungswissen je Komponente vor, jedoch gelingt es anscheinend bisher nicht die Kunden, bzw. Piloten, über das Gesamtverhalten des Hubschraubers, die Wechselwirkungen einzelner Regelungs- und Kontrolleingaben und die möglichen Konsequenzen für die manuelle Kontrolle des Hubschraubers zusammenhängend zu unterrichten.

Aus Sicht der BFU sollte der Hubschrauberhersteller in einem Kapitel des jeweiligen Flughandbuchs oder in einem für Piloten zugänglichen Dokument, die Steuerung um die Hochachse des EC135 unter Berücksichtigung aller manuellen, elektronischen und aerodynamischen Einflussgrößen und deren Wechselwirkungen sowie die Besonderheiten eines Fenestrons beschreiben.

Ausbildung und Organisation

Die Ausbildung beider Piloten erfolgte innerhalb der Bundeswehr am Internationalen Hubschrauberausbildungszentrum. Die Ausbildung bis zum Erwerb des MFS (H) inklusive der Instrumenten- und Musterberechtigung EC135 T3 zog sich über mehrere Abschnitte hin, die theoretische und praktische Anteile beinhalteten.

Die Themen Heckrotor, Steuerung um die Hochachse, Störungen des Heckrotors bzw. der Steuerung um die Hochachse, Phänomene wie LTE oder Wirbelringstadium am Heckrotor wurden laut den vorgelegten Ausbildungsmaterialien und Angaben der Piloten nicht vollumfänglich theoretisch vermittelt. Auf die Besonderheiten eines Fenestrons oder auf Themen wie unvorhergesehenes Wegdrehen des Hubschraubers um die Hochachse sei nicht ausführlich eingegangen worden. Die diesbezüglichen Publikationen des Herstellers waren nicht bekannt und daher auch nicht Inhalt der theoretischen Schulungen.

Im Rahmen der Untersuchung wurde festgestellt, dass innerhalb der Organisation des Flugbetriebs der Bundeswehr nicht klar geregelt war, wer Zugriff auf Publikationen des Hubschrauberherstellers hat, z.B. auf das Internetportal *Technical Information Publication On Internet (TIPI)*, und wie diese Informationen sortiert, weitergereicht und ggf. für die Ausbildung als wichtig gewertet werden.

In der praktischen Ausbildung reduzierte sich die Ausbildung auf das Notverfahren „Stuck-Pedals“ bzw. Blockade in der Steuerung des Heckrotors. Dies spiegelte sich auch in den bundeswehrinternen EC135 Pilot's Abbreviated Flight Crew Checklists so wieder.

Bei dem Unfall saß der steuerführende Pilot links im Cockpit. Eine geplante und nachweisbare Einweisung auf das Steuern von links oder eine durchgeführte Gewöhnung an die Bedienung und das Finden von Schaltern usw. von links unter Aufsicht war nicht erfolgt.

Schlussfolgerungen

Der Flugunfall, der Aufschlag des Hubschraubers auf den Boden während des unkontrollierten Drehens um die Hochachse, ereignete sich in Folge eines Anflugfehlers mit Kontrollverlust im Schwebeflug außerhalb des Bodeneffektes.

Ursächlich war eine nicht ausreichende Korrekturpedaleingabe zu Beginn der einsetzenden Rechtsdrehung bei gleichzeitiger Fehlreaktion mittels Leistungserhöhung.

Beitragend waren:

- Ausbildungs- und Erfahrungsdefizite über die Steuerung des Hubschraubers um die Hochachse und Notverfahren bzgl. unkontrollierten Drehens
- Überlagerungen von manuellen und automatischen Steuereingaben in Bezug auf die Hochachse des Hubschraubers
- Unklares Feedback für den Piloten über die nötige Gegendrehmomentkontrolle des Hubschraubers aufgrund verschiedener und zum Teil in der Wirkung überlappender Designlösungen
- Erhöhter Kontrollaufwand beim Übergang vom Vorwärts- in den Schwebeflug
- Wechselhafter Seitenwind von links, was zu einem erhöhten Kontrollaufwand um die Hochachse zwang

Sicherheitsmaßnahmen

Aufgrund des Flugunfalls wurden bundeswehrinterne Defizite identifiziert und Maßnahmen zur Erhöhung der Flugsicherheit gefordert bzw. schon eingeleitet:

Internationales Hubschrauberausbildungszentrum der Bundeswehr:

- Das Phänomen des Unanticipated Right Yaw von Hubschraubern in bestimmten Flugsituationen soll in die theoretische und – soweit technisch realisierbar – in die praktische Ausbildung von Luftfahrzeugführern aufgenommen werden.
- Die Themenbereiche Wirbelringstadium am Heckrotor und Loss of Tailrotor Effectiveness sollen in der fliegertheoretischen Ausbildung präziser voneinander abgegrenzt und die Relevanz dieser Phänomene für unterschiedliche Heckrotorsysteme verdeutlicht werden.
- Die selbst erstellte PILOT'S ABBREVIATED FLIGHT CREW CHECKLIST EC135 T3 (CPDS) (Bw PCL T3) soll kritisch geprüft und ggf. angepasst und insbesondere sollen zeitkritische Notverfahren aus der Herstellerdokumentation aufgenommen werden.
- Alle in der Herstellerdokumentation beschriebenen Notverfahren sollen vollumfänglich in die theoretische und – soweit technisch realisierbar – in die praktische fliegerische Ausbildung im Realflug und/oder Simulator aufgenommen werden.
- In der fliegertheoretischen Ausbildung EC135 sollen die Funktionsweise der Yaw-SEMA und deren Relevanz für mögliche Pedalstellungen im Flug bzw. am Boden und die Wahl der Sitz- und Pedalposition erklärt werden.

Nutzerverbände der Muster EC 135/145 sollen:

- alle EC 135/145-Piloten der Bundeswehr bzgl. des Phänomens des Unanticipated Right Yaw sensibilisieren bzw. nachschulen.
- ein geeignetes Verfahren für den institutionalisierten Zugang zu und die zuverlässige verbandsinterne Weitergabe von für den Flugbetrieb relevanten Informationen des Herstellers an alle Luftfahrzeugführer etablieren und dokumentieren.
- verbandsseitig auf der Ebene der fliegerischen Vorgesetzten (z. B. Berechtigte/Ermächtigte zum Erteilen von Flugaufträgen) die Einrichtung von T.I.P.I.-Zugängen prüfen.

- alle EC 135/145-Piloten der Bundeswehr bzgl. der Themenbereiche Wirbelringstadium am Heckrotor und LTE sowie deren Relevanz für unterschiedliche Heckrotorsysteme sensibilisieren.

Die zuständigen vorgesetzten Dienststellen sollen:

- für das Fliegen vom linken Sitz mit EC135 eine systematische Einweisung in alle wesentlichen Flugverfahren durch entsprechend qualifizierten Personals etablieren, durchführen und dokumentieren. Dabei ist die Möglichkeit der Behinderung der Pedalsteuerung durch Kontakt des Fußes mit der unteren Cockpitstrebe zu thematisieren.
- den Umfang und die Situationen der Nutzung des Autopiloten EC135 in der Aus- und Weiterbildung kritisch prüfen, ggf. ändern und standardisieren.
- einen Full Travel Check mit den Pedalen in den Interior Check bei EC135 aufnehmen.
- alle Piloten der Bundeswehr bzgl. der Themenbereiche Wirbelringstadium am Heckrotor und LTE, sowie deren Relevanz für unterschiedliche Heckrotorsysteme sensibilisieren.

Weiterhin soll der Kontakt zum Hubschrauberhersteller und zu anderen Bundesbehörden (z.B. der Bundespolizei) initiiert werden, um sich zukünftig zu flugbetriebsrelevanten Themen auszutauschen und sicherheitsrelevante Erkenntnisse zu teilen. Ein erstes Treffen mit dem Hubschrauberhersteller fand bereits Anfang 2023 statt.

Der Hubschrauberhersteller plant Maßnahmen bzw. hat bereits Initiativen ergriffen, um Piloten zusammenhängend über die Steuerung um die Hochachse unter Berücksichtigung aller manuellen, elektronischen und aerodynamischen Einflussgrößen und deren Wechselwirkungen sowie die Besonderheiten eines Fenestrans zu informieren.

Hierzu wurden z. B. im Internet E-learning booklets u. a. zum Thema „Flight Physics – Vortex Ring State, Unanticipated Yaw, Servo Transparency“ sowie ein Unanticipated Yaw Simulator veröffentlicht¹².

Der Hersteller plant alle Trainingsorganisationen im EASA-Raum zukünftig mittels Operational Suitability Data (OSD) Update so zu standardisieren, dass die neuesten

¹² <https://www.airbus.com/en/safety/safety-in-operations/helicopters-safety-in-operations/safety-multi-media-e-learning>, 23.03.2023

Erkenntnisse bzw. dass bereits beim Hubschrauberhersteller vorhandene Systemwissen in die Trainingsyllabi einfließt.

Der Hersteller plant noch in 2023 eine sogenannte Safety-Roadshow für Hubschraubernutzer, in der u. a. das Thema Unanticipated Yaw und die Steuerung um die Hochachse thematisiert werden sollen.

Aufgrund der ergriffenen bzw. geplanten Sicherheitsmaßnahmen seitens der Bundeswehr und des Hubschrauberherstellers sieht die BFU von der Herausgabe von Sicherheitsempfehlungen ab.

Untersuchungsführer:	Axel Rokohl
Untersuchung vor Ort:	Uwe Berndt, Axel Rokohl
Mitwirkung:	Michel Buchwald, Berndt Dreyer
Braunschweig 12.04.2023	

Die Untersuchung wurde in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und dem Gesetz über die Untersuchung von Unfällen und Störungen beim Betrieb ziviler Luftfahrzeuge (Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz - FIUUG) vom 26. August 1998 durchgeführt.

Danach ist das alleinige Ziel der Untersuchung die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens, der Haftung oder von Ansprüchen.

Herausgeber

Bundesstelle für
Flugunfalluntersuchung
Hermann-Blenk-Str. 16

38108 Braunschweig

Telefon 0 531 35 48 - 0
Telefax 0 531 35 48 - 246

Mail box@bfu-web.de
Internet www.bfu-web.de