



Schweizerische Eidgenossenschaft  
Confédération suisse  
Confederazione Svizzera  
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Bereich Aviatik

# **Schlussbericht Nr. 2275 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Helikopters  
Bell UH-1H, HB-RXC,

vom 20. Dezember 2012

Alberli Au, Gemeinde Rüthi/SG

**Causes**

L'accident est dû au contact brutal avec le terrain lors d'un atterrissage d'urgence provoquant la collision du rotor principal avec un cabanon de jardin.

Suite à la rupture de deux raccords vissés du dispositif d'accouplement de tête croisé ainsi que de l'écrou de retenue, un important effet de déséquilibre dynamique sur l'arbre du rotor de queue a provoqué l'éclatement de sa boîte de transmission, entraînant la défaillance du rotor de queue.

Le facteur suivant a joué un rôle dans la survenue de l'accident :

- Travaux de maintenance au rotor de queue insuffisants.

Les facteurs systémiques suivants ont joué un rôle dans l'accident :

- Activité de surveillance insuffisante de l'OFAC.
- Procédures lacunaires relatives aux aéronefs historiques au sein de l'OFAC.

## Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

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

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

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

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

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

LT = MEZ = UTC + 1 h.

## Inhaltsverzeichnis

<b>Zusammenfassung</b> .....	<b>7</b>
<b>Untersuchung</b> .....	<b>7</b>
<b>Kurzdarstellung</b> .....	<b>7</b>
<b>Ursachen</b> .....	<b>8</b>
<b>Sicherheitsempfehlungen</b> .....	<b>8</b>
<b>1 Sachverhalt</b> .....	<b>9</b>
<b>1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf</b> .....	<b>9</b>
1.1.1 Allgemeines .....	9
1.1.2 Vorgeschichte .....	9
1.1.2.1 Hintergrund .....	9
1.1.2.2 Schweizerische Registrierung des Helikopters .....	9
1.1.3 Flugverlauf .....	10
1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls .....	12
<b>1.2 Personenschäden</b> .....	<b>12</b>
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b> .....	<b>12</b>
<b>1.4 Drittschaden</b> .....	<b>12</b>
<b>1.5 Angaben zu Personen</b> .....	<b>13</b>
1.5.1 Pilot .....	13
1.5.1.1 Allgemeines .....	13
1.5.1.2 Flugerfahrung .....	13
1.5.1.3 Berechtigung auf dem Helikoptermuster Bell UH-1H .....	13
1.5.1.4 Technische Ausbildung .....	14
1.5.2 Unterhaltspersonal .....	14
1.5.2.1 Allgemeines .....	14
1.5.2.2 Mechaniker A .....	14
1.5.2.3 Mechaniker B .....	15
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b> .....	<b>15</b>
1.6.1 Allgemeines .....	15
1.6.2 Zertifizierung zur zivilen Nutzung des Helikopters .....	16
1.6.3 Unterhalt .....	17
1.6.3.1 Allgemeines .....	17
1.6.4 Angaben zu den ausgeführten Instandhaltungsarbeiten .....	17
1.6.4.1 Ausgeführte Arbeiten durch Halter sowie Mechaniker A und B .....	17
1.6.4.2 Ausgeführte Arbeiten durch die Swiss Helicopter Maintenance AG .....	18
1.6.5 Heckrotorsystem .....	18
1.6.5.1 Allgemeines .....	18
1.6.5.2 Heckrotorgetriebe .....	19
1.6.5.3 Heckrotor .....	19
1.6.6 Triebwerk .....	21
1.6.6.1 Allgemeines .....	21
1.6.6.2 Kontrollpanel .....	22
1.6.6.3 Drehzahlregler-Schalter .....	22
1.6.7 Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch .....	22
1.6.7.1 Allgemeines .....	22
1.6.7.2 Engine Overspeed; Chapter 9, Para 9-17 .....	22
1.6.7.3 Definition of Emergency Terms; Chapter 9, Para 9-3 .....	23
1.6.7.4 Complete Loss of Tail Rotor Thrust; Chapter 9, Para 9-21 .....	23
<b>1.7 Meteorologische Angaben</b> .....	<b>24</b>
1.7.1 Allgemeine Wetterlage .....	24
1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort .....	24
1.7.3 Astronomische Angaben .....	24

1.7.4	Webcambild aus der Region .....	25
<b>1.8</b>	<b>Navigationshilfen.....</b>	<b>25</b>
<b>1.9</b>	<b>Kommunikation .....</b>	<b>25</b>
<b>1.10</b>	<b>Angaben zum Flughafen.....</b>	<b>25</b>
<b>1.11</b>	<b>Flugschreiber.....</b>	<b>25</b>
<b>1.12</b>	<b>Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle .....</b>	<b>25</b>
1.12.1	Unfallstelle .....	25
1.12.2	Aufprall.....	26
1.12.3	Wrack.....	26
1.12.3.1	Allgemeines .....	26
1.12.3.2	Heckrotorgetriebe .....	26
1.12.3.3	Heckrotor und Blattverstellmechanismus .....	27
1.12.4	Spuren .....	27
<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Feststellungen.....</b>	<b>27</b>
<b>1.14</b>	<b>Feuer.....</b>	<b>27</b>
<b>1.15</b>	<b>Überlebensaspekte.....</b>	<b>28</b>
1.15.1	Allgemeines .....	28
1.15.2	Suche und Rettung.....	28
<b>1.16</b>	<b>Versuche und Forschungsergebnisse .....</b>	<b>28</b>
1.16.1	Triebwerk.....	28
1.16.1.1	Allgemeines .....	28
1.16.1.2	Kompressor .....	28
1.16.1.3	Brennkammer .....	28
1.16.1.4	Arbeitsturbine.....	28
1.16.2	Treibstoffkontrolleinheit und Drehzahlregler.....	29
1.16.2.1	Allgemeines .....	29
1.16.2.2	Treibstoffkontrolleinheit .....	29
1.16.2.3	Drehzahlregler .....	30
1.16.3	Heckrotorgetriebe .....	30
1.16.3.1	Übersicht.....	30
1.16.3.2	Gehäuse .....	31
1.16.3.3	Kegelritzel und Kegelrad .....	32
1.16.4	Heckrotor .....	33
1.16.4.1	Heckrotorwelle.....	33
1.16.4.2	Blattverstellmechanismus.....	34
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung .....</b>	<b>36</b>
1.17.1	Bundesamt für Zivilluftfahrt.....	36
1.17.1.1	Richtlinien für historische Luftfahrzeuge .....	36
1.17.1.1.1	Geltungsbereich .....	36
1.17.1.1.2	Zulassung und Betriebsauflagen.....	37
1.17.1.1.3	Anforderungen an die Lufttüchtigkeit.....	37
1.17.1.2	„4.1 Technische Unterlagen zum Luftfahrzeug .....	37
1.17.1.2	Klassifizierung von Luftfahrzeuginstandhaltungsarbeiten .....	37
1.17.1.2.1	Allgemeines .....	38
1.17.1.2.2	Entscheidungshilfen zur Klassifizierung von Instandhaltungsarbeiten .....	38
1.17.1.2.3	Komplexe Instandhaltungsarbeiten .....	38
<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben.....</b>	<b>38</b>
<b>2</b>	<b>Analyse .....</b>	<b>39</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte.....</b>	<b>39</b>
2.1.1	Datenaufzeichnungsgeräte.....	39
2.1.2	Triebwerk-Kontrollpanel.....	39
2.1.3	Triebwerk.....	39
2.1.4	Treibstoffkontrolleinheit und Drehzahlregler.....	39

2.1.5	Heckrotorsystem.....	39
2.1.5.1	Ausgangslage.....	39
2.1.5.2	Heckrotorgetriebe.....	40
2.1.5.3	Heckrotorwelle und Blattverstellmechanismus.....	40
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und betriebliche Aspekte.....</b>	<b>41</b>
2.2.1	Pilot.....	41
2.2.2	Ermächtigungen und Instandhaltungsarbeiten.....	42
2.2.3	Bundesamt für Zivilluftfahrt.....	43
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen.....</b>	<b>44</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde.....</b>	<b>44</b>
3.1.1	Besatzung und Passagiere.....	44
3.1.2	Flugverlauf.....	44
3.1.3	Technische Aspekte.....	45
3.1.4	Rahmenbedingungen.....	46
<b>3.2</b>	<b>Ursachen.....</b>	<b>47</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....</b>	<b>48</b>
<b>4.1</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen.....</b>	<b>48</b>
4.1.1	Betriebliche Einschränkungen bei historischen Luftfahrzeugen.....	48
4.1.1.1	Sicherheitsdefizit.....	48
4.1.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 506.....	49
4.1.1.3	Stellungnahme des BAZL zur Sicherheitsempfehlung.....	49
4.1.2	Instandhaltungsarbeiten an historischen Luftfahrzeugen.....	49
4.1.2.1	Sicherheitsdefizit.....	49
4.1.2.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 507.....	50
4.1.2.3	Stellungnahme des BAZL zur Sicherheitsempfehlung.....	50
<b>4.2</b>	<b>Sicherheitshinweise.....</b>	<b>50</b>
<b>4.3</b>	<b>Seit dem Unfall getroffene Massnahmen.....</b>	<b>50</b>
<b>Anlagen</b>	<b>.....</b>	<b>51</b>

# Schlussbericht

## Zusammenfassung

Eigentümer	Privat
Halter	Privat
Hersteller	Bell Helicopter Company, Fort Worth, Texas, USA
Luftfahrzeugmuster	Bell UH-1H
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-RXC
Ort	Alberli Au, Gemeinde Rüthi/SG
Datum und Zeit	20. Dezember 2012, 16:20 Uhr

## Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um 16:20 Uhr. Die Meldung traf um 16:23 Uhr bei der Kantonspolizei St. Gallen ein. Die Untersuchung wurde gleichentags durch die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei St. Gallen eröffnet. Die Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle informierte das *National Transportation Safety Board* (NTSB) als Behörde des Herstellerstaates über den Unfall. Dieses ernannte einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitwirkte.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

## Kurzdarstellung

Am Donnerstag, 20. Dezember 2012, beabsichtigte der Pilot mit dem Helikopter Bell UH-1H, eingetragen als HB-RXC, vom Heliport Balzers (LSXB) zum Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR) zu fliegen. Bei einer Zwischenlandung in Buchs/SG stiegen drei Passagiere zu. Nach dem Start flog der Pilot der Autobahn entlang Richtung St. Gallen-Altenrhein. Unmittelbar neben der Autobahn beim Kieswerk vor Rüthi nahmen die Insassen sehr starke Vibrationen und eine brusche Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts wahr. Ein Passagier hörte einen Knall. Während dieser Phase verlor der Pilot zeitweise die Kontrolle über den Helikopter. Daraufhin entschied sich der Pilot für eine Notlandung. Bei der Landung setzte der Helikopter hart auf und der Hauptrotor schlug in ein freistehendes Gartenhaus. Der Helikopter machte eine Rollbewegung von rund 270 Grad über seine linke Seite und kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand. Alle Insassen konnten den zerstörten Helikopter aus eigener Kraft verlassen. Ein Passagier wurde durch den Unfall erheblich verletzt.

Die HB-RXC war im Luftfahrzeugregister in der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, eingetragen.

**Ursachen**

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter bei einer Notlandung hart aufsetzte und der Hauptrotor in ein Gartenhaus schlug.

Durch das Versagen zweier Schraubverbindungen am Kreuzkopf sowie der Rückhaltemutter wirkte eine massive Unwucht auf die Heckrotorwelle, was schliesslich zum Aufreißen des Heckrotorgetriebes und zum Ausfall des Heckrotors führte.

Folgender Faktor hat zur Entstehung des Unfalls beigetragen:

- Mangelhafte Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor

Als systemische Faktoren wurden ermittelt:

- Mangelhafte Aufsichtstätigkeit des BAZL.
- Lückenhafter Prozess beim BAZL im Umgang mit historischen Luftfahrzeugen.

**Sicherheitsempfehlungen**

Im Rahmen der Untersuchung wurden zwei Sicherheitsempfehlungen ausgesprochen.

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des im Helikopter mitgeführten Navigationsgerätes, Dokumente sowie Aussagen von Auskunftspersonen verwendet. Der Pilot zeigte während der Untersuchung in der Zusammenarbeit zeitweise ein passives Verhalten. Mit dem Piloten wurde der Ablauf des Unfalls im Wrack nachgestellt und mittels Video aufgezeichnet. Diese Informationen wurden für diesen Bericht verwendet.

Der Pilot war Halter und Eigentümer des Helikopters HB-RXC. Im Bericht werden die Begriffe sinngemäss verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR) durchgeführt. Es handelte sich um einen privaten Flug.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

##### 1.1.2.1 Hintergrund

Am 13. Oktober 1998 kaufte der Pilot in den USA einen Helikopter des Musters Bell UH-1H mit der amerikanischen Registrierung N6195G. Im November 1998 wurde an diesem Helikopter bei der Firma US Helicopter Inc. in den USA eine Jahreskontrolle durchgeführt und das Luftfahrzeug wurde neu bemalt.

Am 14. März 2002 wurde der Helikopter N6195G in die Schweiz eingeführt und auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR) stationiert. Der Halter stellte beim Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) den Antrag, den Helikopter in der Kategorie „historisch“ im schweizerischen Luftfahrzeugregister einzutragen. Da der Helikopter die Kriterien für eine Zulassung zu diesem Zeitpunkt nicht erfüllte, wurde der Antrag abgelehnt. Das BAZL erteilte dem Halter am 30. Juni 2002 eine Sonderbewilligung für Flüge mit der N6195G im Luftraum der Schweiz mit der Auflage, der Helikopter müsse in der Schweiz stationiert sein. Für diese Sonderbewilligung war das Baumusterzeugnis (*type certificate* – TC) der USA anwendbar (vgl. Kapitel 1.6.2). Zudem durften mit dem Helikopter keine Landungen ausserhalb von bewilligten Flugplätzen oder Helikopterlandeplätzen im Hoheitsgebiet der Schweiz und des Fürstentums Liechtenstein durchgeführt werden.

##### 1.1.2.2 Schweizerische Registrierung des Helikopters

Der Halter der N6195G beantragte im Jahre 2009 beim BAZL erneut die Eintragung des Helikopters im schweizerischen Luftfahrzeugregister. Unterdessen erfüllte der Helikopter die Anforderungen. Dieser Antrag wurde durch das BAZL geprüft und am 12. November 2009 bewilligt. Der Helikopter N6195G wurde als HB-RXC unter der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, im schweizerischen Luftfahrzeugregister eingetragen.

Aufgrund dieser Eintragung wurde durch das BAZL am 13. Januar 2010 die Lufttüchtigkeit des Helikopters HB-RXC geprüft und ein Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt.

Auf Antrag des Halters wurde am 16. September 2010 die Erweiterung für Nachtflüge nach Sichtflugregeln (*night visual flight rules* – NVFR) mit der HB-RXC durch das BAZL bewilligt.

Mit der Begründung, die HB-RXC sei ein historisches Luftfahrzeug, ersetzte das BAZL am 22. Dezember 2010 das Lufttüchtigkeitszeugnis durch eine Fluggenehmigung (vgl. Kapitel 1.6.1).



**Abbildung 1:** Der Helikopter UH-1H mit der schweizerischen Immatrikulation HB-RXC (Das Foto wurde vom Halter zur Verfügung gestellt).

### 1.1.3 Flugverlauf

Nach Beendigung von Instandhaltungsarbeiten bei der Firma Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM) in Balzers (vgl. Kapitel 1.6.4.2) plante der Pilot, die HB-RXC am 20. Dezember 2012 von Balzers nach St. Gallen-Altenrhein zu überfliegen. Er beabsichtigte, in Buchs/SG eine Zwischenlandung durchzuführen, um einen Kollegen zusteigen zu lassen.

Um 14:48 Uhr startete der Pilot mit dem Helikopter Bell UH-1H, eingetragen als HB-RXC, auf dem Heliport Balzers (LSXB) und flog in Richtung Buchs. Um 15:05 Uhr landete er in der Nähe der Kehrichtverbrennungsanlage auf einem Feld und stellte das Triebwerk ab. Um etwa 15:45 Uhr rief der Pilot seinen Kollegen an und teilte ihm mit, dass er gelandet sei.

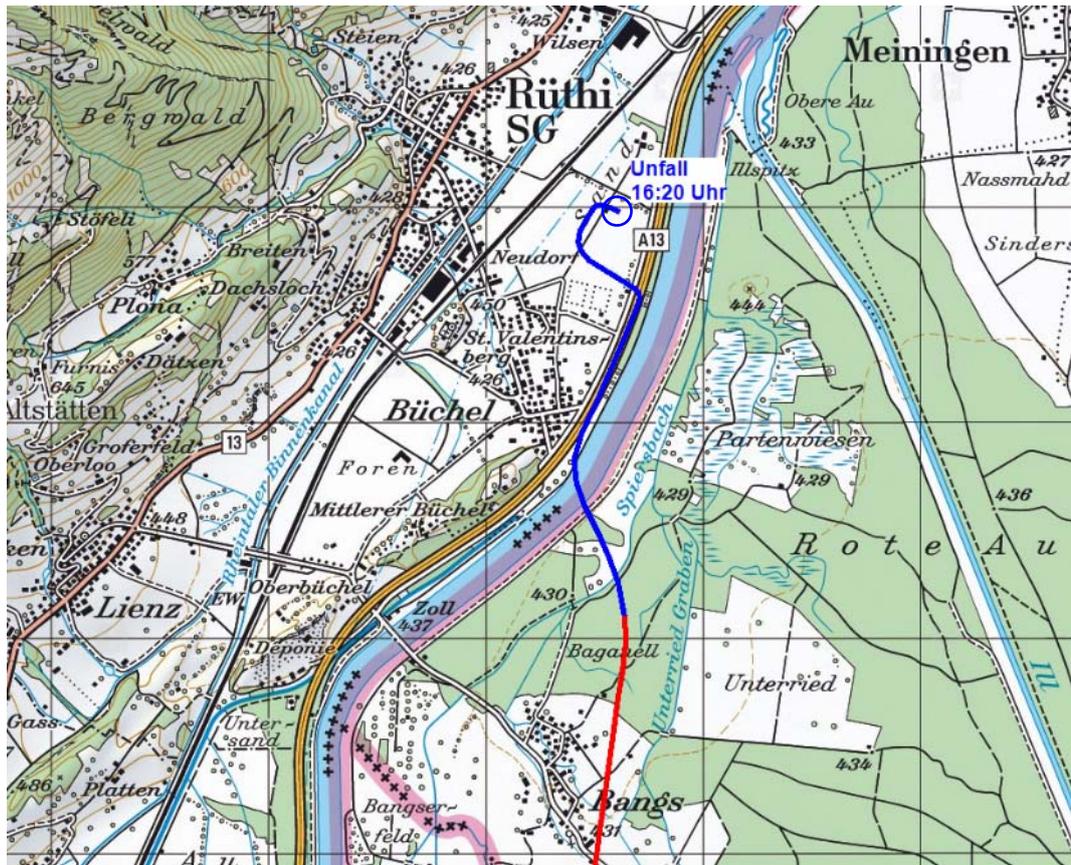
Zwei weitere dem Piloten bekannte Personen sahen den im Feld stehenden Helikopter und begaben sich zu diesem. Der Pilot bot den beiden Personen an, als Passagiere nach St. Gallen-Altenrhein mitzufliegen.

Um 16:14 Uhr startete der Pilot mit drei Passagieren an Bord und flog dem Rheintal entlang Richtung St. Gallen-Altenrhein. Der Flugweg führte auf einer Höhe von ungefähr 3000 ft AMSL<sup>1</sup> und mit einer Fluggeschwindigkeit von rund 80 Knoten der Autobahn entlang.

Auf Wunsch der Passagiere wich der Pilot von der geplanten Route ab und flog rechterhand ins Fürstentum Liechtenstein und kehrte via Schellenberg wieder zurück auf die ursprüngliche Route. Der Pilot setzte den Flug über der Autobahn fort.

---

<sup>1</sup> AMSL: *above mean sea level*, über der mittleren Meereshöhe



**Abbildung 2:** Flugweg der HB-RXC gemäss den Aufzeichnungen des Navigationsgerätes (rot) und der Beschreibung des Piloten (blau). (Basiskarte reproduziert mit Bewilligung des Bundesamtes für Landestopografie Swisstopo [JA150149]).

Unmittelbar neben der Autobahn beim Kieswerk vor Rüthi nahmen die Insassen sehr starke Vibrationen und eine bruske Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts wahr. Ein Passagier hörte einen Knall. Der Pilot versuchte, mit dem linken Fusspedal den Helikopter wieder in Flugrichtung auszurichten. Gemäss Angaben des Piloten übte er zu diesem Zeitpunkt keine anderweitigen Steuerimpulse aus. Während dieser Phase verlor er teilweise die Kontrolle über den Helikopter.

Der Pilot gab weiter an, zu diesem Zeitpunkt eine Überdrehzahl der Arbeitsturbine (*engine overspeed*) wahrgenommen zu haben. Die Drehzahl habe weit über dem rot markierten Grenzwert des Cockpitinstruments gelegen. Darauf habe er mit dem Gasdrehgriff (*twist-grip throttle*) den Treibstofffluss reduziert.



**Abbildung 3:** Das Cockpitinstrument zeigt im inneren Kreis die Drehzahl des Rotors und im äusseren Kreis die Drehzahl der Arbeitsturbine an.

In der Folge verringerte sich die Rotordrehzahl und der Pilot nahm den akustischen Warnton für eine zu niedrige Rotordrehzahl (*low RPM warning*) wahr. Anschliessend drehte der Pilot den Gasdrehgriff wieder etwas auf und stellte den Drehzahlregler-Schalter (*power turbine governor switch – GOV*) vom automatischen in den manuellen Modus um. Ab diesem Zeitpunkt stellte er die Drehzahl manuell ein. Anschliessend steuerte der Pilot die HB-RXC nach links in Richtung Rüthi und entschied sich für eine Notlandung. Kurz darauf drehte er rechts ab und flog den Landeanflug ungefähr parallel zur Autobahn.

Gemäss Aussage des Piloten habe er zu diesem Zeitpunkt keine Vibrationen mehr wahrgenommen.

Da sich quer zur Anflugrichtung eine dichte Baumreihe befand und die Distanz für den geplanten Anflug nicht ausreichte, drehte der Pilot den Helikopter mittels Steuerknüppel (*cyclic stick*) rechts ab und setzte den Landeanflug parallel zur Baumreihe fort. In dieser Phase ertönte der akustische Warnton für eine zu niedrige Rotordrehzahl (*low RPM warning*) erneut. Bei der Landung setzte der Helikopter hart auf und der Hauptrotor schlug auf der linken Seite in ein Gartenhaus. Der Helikopter machte eine Rollbewegung von rund 270 Grad über seine linke Seite und kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand. Nachdem alle Insassen den Helikopter aus eigener Kraft verlassen hatten, kehrte der Pilot zum Helikopter zurück und stellte das Triebwerk ab.

Beim Unfall wurde ein Passagier erheblich verletzt und musste in Spitalpflege gebracht werden.

#### 1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls

Unfallort	Alberli Au, Gemeinde Rüthi/SG
Datum und Zeit	20. Dezember 2012, 16:20 Uhr
Beleuchtungsverhältnisse	Abenddämmerung
Koordinaten	759 610 / 239 980 (Swiss Grid 1903) N 047° 17' 29.03" / E 009° 32' 56.07" (WGS 84)
Höhe	426 m/M, 1397 ft AMSL

#### 1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	1	1	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	2	3	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	3	4	0

#### 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

#### 1.4 Drittschaden

Es entstand Flurschaden und das Gartenhaus wurde zerstört.

**1.5 Angaben zu Personen**

## 1.5.1 Pilot

## 1.5.1.1 Allgemeines

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1953
Lizenz	Privatpilotenlizenz für Helikopter ( <i>private pilot licence helicopter</i> – PPL(H)) nach <i>Joint Aviation Requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 3. Dezember 1992.
Berechtigungen	Bell 204/205/UH-1D, gültig bis 31. Mai 2013 Nachtflug (NIT) Aussenlandebewilligung bei nichtgewerbmässigen Flügen, gültig bis 12. März 2013.
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 2, Einschränkungen: VML ( <i>shall wear multifocal lenses</i> ), gültig vom 29. November 2012 bis 30. November 2013.
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	29. November 2012
Beginn der fliegerischen Ausbildung	11. Oktober 1990

## 1.5.1.2 Flugerfahrung

Gesamthaft	537:30 h
davon auf dem Unfallmuster	174:20 h
Während der letzten 90 Tage	14:06 h
davon auf dem Unfallmuster	6:05 h
Landungen total	2901
Landungen während der letzten 90 Tage mit dem Unfallmuster	5

## 1.5.1.3 Berechtigung auf dem Helikoptermuster Bell UH-1H

Basierend auf einer amerikanischen Pilotenlizenz, die am 3. Februar 1995 ausgestellt worden war, begann der Pilot in den USA am 20. Januar 1996 mit dem Training für den Erwerb der Musterberechtigung (*type rating* – TR) auf dem Helikopter Bell 204/UH-1B. In dieser Phase absolvierte er eine Flugzeit von drei Stunden. Im Januar 1997 setzte er, wiederum in den USA, diese Ausbildung auf der Bell 204/UH-1B fort und schloss die Musterberechtigung ab. Dabei flog er während zweier Tage 5:45 h. Im Februar 1998 erlangte der Pilot bei derselben Flugschule eine Musterberechtigung auf dem Helikopter Bell 205/UH-1H mit einer Flugzeit von insgesamt 5:40 h.

Der Pilot beantragte beim BAZL den Eintrag des Musters Bell 205/UH-1H in seiner Lizenz. Diesem Antrag wurde nach langen Abklärungen am 14. August 1998 entsprochen. Im Flugbuch des Piloten wurde diese Anerkennung durch das BAZL folgendermassen beschrieben: „Bell 205/UH-1H is accepted and approved by Swiss FOCA!“

Am 12. Mai 2009 führte der Pilot eine sogenannte praktische Befähigungsüberprüfung auf dem Helikoptermuster Bell UH-1H, eingetragen als N6195G, durch. Dazu wurde auf dem Protokoll vermerkt: „*Befähigungsüberprüfung nach Ablauf der Berechtigung mit theoretischer Überprüfung.*“

Die letzte Befähigungsüberprüfung für das Muster 204/205/UH-1D fand am 30. April 2012 auf der HB-RXC statt.

#### 1.5.1.4 Technische Ausbildung

Der Halter der HB-RXC schloss eine vierjährige Lehre als Maschinenmechaniker ab. Anschliessend liess er sich zum Motorradmechaniker weiterbilden. Diese Berufstätigkeit übte er während der letzten 30 Jahre aus. Er besuchte regelmässig Weiterbildungskurse im Bereich Motorräder.

Im Zeitraum als die Instandhaltungsarbeiten an der Bell UH-1H vom Luftfahrzeugmechaniker A durchgeführt wurden (vgl. Kapitel 1.5.2.2), war der Halter immer anwesend und konnte so diesbezügliche Erfahrungen sammeln.

Bei Luftfahrzeugen der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, besteht für den Halter die Möglichkeit, beim BAZL eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten zu beantragen. In den Richtlinien der Technischen Mitteilungen (TM) sind die dazu benötigten Voraussetzungen definiert (vgl. Kapitel 1.17.1.1).

Am 12. Dezember 2010 beantragte der Halter der HB-RXC beim BAZL eine solche Ermächtigung. Im November 2011 wurde durch zwei Inspektoren des BAZL auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein diesbezüglich eine Inspektion durchgeführt. In einer Handnotiz auf dem Antrag wurde Folgendes notiert: „*Der Befund wurde als sehr gut beurteilt.*“ Dem Halter wurde am 4. Januar 2012 die Ermächtigung erteilt. Der Gültigkeitsumfang wurde wie folgt definiert: „*Nicht komplexe Instandhaltungsarbeiten gemäss TM 02.020-00 an Zelle, Motor, Propeller und eingebauten Bordanlagen*“ (vgl. Kapitel 1.17.1.2.3).

#### 1.5.2 Unterhaltspersonal

##### 1.5.2.1 Allgemeines

Die Mechaniker A und B beteiligten sich an den Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC.

##### 1.5.2.2 Mechaniker A

Mechaniker A absolvierte eine dreijährige Lehre als Spengler bei einem Helikopterhersteller in Deutschland. Anschliessend arbeitete er während vier Jahren als Mechaniker beim Bundesheer in Deutschland, unter anderem an Helikoptern des Baumusters Bell UH-1D. In der Zeit von 1983 bis 1994 arbeitete der Mechaniker mehrheitlich auf Flächenflugzeugen bei verschiedenen Unterhaltsbetrieben. Im Jahr 1992 erwarb er die amerikanische Lizenz als Luftfahrzeugmechaniker (*FAA A&P license*) und übte diese Tätigkeit seit 1994 als selbstständig Erwerbender aus.

Am 11. März 2010 erhielt der Mechaniker vom BAZL auf Antrag eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC. Letztmals wurde diese Ermächtigung am 25. Juli 2011 bis zum 25. Juli 2016 verlängert.

In der Ermächtigung wurde festgehalten, dass er Instandhaltungsarbeiten und Bescheinigungen nur im Umfang seiner persönlichen Luftfahrzeugmechanikerlizenz durchführen darf.

## 1.5.2.3 Mechaniker B

Mechaniker B besass eine gültige Lizenz als Luftfahrzeugmechaniker auf verschiedenen Baumustern.

Der Mechaniker führte an der HB-RXC während sechs Jahren unter Aufsicht von Mechaniker A Instandhaltungsarbeiten durch und konnte so Erfahrungen auf diesem Helikoptermuster sammeln. Am 25. Juli 2011 reichte der Mechaniker beim BAZL ein Gesuch für eine Berechtigung auf diesem Muster ein. Dieses wurde abgelehnt. Der Mechaniker besass weder eine gültige Berechtigung noch eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten auf dem Helikoptermuster Bell UH-1H.

Mechaniker B bescheinigte Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC.

## 1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

## 1.6.1

## Allgemeines

Eintragungszeichen	HB-RXC
Luftfahrzeugmuster	Bell UH-1H
Charakteristik	Einmotoriger Mehrzweckhelikopter mit 13 Sitzplätzen, einem halbstarren ( <i>semi-rigid</i> ) und linksdrehenden Hauptrotorsystem und einem konventionellen Zweiblattheckrotor für den Drehmomentausgleich.
Hersteller	Bell Helicopter Company, Fort Worth, Texas, USA
Baujahr	1965
Werknummer	65-09688
Eigentümer	Privat
Halter	Privat
Triebwerk	Zweiwellen-Turbintriebwerk Honeywell (Textron Lycoming) T53-L-13B mit einer verfügbaren Höchstleistung von 1400 SHP, entsprechend 1044 kW. Baujahr: 1965 Werknummer: LE-15154
Betriebsstunden	Zelle: 10 845 h (TSN <sup>2</sup> ) Triebwerk: 745.8 h (TSN)
Treibstoffkontrolleinheit ( <i>fuel control unit</i> – FCU)	Chandler Evans Control Systems Teilnummer: 300991101 Werknummer: 672AS1811
Höchstzulässige Abflugmasse	9498 lb
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Technische Einschränkungen	Im Flugreisebuch waren keine offenen Punkte eingetragen.

<sup>2</sup> TSN: *time since new*, Betriebszeit seit der Herstellung

Treibstoffqualität zum Unfallzeitpunkt	Der Treibstoff entsprach den geforderten Spezifikationen.
Treibstoffvorrat	Zum Unfallzeitpunkt waren rund 814 lb (462 l) Treibstoff an Bord, was einer Flugzeitreserve von ca. 1:30 h entsprach.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 21. Dezember 2010, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Fluggenehmigung	Ausgestellt durch das BAZL am 22. Dezember 2010: <i>„Die Zulassung gilt für folgenden nichtgewerbsmässigen Geltungsbereich:  Vorführungen an genehmigten Flugveranstaltungen.  Überführungs- und Trainingsflüge für solche Veranstaltungen.  Flüge zur Aufrechterhaltung des Trainingsstandes der Besatzung, inbegriffen die erforderlichen Einweisungs- und Umschulungsflüge ohne Grundschulung.  Kontroll- und Überführungsflüge aus technischen Gründen.“</i>
Prüfbestätigung	Am 6. Dezember 2011 wurde durch das BAZL eine Nachprüfung durchgeführt. Dabei wurden keine Beanstandungen protokolliert.
Zulassungsbereich	Privat
Kategorie	VFR bei Tag / Nacht

#### 1.6.2 Zertifizierung zur zivilen Nutzung des Helikopters

Um die von der U.S. Army ausgemusterten Helikoptermuster UH-1 zivil nutzen zu können, wurde das Baumusterzeugnis (*type certificate*<sup>3</sup> – TC) H3SO angewendet. Dieses wurde 1974 durch die amerikanische Flugaufsichtsbehörde (*Federal Aviation Authority – FAA*) ausgestellt. Der ursprüngliche Halter des *type certificate* H3SO war die Firma Wilco Aviation. In den folgenden Jahren wechselte der Halter dieses TC mehrmals.

In der Zeit vom 27. Dezember 1995 bis zum 22. August 2001 war die Firma US Helicopter Inc. im Besitze dieses TC.

Im *type certificate* H3SO, Rev. 15 vom 22. März 2010, sind folgende relevanten Punkte festgehalten:

*„Production Basis: No helicopter may be produced under this approval. Prior to adding serial numbers to this type certificate, each candidate helicopter must undergo a conformity inspection.*

[...]

<sup>3</sup> Das *type certificate* ist eine Musterzulassung bzw. Einzelstückzulassung, das eine offizielle Zulassung (Zertifizierung) eines Luftfahrzeugs zum Betrieb darstellt. Sie erfolgt durch die Luftfahrtbehörde des Staats, in dem das Luftfahrzeug später registriert wird. Im Rahmen der Zulassung wird überprüft, ob die zugrunde liegenden Bauvorschriften erfüllt wurden.

Note 5: *This helicopter is prohibited from carrying cargo for compensation or hire.*

[...]

Note 11: *No person may be carried in this helicopter during flight unless that person is essential to the purpose of the flight.”*

Der Helikopter HB-RXC erhielt von der FAA am 28. Juni 1990 erstmals das zivile Lufttüchtigkeitszeugnis in der *restricted category* unter der Eintragung N6195G.

### 1.6.3 Unterhalt

#### 1.6.3.1 Allgemeines

Nach der Einführung des Helikopters UH-1H in die Schweiz wurde dieser vorerst mit der Immatrikulation N6195G betrieben. Während dieser Zeit, d. h. bis zum 11. November 2009, wurden die Instandhaltungsarbeiten am Helikopter jeweils durch den aus Deutschland angereisten Mechaniker A ausgeführt und bescheinigt. Er war im Besitze einer gültigen amerikanischen Lizenz (*FAA A&P license*). Die Instandhaltungsarbeiten wurden jeweils in einer Halle in Bonaduz durchgeführt. Gemäss Angaben des Halters wurde für die Arbeiten am Helikopter das persönliche Werkzeug verwendet. Spezialwerkzeuge wurden jeweils bei der Firma Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM) und Werkzeuge bei der Firma Rotortec AG ausgeliehen.

Am 12. November 2009 wurde der Helikopter im schweizerischen Luftfahrzeugregister als HB-RXC eingetragen und am 13. Januar 2010 durch das BAZL als lufttüchtig erklärt. Aufgrund dessen musste durch den Halter ein Instandhaltungsprogramm für ein historisches Luftfahrzeug erstellt werden, das am 15. Januar 2010 durch das BAZL geprüft und genehmigt worden war. Angesichts der schweizerischen Immatrikulation musste Mechaniker A beim BAZL eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC beantragen. Die Instandhaltungsarbeiten wurden in einem Hangar auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein ausgeführt.

### 1.6.4 Angaben zu den ausgeführten Instandhaltungsarbeiten

#### 1.6.4.1 Ausgeführte Arbeiten durch Halter sowie Mechaniker A und B

In der Zeit vom 21. August bis 4. September 2011 wurden an der Helikopterzelle und am Triebwerk die letzten Instandhaltungsarbeiten bescheinigt. Für diese Arbeiten lag ein Arbeitsbericht vor. Ebenso wurden diese Arbeiten in den technischen Akten durch die beiden Mechaniker A und B sowie durch einen Avioniker bescheinigt.

Bis zum Unfall vergingen etwas mehr als 15 Monate, der Helikopter flog während dieser Zeit rund 27 Stunden. In den technischen Akten liegen keine Bescheinigungen vor, dass während dieser Zeit die vorgeschriebenen Instandhaltungsarbeiten ausgeführt worden wären. Ein Arbeitsbericht wurde nicht erstellt. Lediglich im Flugreisebuch wurde eine Kontrolle vom 4. März 2012 durch den Halter bescheinigt. Ebenso wurde durch den Halter am 1. September 2012 folgender Text eingetragen: „*Annual inspection B-205 HB-RXC; next before 04.09.2013*“. Dazu finden sich in den technischen Akten keine Einträge.

Gemäss den am 4. März 2012 datierten technischen Akten baute der Halter unter anderem die Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit – FCU*) aus und ersetzte sie.

Weitere ausgeführte Arbeiten wurden durch den Halter in Form von Notizen in den technischen Akten festgehalten. Es liegen weder Arbeitsberichte vor, noch wurden

die Arbeiten in den technischen Akten bescheinigt (vgl. Anlage 1). Aus diesen Notizen ist nicht ersichtlich, welche Arbeiten effektiv durchgeführt wurden.

Gemäss mündlichen Aussagen des Halters habe er am Heckrotorgetriebegehäuse und am Heckrotor alle Schrauben und Muttern ersetzt. Zusammen mit Mechaniker B habe er die Dichtung zwischen der Heckrotorantriebswelle und dem Heckrotorgetriebe ausgewechselt. Für diese Arbeit muss das Heckrotorgetriebe nicht zerlegt werden.

Es sind keine weiteren Arbeiten am Helikopter dokumentiert.

#### 1.6.4.2 Ausgeführte Arbeiten durch die Swiss Helicopter Maintenance AG

Nachdem der Halter die FCU in St. Gallen-Altenrhein ausgetauscht hatte, beauftragte er die Firma Swiss Helicopter Maintenance AG (SHM) in Balzers, den Einbau der FCU zu prüfen und daran die nötigen Einstellungen zu tätigen. Gemäss dem Arbeitsrapport der SHM wurden am 12. Dezember 2012 in St. Gallen-Altenrhein die Einstellungsarbeiten an der FCU respektive am Helikopter durch einen Mechaniker der SHM im Beisein des Halters ausgeführt und mittels Standlauf abschliessend geprüft.

Anschliessend wurde der Helikopter in Absprache mit dem Halter durch die SHM für technische Flüge freigegeben.

Gleichentags wurde die HB-RXC durch den Halter nach Balzers zur SHM überflogen. In der Zeit vom 13. bis zum 20. Dezember 2012 wurden weitere Einstellungsarbeiten an der FCU und am Helikopter gemacht. Zusätzlich wurden während der technischen Flüge Vibrationsmessungen am Hauptrotor ausgeführt.

Diese Arbeiten wurden von der Firma SHM wie folgt bescheinigt:

*„Freigabe zur Verwendung des Luftfahrzeuges nach Art. 34/4 VLL in Bezug auf die ausgeführten Arbeiten (TM 02.010-40).“*

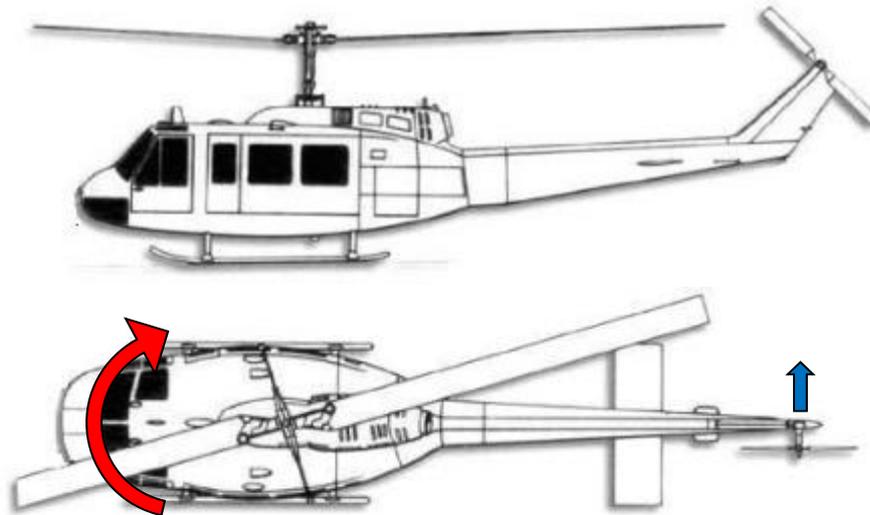
Gemäss Angaben der SHM wurden keine Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor ausgeführt.

#### 1.6.5 Heckrotorsystem

##### 1.6.5.1 Allgemeines

Beim Muster UH-1H handelt es sich um einen Helikopter in konventioneller Bauweise mit Haupt- und Heckrotor. Diese werden von einem Triebwerk über ein Hauptgetriebe angetrieben.

Der Hauptrotor erzeugt in Abhängigkeit vom Anstellwinkel der Rotorblätter ein gegen die Drehrichtung des Hauptrotors wirkendes Drehmoment auf die Helikopterzelle. Diesem Drehmoment wirkt der durch den Heckrotor erzeugte Schub entgegen. Dieser Momentenausgleich verhindert z. B. im Schwebeflug eine Drehung des Helikopters um seine Hochachse. Neben dem Momentenausgleich dient der Heckrotor auch zur Steuerung des Helikopters um die Hochachse.



**Abbildung 4:** Moment auf Rumpf wirkend (roter Pfeil), Schubkraft auf Heck wirkend (blauer Pfeil), im Schweben- und langsamen Vorwärtsflug.

Das Drehmoment des Hauptrotors ändert sich in Abhängigkeit der Betriebssituation. Je mehr Leistung das Triebwerk abgibt, desto grösser wird das Drehmoment. Der Pilot muss daher den Momentenausgleich entsprechend anpassen. Dies geschieht bei der UH-1H über die Steuerpedale. Mit Steuerpedaleingaben wird über die Blattverstellstange (*pitch change rod*) der Einstellwinkel der Heckrotorblätter und somit der Schub des Heckrotors beeinflusst.

#### 1.6.5.2 Heckrotorgetriebe

Beim Heckrotorgetriebe (*90°-gearbox*) handelt es sich um ein 1-stufiges Kegelrad-Winkelgetriebe. Das Hauptgetriebe treibt das Heckrotorgetriebe über eine Antriebswelle an.

Das Heckrotorgetriebe mit der Heckrotorwelle, die den Heckrotor und den dazugehörigen Verstellmechanismus aufnimmt, befindet sich in Flugrichtung gesehen auf der linken Seite des Helikopters.

Gemäss der Komponentenkarte hatte das Heckrotorgetriebe zum Unfallzeitpunkt eine gesamte Betriebsstundenzahl von 6080 h. Seit der letzten Überholung war das Getriebe 3620 h in Betrieb.

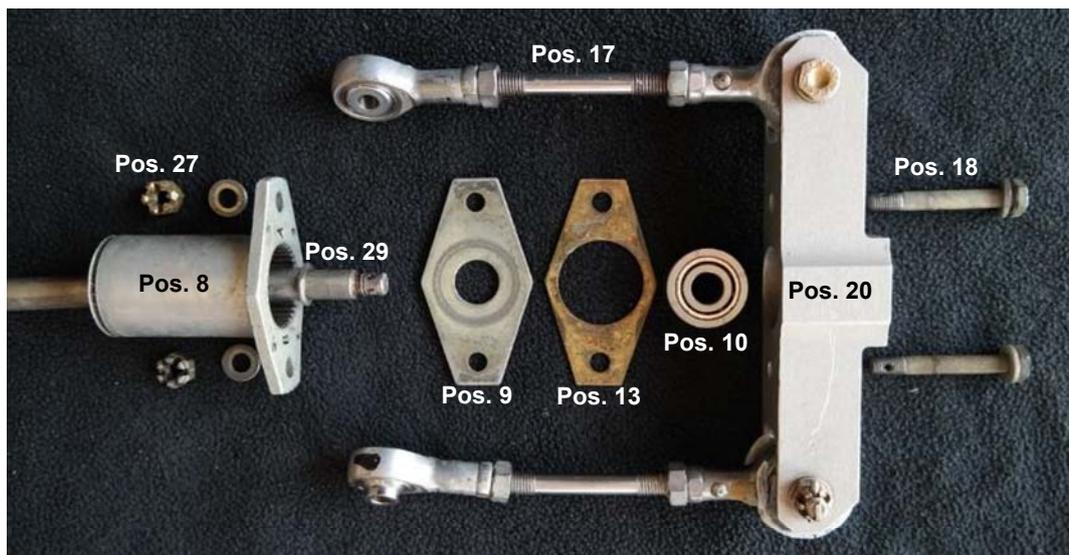
#### 1.6.5.3 Heckrotor

Beim Heckrotor handelt es sich um einen Zweiblattrotor. Die beiden Heckrotorblätter (*blades*) sind auf der Heckrotornabe (*hub*) montiert und in Bezug auf ihre Längsachse drehbar, was das Verstellen des Einstellwinkels erlaubt (vgl. Anlage 2). Die Nabe mit Innen-Vielkeilverzahnung ist formschlüssig auf der Rotorwelle des Getriebes montiert. Die Nabe wird mit einem statischen Stopp (*static stop*) und einer Rückhaltemutter mit der Heckrotorwelle verschraubt. Die Mutter wird mit einem definierten Drehmoment festgezogen und gegen ein Loslösen drahtgesichert. Bei einer korrekten Montage ist die Verbindung zwischen Nabe und Welle starr, die Nabe ist axial nicht verschiebbar. Der statische Stopp ist mit zwei Flanschen versehen, um die Taumelbewegungen des Heckrotors zu begrenzen.



**Abbildung 5:** Heckrotornabe mit statischem Stopp und der drahtgesicherten Rückhaltemutter (Aufnahme eines typengleichen Heckrotorsystems).

Die beiden Heckrotorblatthalterungen (*blade grip*) sind je mit einer Steuerstange (*pitch link*, Pos. 17) mit dem Kreuzkopf (*crosshead*, Pos. 20) verbunden. Dieser Kreuzkopf ist mit einer Schiebehülse (*slider*, Pos. 8) verschraubt, die auf dem keilverzahnten Ende der Heckrotorwelle geführt wird und sich axial verschieben lässt. Der Kreuzkopf dreht synchron mit dem Rotor. Durch das Verschieben wird der Einstellwinkel (*pitch*) des Heckrotors verändert. Das Verschieben des Kreuzkopfes erfolgt mit der Blattverstellstange (*pitch change rod*, Pos. 29), die durch die hohle Heckrotorwelle des Getriebes (*gear box*) läuft. Die mechanische Verbindung zwischen der nicht rotierenden Blattverstellstange und dem drehenden Kreuzkopf erfolgt über ein axial belastbares Wälzlager (*bearing set*, Pos. 10). Der Aussenring des Wälzlagers wird durch die Schiebehülse (*slider*), die Rückhalteplatte (*retainer plate*, Pos. 9) und das Distanzblech (*shim*, Pos. 13) axial im Kreuzkopf festgehalten. Die Montage erfolgt mit zwei 1/4-Zoll-Schrauben (*bolt*, Pos. 18) und splintgesicherten Muttern (*nut*, Pos. 27). Der Innenring des Wälzlagers wird ebenfalls mit einer splintgesicherten Mutter an das Ende der Blattverstellstange (*pitch change rod*) montiert.



**Abbildung 6:** Einzelteile des Blattverstellmechanismus des Heckrotors. Zur Illustration wurden die an der HB-RXC nach dem Unfall nicht vorgefundenen Komponenten durch jene eines typengleichen Systems ergänzt. Die Positionen der einzelnen Komponenten beziehen sich auf die Anlage 2.

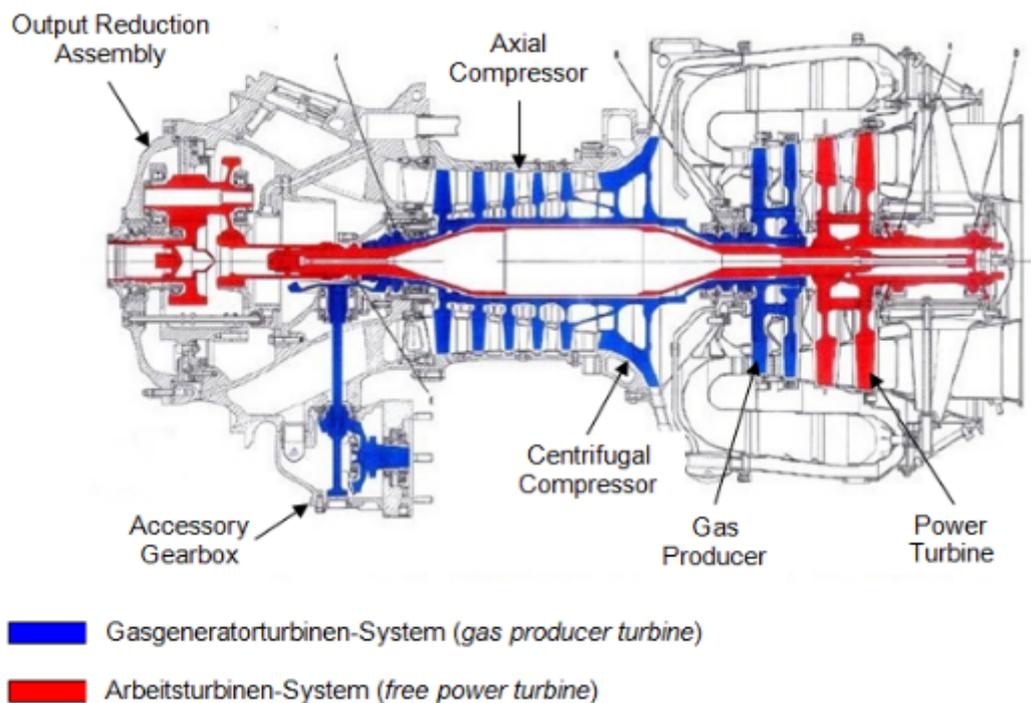
Bei einer eingezogenen Blattverstellstange wirkt der Schub des Heckrotors gegen das Heckrotorgetriebe; bei einer ausgestossenen Blattverstellstange wirkt der Schub weg vom Heckrotorgetriebe.

Bei gewissen Flugmanövern wirkt der Schub weg vom Getriebe, d. h. die Nabe des Heckrotors zieht an der Heckrotorwelle des Getriebes. In einem solchen Fall wirkt der Schub des Heckrotors auf die Rückhaltemutter, mit der die Nabe mit der Heckrotorwelle verschraubt ist. Der Schub des Heckrotors wirkt bei korrekter Montage nie auf die Verbindung Steuerstangen/Kreuzkopf.

## 1.6.6 Triebwerk

### 1.6.6.1 Allgemeines

Der Helikopter Bell UH-1H ist mit einem Zweiwellen-Turbinentriebwerk vom Typ Honeywell T53-L-13B ausgerüstet. Das Triebwerk besteht aus einer zweistufigen Arbeitsturbine (*free power turbine*) und einer zweistufigen Gasgeneratorturbine (*gas producer turbine*), die einen kombinierten Axial- und Zentrifugal-Kompressor antreibt.



**Abbildung 7:** Schnittdarstellung eines Triebwerks T53

Eine konstante Drehzahl der Arbeitsturbine wird mittels Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU) durch eine variierende Drehzahl der Gasgeneratorturbine erreicht.

## 1.6.6.2 Kontrollpanel

Das Triebwerk-Kontrollpanel befindet sich im Cockpit auf der rechten Hälfte der Mittelkonsole, d. h. auf der linken Seite des Piloten.



**Abbildung 8:** Triebwerk-Kontrollpanel mit Drehzahlregler-Schalter (rot eingekreist).

Das Kontrollpanel war richtig eingebaut und funktionstüchtig.

## 1.6.6.3 Drehzahlregler-Schalter

Beim Drehzahlregler-Schalter (*power turbine governor switch* – GOV) gibt es folgende zwei Schalterpositionen:

- AUTO: In dieser Position wird die Drehzahl der Arbeitsturbine automatisch geregelt.
- EMER: In dieser Position wird die Drehzahl der Arbeitsturbine manuell durch den Piloten mittels Gasdrehgriff (*twist-grip throttle*) gesteuert.

Der Schalter wurde auf seine Funktion überprüft und funktionierte.

Das *emergency solenoid valve* wird durch den Drehzahlregler-Schalter in der Position EMER aktiviert und ermöglicht eine manuelle Ansteuerung des Hauptkraftstoffreglers.

## 1.6.7 Auszug aus dem Luftfahrzeugflughandbuch

## 1.6.7.1 Allgemeines

Für den Helikopter HB-RXC wurde in Anwendung der BAZL-Weisung TM 02.030-20 ein Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) erstellt und „vom Bundesamt lediglich eingesehen, nicht aber genehmigt“. Dieses AFM basierte auf dem TM 55-1520-210-10 des *Operator's Manual Army Model UH-1H / V helicopters*. Einige Kapitel wurden für die zivile Verwendung des Helikopters durch das BAZL ersatzlos gestrichen.

Nachfolgend werden die relevanten Notverfahren beschrieben (Fettdruck im Original).

## 1.6.7.2 Engine Overspeed; Chapter 9, Para 9-17

*„Engine overspeed will be indicated by a right yaw, rapid increase in both rotor and engine RPM, RPM warning light illuminated, and an increase in engine noise. An engine overspeed may be caused by a malfunctioning N2 governor or fuel control. Although the initial indications of high N2 RPM and rotor rpm are the same in each*

case, actions that must be taken to control rpm are distinctly different. If the N2 governor malfunctions, throttle reduction will result in a corresponding decrease in N2 RPM. In the event of a fuel control malfunction, throttle reduction will have no effect on N2 RPM. If an overspeed is experienced:

1. *Collective-Increase to load the rotor in an attempt to maintain rpm below the maximum operating limit.*
2. *Throttle-Reduce until normal operating RPM is attained. Continue with manual throttle control. If reduction of throttle does not reduce RPM as required:*

**WARNING**

***Land even if manual throttle corrects the overspeed since there is a chance of an impending engine failure due to the debris generated by the initial N2 failure.***

3. *EMER GOV OPNS“*

1.6.7.3 Definition of Emergency Terms; Chapter 9, Para 9-3

*„For the purpose of standardization the following definitions shall apply:*

*[...]*

*e. The term EMER GOV OPNS is defined as manual control of the engine RPM with the GOV AUTO/EMER switch in the EMER position. Because automatic acceleration, deceleration, and overspeed control are not provided with the GOV switch in the EMER position, throttle and collective coordinated control movements must be smooth to prevent compressor stall, overspeed, overtemperature, or engine failure.*

1. *GOV - switch - EMER.*
2. *Throttle - adjust as necessary to control RPM.*
3. *Land as soon as possible.*

*[...]“*

1.6.7.4 Complete Loss of Tail Rotor Thrust; Chapter 9, Para 9-21

*„This situation involves a break in the drive system, such as a severed driveshaft, herein the tail rotor stops turning or tail rotor controls fail with zero thrust.*

*a. Indications.*

*(1) In-Flight.*

- (a) Pedal input has no effect on helicopter trim.*
- (b) Nose of the helicopter turns to the right (left sideslip).*
- (c) Roll of fuselage along the longitudinal axis.*
- (d) Nose down tucking will also be present.*

**WARNING**

**At airspeeds below 30 to 40 knots, the sideslip may become uncontrollable, and the helicopter will begin to revolve on the vertical axis (right or left depending on power, gross weight, etc.).**

(2) Hover.

*Helicopter heading cannot be controlled with pedals.*

b. Procedures.

(1) In-Flight.

*(a) If safe landing area is not immediately available and powered flight is possible, continue flight to a suitable landing area at above minimum rate of descent airspeed. Degree of roll and sideslip may be varied by varying throttle and/or collective.*

*(b) When landing area is reached, AUTOROTATE using an airspeed above minimum rate of descent airspeed.*

*(c) If landing area is suitable, touchdown at a ground speed above effective transitional lift utilizing throttle as necessary to maintain directional control.*

*(d) If landing area is not suitable for a runon landing a minimum ground run autorotation must be performed, enter autorotation descent (throttle off) start to decelerate at about 75 feet altitude so that forward ground speed is at a minimum when the helicopter reaches 10 to 20 feet, execute the touchdown with a rapid collective pull just prior to touchdown in a level attitude with minimum ground speed."*

## 1.7 Meteorologische Angaben

### 1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Tief mit Kern über den Britischen Inseln steuerte mit einer Warmfront milde und feuchte Luft nach Mitteleuropa. In der Ostschweiz blieb die lokale Kaltluft bis am Abend in der Topografie blockiert.

### 1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Der Himmel war bedeckt. Bei wenig Wind herrschte schwacher Schneefall, der jedoch nicht bis zum Boden reichte.

Am Flugplatz St. Gallen-Altenrhein wurde um 16:20 Uhr eine Wolkenbasis auf 1800 m/M beobachtet. Auf dem Webcambild von Oberschan waren zur selben Zeit der 1899 m hohe Gipfel des Mittlerspitz und die Passhöhe St. Luzisteig sichtbar.

Wetter/Wolken	bedeckt, mit Basis auf 6200 ft AMSL	
Sicht	8 km	
Wind	variabel, 1 kt	
Temperatur/Taupunkt	1 °C / -3 °C	
Luftdruck QNH	1014 hPa	
Gefahren	keine	

### 1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 233°	Höhe: 1°
Beleuchtungsverhältnisse	Abenddämmerung	

#### 1.7.4 Webcambild aus der Region



**Abbildung 9:** Webcam Oberschan, 20. Dezember 2012, 16:15 Uhr, Blickrichtung SE zum Mittlerspitz (1899 m/M).

#### 1.8 Navigationshilfen

Nicht zutreffend

#### 1.9 Kommunikation

Nicht zutreffend

#### 1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht zutreffend

#### 1.11 Flugschreiber

Der Helikopter war weder mit einem Flugdatenschreiber noch mit einem Sprachaufzeichnungsgerät ausgerüstet. Diese waren nicht vorgeschrieben.

#### 1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

##### 1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich ungefähr 170 Meter westlich der Rheintalautobahn A13 in unbewohntem Gebiet, umgeben von Wies- und Ackerland. Es gab vereinzelte Hindernisse wie Hochspannungsleitungen und dichtere Baumreihen. Die Wrackendlage befand sich neben einem der verschiedenen entlang einer Flurstrasse gebauten Gartenhäuser.

Aufgrund vorgängiger Niederschläge war der Boden zum Unfallzeitpunkt weich.



**Abbildung 10:** Wrackendlage und Heckrotor mit darunter liegendem Kreuzkopf. Der Heckrotor befand sich in Anflugrichtung gesehen ungefähr 10 Meter vor der Aufschlagstelle des Helikopters (rot eingekreist) am Boden.

#### 1.12.2 Aufprall

Der Helikopter landete mit geringer Vorwärtsgeschwindigkeit und mit hoher vertikaler Geschwindigkeit auf den Kufen neben dem Gartenhaus im Wiesland. Die Kufen wurden durch die grossen Kräfte auseinandergedrückt. Anschliessend kollidierte der Hauptrotor mit dem Gartenhaus.

#### 1.12.3 Wrack

##### 1.12.3.1 Allgemeines

Das Wrack befand sich zwischen dem Gartenhaus und der Flurstrasse. Der Heckausleger (*tailboom*) war am Übergang zur Kabinenstruktur nahezu vollständig abgetrennt. Die Kabinenstruktur lag in Bezug zum Heck verdreht auf der rechten Seite (vgl. Abbildung 10). Das Landegestell war auseinandergedrückt und teilweise gebrochen. Die linke vordere Türe lag neben dem Wrack, da sie durch die Insassen zum Verlassen des Helikopters mittels Notabwurfsystems von der Zelle abgetrennt worden war. Der Hecksporn war nach oben gebogen.

Das Hauptrotorgetriebe mit den Rotorblättern wurde aus den Befestigungspunkten des Helikopters gerissen und lag in ungefähr 30 Meter Entfernung im Ackerland.

Der Drehzahlregler-Schalter (*power turbine governor switch*) am Triebwerk-Kontrollpanel wurde in der Stellung AUTO aufgefunden.

##### 1.12.3.2 Heckrotorgetriebe

Bei einem ersten Augenschein auf der Unfallstelle wurde festgestellt, dass das Heckrotorgetriebe aufgerissen und das Getriebeöl ausgeflossen war. Auf der mehr oder weniger intakt aussehenden Heckrotorwelle des Getriebes fehlten nebst dem Heckrotor auch die dazugehörigen Komponenten. Der Blattverstellmechanismus der Heckrotorblätter fehlte ebenfalls gänzlich.

Auf der Heckrotorwelle wie auch auf dem aufgerissenen Getriebe konnte keine vom Erdreich herrührende Verschmutzung festgestellt werden.



**Abbildung 11:** Aufgerissenes Heckrotorgetriebe mit Heckrotorwelle.

#### 1.12.3.3 Heckrotor und Blattverstellmechanismus

Der Heckrotor wurde samt Kreuzkopf und den beiden Steuerstangen (*pitch links*) in der Nähe des Wracks gefunden; er lag in Anflugrichtung gesehen ungefähr 10 Meter vor der Aufschlagstelle des Helikopters am Boden, ein Heckrotorblatt war gebrochen (vgl. Abbildung 10). Der Kreuzkopf war mit den beiden verbogenen Steuerstangen mit den Heckrotorblatthalterungen (*blade grip*) verbunden. In der näheren Umgebung des Heckrotors wurde der statische Stopp (*static stop*), bei dem beide Flansche abgebrochen waren, aufgefunden. Am selben Ort lag die Schiebehülse (*slider*); beide Flansche waren verbogen.

Nicht auffindbar waren die Teile Pos. 4, 6 und 31. Mit diesen war der Heckrotor auf die Heckrotorwelle des Getriebes montiert worden (vgl. Anlage 2).

Die Teile Pos. 7, 9, 10, 11, 12, 13 und 22 wie auch die Teile Pos. 18, 19, 26 und 27 gehören zum Blattverstellmechanismus und waren ebenfalls nicht auffindbar (vgl. Anlage 2).

#### 1.12.4 Spuren

Bei der ersten Aufschlagstelle des Helikopters am Boden konnten Eindruckspuren von den Landekufen festgestellt werden. Es war ersichtlich, dass die Kufen am Boden durch die hohe Aufprallkraft auseinander gedrückt wurden. Bei der Aufschlagstelle wurde durch den Helikopter ein kleiner Baum umgeknickt.

An den Heckrotorblättern konnten keinerlei Spuren gefunden werden, die auf eine Bodenberührung hinweisen.

Eine weitere Eindruckspur im Erdreich konnte dem Bodenkontakt mit dem Hecksporn zugeordnet werden.

#### 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die Blutanalysen auf Alkohol, Medikamente und Drogen beim Piloten ergaben negative Resultate.

#### 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

## 1.15 Überlebensaspekte

### 1.15.1 Allgemeines

Der Unfall war aufgrund der grossen Absorption der Kräfte beim Aufprall durch das Kufenlandegestell sowie der allgemeinen soliden Konstruktion des Helikopters überlebar. Die Bauch- und Schultergurten wurden von allen Insassen getragen und hielten den Beanspruchungen stand.

### 1.15.2 Suche und Rettung

Der Helikopter war mit einem automatischen Notsender (*emergency locator transmitter* – ELT) vom Muster EBC-502 ausgerüstet. Durch den Such- und Rettungsdienst (SAR) wurden keine Signale empfangen.

## 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

### 1.16.1 Triebwerk

Das Triebwerk wurde beim Hersteller Honeywell in den USA unter Aufsicht des NTSB in die einzelnen Komponenten zerlegt und eingehend untersucht. In den nachfolgenden Kapiteln werden die wesentlichen Befunde dargestellt.

#### 1.16.1.1 Allgemeines

- Das Triebwerk erschien generell intakt und es konnten äusserlich keine Beschädigungen infolge des Unfalls festgestellt werden.
- Innerhalb des Triebwerkeinlasses konnte Fremdmaterial gefunden werden und die Leitschaufeln des Lufteinlasses waren beschädigt.
- Vier von zwölf Schrauben der Sumpfabdeckung des Arbeitsturbinenlagers waren nicht korrekt festgezogen und die Dichtung war in diesem Bereich deformiert.
- Alle drehenden Komponenten waren unbeschädigt und rotierten frei.

#### 1.16.1.2 Kompressor

- Die regulierbaren Eintrittsleitschaufeln des Kompressors waren angerissen und deformiert.
- Die Rotoren und Leitschaufeln der Stufen 1 bis 5 des Axialkompressors waren ebenfalls angerissen und deformiert.
- Die Eintrittskanten der Leitschaufeln des Radialkompressors waren beschädigt.

#### 1.16.1.3 Brennkammer

- In der Brennkammer waren Ablagerungen von zerstäubtem Metall und metallischen Kleinstteilchen vorhanden.

#### 1.16.1.4 Arbeitsturbine

- Im Bereich der inneren Dichtung der ersten Statorstufe wurden Rotationschrammen festgestellt.
- Die Hinterkanten der Leitschaufeln der ersten Statorstufe waren beschädigt.
- Der Mantelring der Rotorschaufelspitzen wies Schleifspuren auf.
- Die erste Rotorstufe war mit der Teilenummer 81996 versehen.

Der Rotor der Arbeitsturbine (*power turbine*) mit Teilenummer 81996 wurde nicht durch den Turbinenhersteller Honeywell hergestellt und unterlag somit nicht des-

sen Qualitätssystem. Dadurch konnte Honeywell weder Angaben zu den Rotordimensionen zur Zeit vor dem Unfall noch zu den Materialeigenschaften zur Verfügung stellen. Gemäss Honeywell sind keine Bauteile in zivilen und zertifizierten Triebwerken zugelassen, die durch das Militär beschafft und im Helikopter eingebaut wurden.

Der Rotor der ersten Arbeitsturbinenstufe ist am anfälligsten auf eine plastische Verformung aufgrund einer Überdrehzahl (*engine overspeed*). Die Turbinenscheibe wurde ausgemessen und mit den originalen Messwerten des Herstellers Honeywell verglichen. Dabei konnte ein Übermass festgestellt werden.

Falls die Rotordimension der Turbinenscheibe vor dem Unfall herstellerekonform war, wäre das Übermass der ersten Arbeitsturbinenstufe einer Überdrehzahl zuzuordnen. Der Hersteller quantifizierte aus dem Übermass eine Drehzahl, die 42 % über dem Nominalwert lag. Zu welchem Zeitpunkt diese Überdrehzahl stattfand, konnte nicht festgestellt werden.

## 1.16.2 Treibstoffkontrolleinheit und Drehzahlregler

### 1.16.2.1 Allgemeines

Die Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU), die zum Unfallzeitpunkt in der HB-RXC eingebaut war, wurde Ende 2012 durch den Halter beim deutschen Bundesheer gekauft und im Helikopter HB-RXC eingebaut. Letztmals wurde diese FCU in der Zeit vom 3. bis 21. Juni 2012 bei der Firma United Technologies Aerospace Systems (UTAS), ehemals Goodrich Control Systems GmbH, in Deutschland für das deutsche Bundesheer instand gesetzt und es wurde daran eine obligatorische Modifikation ausgeführt.

Durch die Triumph Group Inc. mit Sitz in den USA wurde in einer ersten Phase die FCU sowie der Drehzahlregler (*power turbine governor* – PTG) im Beisein des NTSB auf deren äusseren Zustand untersucht:

- Das äussere Erscheinungsbild der FCU und des PTG war gut.
- Die Bleiplomben der Firma Goodrich waren überall an den jeweiligen Sicherungsdrähten der Einstellungsschrauben vorhanden.
- Der elektrische Anschluss des Leerlauf-Drosselventils war in gutem Zustand.
- Die Drehmomentwerte der FCU- und PTG-Antriebswelle lagen in der vom Hersteller definierten Toleranz.

In einer zweiten Phase wurden die FCU und der PTG mittels Prüfgerät auf deren Funktion geprüft.

### 1.16.2.2 Treibstoffkontrolleinheit

- Das *emergency solenoid valve* befand sich in der manuellen Position EMER.
- Während des Tests konnten keine undichten Stellen festgestellt werden.
- Bei einer Kompressordrehzahl von 4200 U/min lag der Kraftstoffstrom bei 865 pph<sup>4</sup>. Das Toleranzfeld liegt zwischen 915 und 945 pph.
- Bei einem Kraftstoffstrom von 748 pph betrug die Kompressordrehzahl 4088 U/min. Das Toleranzfeld liegt zwischen 4458 und 4506 U/min.
- Trotz dieser Abweichungen konnten keine Fehlfunktionen erkannt werden, die den normalen Betrieb der FCU verhindert hätten.

---

<sup>4</sup> pph: *pound per hour*, Pfund pro Stunde

## 1.16.2.3 Drehzahlregler

- Die Anschläge für *low-speed* und *high-speed* waren beide hoch eingestellt.
- Der Anschlag des minimalen Kraftstoffstroms lag innerhalb der Toleranz.
- Es konnten keine Fehlfunktionen erkannt werden, die zu einer Überdrehzahl der *power turbine* hätten beitragen können.

Im Anschluss an die Tests wurde der Drehzahlregler zerlegt und detailliert untersucht. Dabei konnte nichts Aussergewöhnliches festgestellt werden.

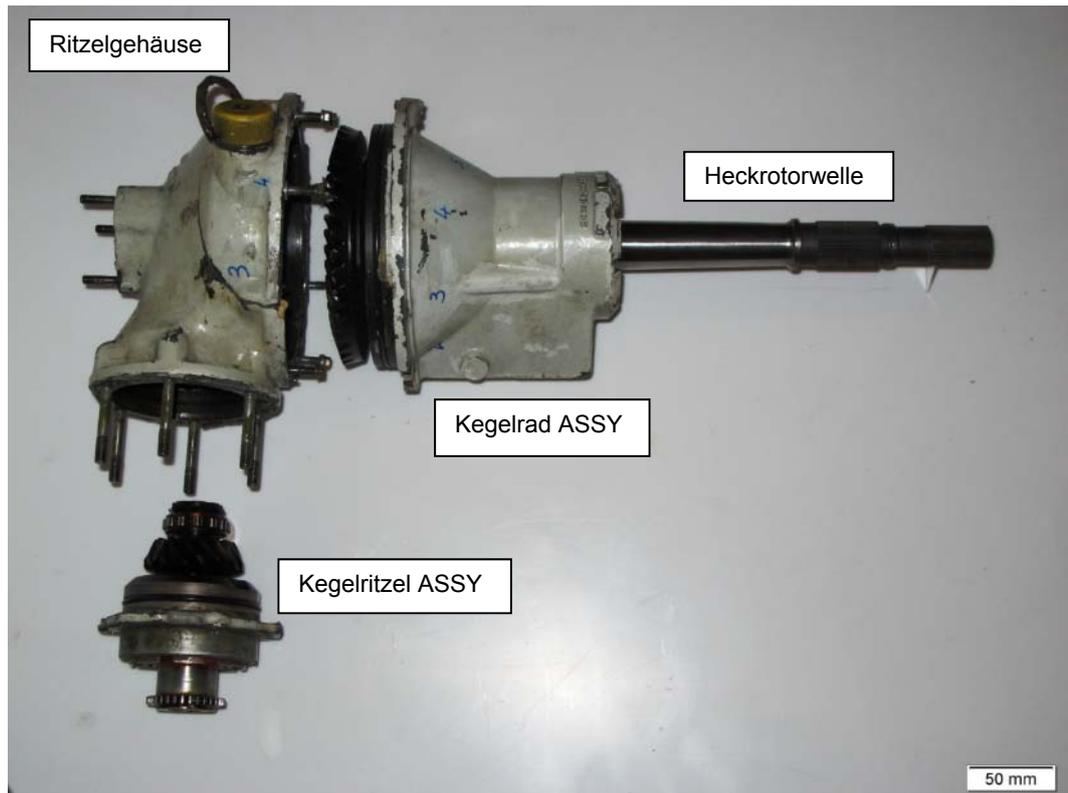
## 1.16.3 Heckrotorgetriebe

## 1.16.3.1 Übersicht

Das Heckrotorgetriebe wurde aus dem Helikopter ausgebaut, in die einzelnen Baugruppen zerlegt und anschliessend eingehend untersucht.



**Abbildung 12:** Aufgerissenes Gehäuse des Heckrotorgetriebes. Augenfällig ist die intakt aussehende Heckrotorwelle.



**Abbildung 13:** Einzelne Komponenten des Heckrotorgetriebes.

#### 1.16.3.2 Gehäuse

Das Ritzelgehäuse wie auch das Gehäuse der Kegelrad ASSY wurden im Labor eingehend untersucht.

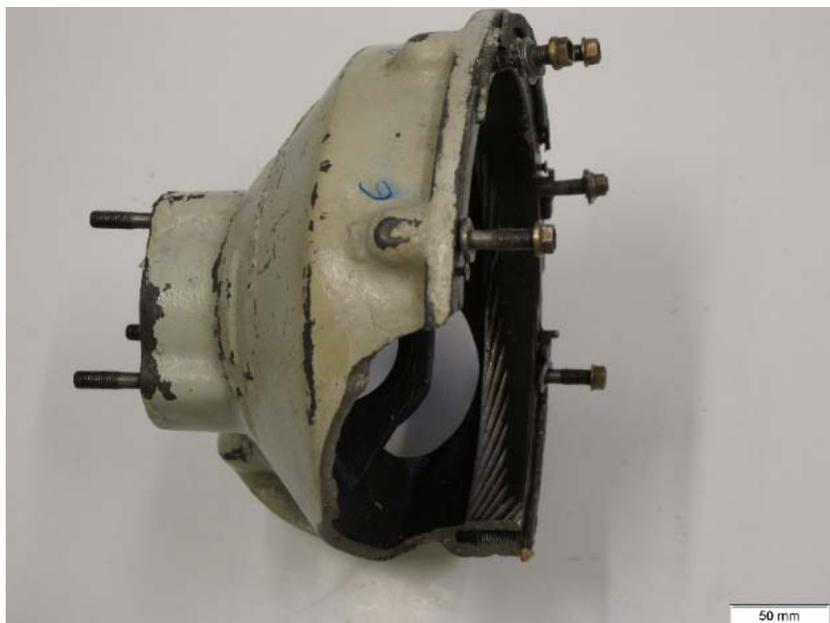
Werkstofftechnisch wiesen beide Gehäusehälften eine Magnesiumlegierung auf und waren gemäss einer Fertigungstechnologie aus dem Jahr 1965 hergestellt worden. Im Gefüge wurden gewisse Mängel, wie Poren, Gussfehler u. a. m festgestellt. Die Oberfläche wies zum Teil Korrosion auf. Diese Mängel hängen mit der Bruchursache nicht zusammen.

Bei den mit dem Rasterelektronenmikroskop (REM) untersuchten Bruchflächen handelt es sich durchwegs um Spontanbrüche. Schwingungs- beziehungsweise Ermüdungsbrüche konnten nicht lokalisiert werden.

Im Bereich des abgerissenen Segments wurden auf der Innenseite des Ritzelgehäuses spiralförmig verlaufende Markierungen vorgefunden. Diese Markierungen auf der Oberfläche waren metallisch blank.



**Abbildung 14:** Abgerissenes Segment mit spiralförmig verlaufenden Markierungen.



**Abbildung 15:** Ritzelgehäuse mit spiralförmig verlaufenden Markierungen und abgerissenem Segment.

#### 1.16.3.3 Kegelritzel und Kegelrad

Die Zahnflanken des Kegelritzels wie auch diejenigen des Kegelrades waren ohne Verschleiss. An keiner Stelle konnten auf den Zahnflanken Materialausbrüche festgestellt werden. Die beiden Kegelräder waren in einem guten Zustand und zeigten wenig Abnutzungsspuren. Beim Kegelrad waren bei drei aufeinander folgenden Zähnen die Flanken und beim vierten nachfolgenden Zahn die Kante des Zahnkopfes beschädigt. Beim Kegelritzel war bei zwei aufeinander folgenden Zähnen die Kante des Kopfes beschädigt. Bei all diesen Beschädigungen handelte es sich um Abrasionsschäden. Die Art der Schädigung deutet darauf hin, dass sie durch einen gestörten Zahneingriff während des Auseinanderbrechens des Getriebegehäuses durch gegenseitigen Kontakt der Zahnkopfkanten entstanden war.



**Abbildung 16:** Beschädigte Zahnflanken des Kegelrades (rot eingekreist).



**Abbildung 17:** Beschädigte Zahnkopfkanten des Kegelritzels (rote Pfeile).

#### 1.16.4 Heckrotor

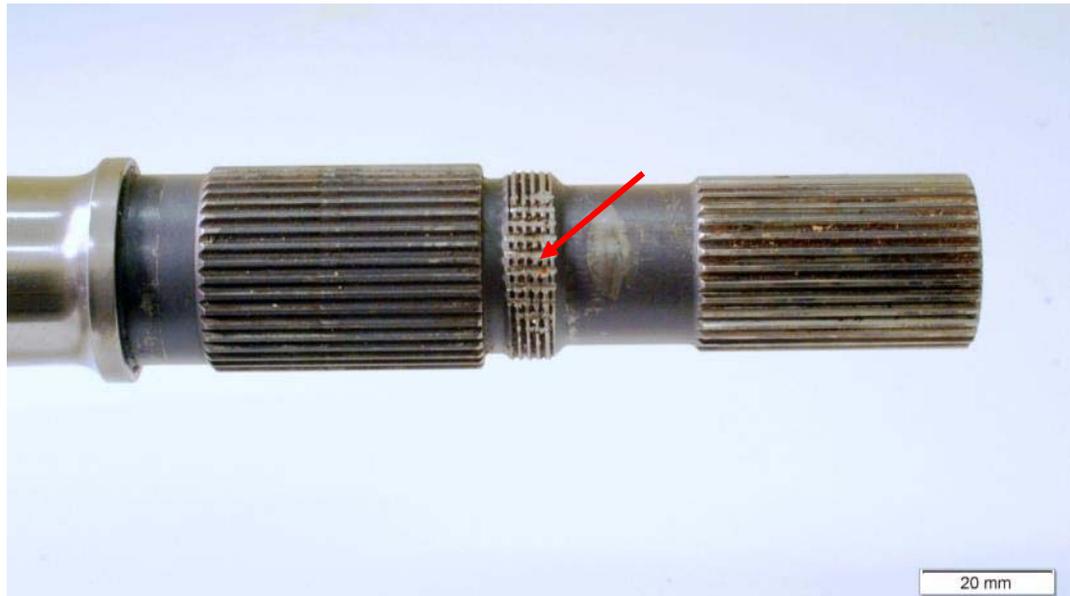
##### 1.16.4.1 Heckrotorwelle

Mit dem Vickers-Härteprüfverfahren wurde die Festigkeit der Heckrotorwelle gemessen. Sie betrug 379 bis 386 HV<sup>5</sup>. Aus diesem Prüfwert lässt sich die Zugfestigkeit des Materials bestimmen. Der gemessene Wert entspricht einer Bruchfestigkeit von 1200 MPa.

Die Heckrotorwelle war gekrümmt. Der Rundlauffehler, gemessen am äussersten ungekerbten Ende der Welle, betrug 1.46 mm. Dieser Wert ist ausserordentlich hoch.

Das Gewinde am äusseren Ende der Heckrotorwelle war stark beschädigt. Auf dieses Gewinde wird die Rückhaltemutter für die Befestigung des Heckrotors aufgeschraubt. Bei der vorgefundenen Schädigung handelt es sich um eine Abscherschädigung, die durch eine frei bewegliche und nicht mehr durch die Mutter fixierte Heckrotornabe verursacht wurde. Aus der Art der Schädigung kann zudem geschlossen werden, dass sich die Nabe auf der Heckrotorwelle verkantete.

<sup>5</sup> Härteprüfung, Eindringen eines Prüfkörpers nach dem Vickers-Verfahren



**Abbildung 18:** Heckrotorwelle mit sichtbaren Kerben im Gewinde zur Montage der Rückhaltemutter (roter Pfeil)

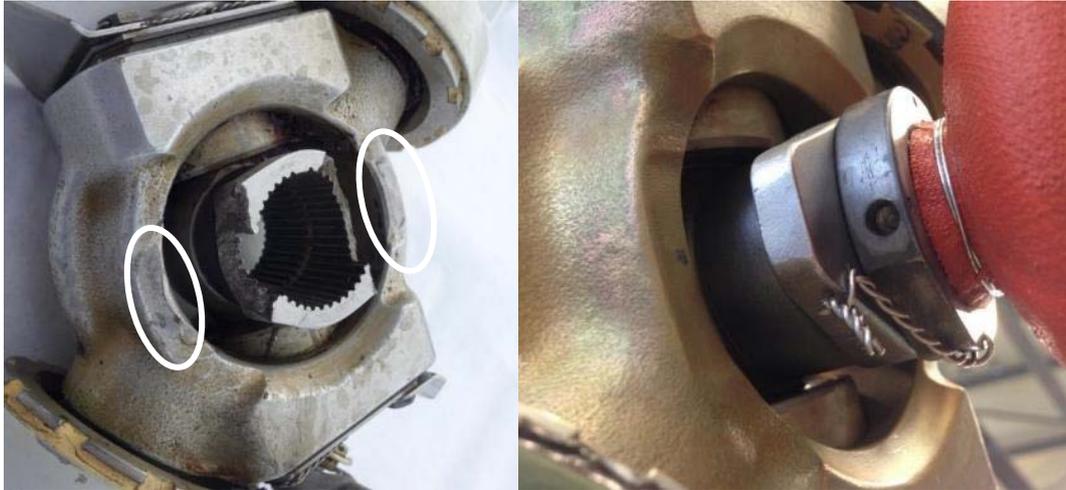
#### 1.16.4.2 Blattverstellmechanismus

Der Kreuzkopf ist mit zwei Steuerstangen (vgl. Anlage 2, Pos. 17) mit dem Heckrotor verbunden. Diese beiden Steuerstangen waren verkrümmt.



**Abbildung 19:** Heckrotornabe mit Steuerstangen, Kreuzkopf und statischem Stopp (weiss eingekreist) mit abgebrochenen Flanschen

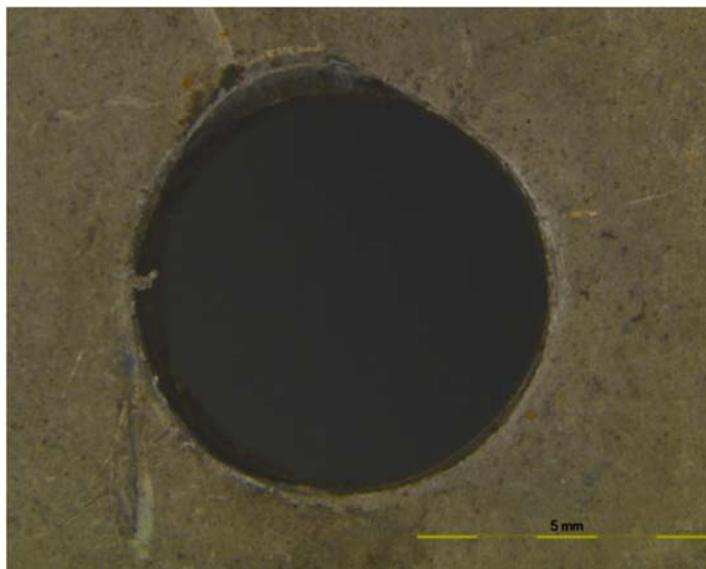
Bei der Heckrotornabe wurden auf der Stirnfläche plastische Eindrücke festgestellt. Diese plastischen Deformationen decken sich von der Form her mit den zwei abgebrochenen Flanschen des statischen Stopps (vgl. Anlage 2, Pos. 5).



**Abbildung 20:** Plastische Eindrücke auf der Stirnfläche der Heckrotornabe (weiss eingekreist) und statischer Stopp mit den abgebrochenen Flanschen. Zum Vergleich daneben ein intaktes baugleiches System.

Beim Kreuzkopf wie auch bei der Schiebehülse wurde festgestellt, dass die Auflageflächen der Unterlegscheiben (vgl. Anlage 2, Pos. 19) keine plastischen Deformationen aufwiesen. Dies lässt darauf schliessen, dass das Versagen der beiden Schraubverbindungen (Pos. 18 und 27, vgl. auch Abbildung 6) nicht auf einen Gewaltbruch zurückzuführen ist.

Bei einer Bohrung der Schiebehülse konnte auf der dem Kreuzkopf zugewandten Seite eine plastische Deformation nachgewiesen werden. Sie wurde mit grosser Wahrscheinlichkeit von einer gebrochenen Schraube verursacht.



**Abbildung 21:** Plastisch deformierte Bohrung der Schiebehülse (*slider*)

Wie im Kapitel 1.6.6 dargelegt, wird der Einstellwinkel der Heckrotorblätter durch die Blattverstellstange via Kreuzkopf verändert. Die Blattverstellstange ist mit dem Kreuzkopf über ein Wälzlager, das auf der Blattverstellstange durch eine Mutter festgehalten wird, verbunden. Diese Mutter ist gegen ein Loslösen mit einem Splint gesichert.

Bei der Untersuchung der Blattverstellstange wurde festgestellt, dass die Mutter, mit der das Wälzlager festgehalten wird, sowie der Splint durch äussere Gewalt einwirkung abgeschert waren.



**Abbildung 22:** Ende der Blattverstellstange mit abgeschertem Gewinde und Splint (weiss eingekreist).

## 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

### 1.17.1 Bundesamt für Zivilluftfahrt

In den Technischen Mitteilungen (TM) werden durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) Belange der Lufttüchtigkeit veröffentlicht. Betroffen sind unter anderem Zulassung und Instandhaltung von Luftfahrzeugen sowie Instandhaltungspersonal und Instandhaltungsbetriebe.

Richtlinien in TM sind Empfehlungen oder Erläuterungen ohne rechtsverbindlichen Charakter. Sie stellen die behördliche Auslegung der zu Grunde liegenden Verordnungs- oder Gesetzesbestimmungen dar.

#### 1.17.1.1 Richtlinien für historische Luftfahrzeuge

Aus der Technischen Mitteilung TM 02.030-20 „*Luftfahrzeuge der Sonderkategorie, Unterkategorie Historisch*“ mit Inkraftsetzung am 28. September 2012 werden in den folgenden Kapiteln die relevanten Richtlinien aufgeführt.

##### 1.17.1.1.1 Geltungsbereich

*„In der Unterkategorie ‚historisch‘ können Luftfahrzeuge eingetragen und zugelassen werden, welche die nachstehenden Bedingungen erfüllen. Das BAZL entscheidet aufgrund eines schriftlichen und begründeten Gesuchs, ob ein bestimmtes Luftfahrzeug zugelassen wird.*

*Als historische Luftfahrzeuge gelten insbesondere:*

*[...]*

*2.2 Ehemalige militärische Luftfahrzeuge welche mindestens 35 Jahre vor der Einreichung des Gesuches um Eintragung im Schweizerischen Luftfahrzeugregister hergestellt wurden und deren Zulassungen (sofern eine solche besteht) mindestens 50 Jahre alt sind.*

*[...]“*

## 1.17.1.1.2 Zulassung und Betriebsauflagen

*„3.3 Flugbesatzung*

*Für Luftfahrzeuge, deren Betrieb besondere Anforderungen stellt, kann das BAZL Mindestqualifikationen für die Besatzung festlegen.*

*3.4 Betriebliche Verantwortung*

*Für die Einhaltung der betrieblichen Auflagen ist der Halter verantwortlich. Haltergemeinschaften bezeichnen eine verantwortliche Person.“*

## 1.17.1.1.3 Anforderungen an die Lufttüchtigkeit

*„4.1 Technische Unterlagen zum Luftfahrzeug*

*Es sind folgende Unterlagen in einer Amtssprache oder in Englisch vorzulegen:*

*a) Lebenslauf des Luftfahrzeugs*

- Vorbestehende Technische Akten oder gleichwertige Aufzeichnungen*
- Angaben über die bisherige Instandhaltung des Luftfahrzeugs*
- Angaben über die Betriebsstunden seit neu und seit letzter Grundüberholung für Zelle, Triebwerk und Propeller*
- Liste allfälliger Betriebszeitenbegrenzungen (life limits) für Zelle, Triebwerke, Propeller und andere Komponenten*
- Angaben über durchgeführte Änderungen und Reparaturen*
- Angaben über die Ausführung von Lufttüchtigkeitsanweisungen*

*[...]*

*4.3 Instandhaltung*

*4.3.1 Der Halter hat für das Luftfahrzeug, darin eingebaute Triebwerke, Propeller sowie weitere wesentliche Zubehörteile Instandhaltungsnachweise zu führen, welche die einwandfreie Durchführung der vorgesehenen Instandhaltungsarbeiten nachweisen.*

*4.3.2 Vom Halter ist ein Instandhaltungs- und Kontrollprogramm zu erstellen. Dieses ist aufgrund der Betriebserfahrungen, wenn notwendig, anzupassen. Eine vollständige Kopie des Programms sowie allfällige Änderungen sind dem BAZL zur Genehmigung und zur Hinterlegung einzureichen.*

*4.3.3 Für die Instandhaltung kann der Halter nebst dem berechtigten Luftfahrzeug-Instandhaltungspersonal weitere Fachpersonen beiziehen. Das BAZL überprüft diese Personen auf ihre Fähigkeiten und kann sie ermächtigen, bestimmte Instandhaltungsarbeiten auszuführen, zu überwachen und zu bescheinigen. Es legt den Umfang der Ermächtigung und die Auflagen fest und kann die Instandhaltungsarbeiten überwachen oder dafür zusätzliche Auflagen festlegen (siehe VLL Art. 34 Absatz 4).“*

## 1.17.1.2 Klassifizierung von Luftfahrzeuginstandhaltungsarbeiten

Die relevanten Richtlinien der Technischen Mitteilung TM 02.020-00 „Klassifizierung von Luftfahrzeuginstandhaltungsarbeiten“, mit Inkraftsetzung am 17. Dezember 2012 werden in den nachfolgenden Kapitel aufgeführt.

## 1.17.1.2.1 Allgemeines

*„1.2 Instandhaltungsarbeiten*

*Unter den Begriff Instandhaltungsarbeiten fallen folgende Tätigkeiten:*

*Kontrollarbeiten, Reparaturarbeiten, Überholungsarbeiten, Änderungsarbeiten sowie das Ersetzen von Teilen oder eine Kombination dieser Arbeiten.*

*Sämtliche Instandhaltungsarbeiten sind vor deren Ausführung hinsichtlich ihrer Komplexität zu bewerten und anschliessend als komplexe oder nicht komplexe Instandhaltungsarbeit zu klassifizieren. Im Zweifelsfalle ist vor Arbeitsbeginn das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) mit einzubeziehen.“*

## 1.17.1.2.2 Entscheidungshilfen zur Klassifizierung von Instandhaltungsarbeiten

*„Müssen eine oder mehrere der nachstehenden Fragen mit „Ja“ beantwortet werden, handelt es sich nebst den in Kapitel 4 aufgeführten Tätigkeiten, um komplexe Instandhaltungsarbeiten im Sinne von Art. 27 Abs. 1 lit. a der VLL.*

*Diese müssen, sofern die gesetzlichen Regelungen (vgl. Art 32 ff, VLL) keine Ausnahme vorsieht, durch einen entsprechend berechtigten Instandhaltungsbetrieb (oder Herstellerbetrieb, sofern er dazu berechtigt ist) durchgeführt und bescheinigt werden.*

*a) Hat die Arbeit einen Einfluss auf die strukturelle Festigkeit des Luftfahrzeuges oder des Luftfahrzeugteiles?*

*b) Sind aufgrund der Arbeit Veränderungen des Verhaltens oder der Leistungen des Luftfahrzeuges, des Triebwerkes oder einzelner Systeme zu erwarten?*

*[...]*

*f) Erfordert die Arbeit die Verwendung von Spezialwerkzeugen oder Spezialausrüstung oder Spezialeinrichtungen?*

*g) Sind zur Durchführung der eigentlichen Arbeiten vorweg umfangreiche Demontagearbeiten erforderlich?*

*[...]“*

## 1.17.1.2.3 Komplexe Instandhaltungsarbeiten

In Kapitel 4 sind Arbeiten aufgeführt, die als komplexe Instandhaltungsarbeiten gelten. Diese treffen jedoch lediglich für Flugzeuge mit Kolbenantrieb und Propeller zu. Die Begriffe Helikopter und Turbine werden nicht genannt.

**1.18 Zusätzliche Angaben**

Nicht zutreffend

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Datenaufzeichnungsgeräte

Da der Helikopter weder mit einem Triebwerkdatenschreiber (*engine data recorder* – EDR) noch mit einem Flugdatenschreiber (*flight data recorder* – FDR) ausgerüstet war, standen für die Sicherheitsuntersuchung diesbezüglich keine Informationen zur Verfügung, was die Untersuchung erheblich erschwerte.

#### 2.1.2 Triebwerk-Kontrollpanel

Der Drehzahlregler-Schalter stand nach dem Unfall auf der Position AUTO. Aus den Untersuchungen der Treibstoffkontrolleinheit und des Drehzahlreglers geht hervor, dass der Drehzahlregler-Schalter zuletzt in der Stellung EMER war. Folglich wurde die Umschaltung des Drehzahlreglers während des Betriebes des Triebwerks getätigt. Die Schalterstellung musste folglich nach dem Unfall verändert worden sein.

#### 2.1.3 Triebwerk

Am Triebwerk konnten keine vorbestehenden Mängel festgestellt werden, die den Normalbetrieb hätten beeinflussen können.

Aus dem Übermass am Rotor der ersten Arbeitsturbinstufe wurde eine Drehzahl berechnet, die 42 % über dem Nominalwert lag. Zu welchem Zeitpunkt diese Überdrehzahl stattfand, konnte nicht festgestellt werden.

Die Beschädigungen des Kompressors, der Brennkammer sowie der Arbeitsturbine entstanden während des Unfallverlaufs am Boden.

An der Sumpfabdeckung des Turbinenlagers waren vier von zwölf Schrauben nicht korrekt festgezogen und die Dichtung war in diesem Bereich deformiert. Die Deformation der Dichtung geschieht bei unsachgemäßem Montieren. Ein selbstständiges Lösen dieser Schrauben kann ausgeschlossen werden.

#### 2.1.4 Treibstoffkontrolleinheit und Drehzahlregler

An der Treibstoffkontrolleinheit und am Drehzahlregler konnten keine vorbestehenden Mängel festgestellt werden, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

#### 2.1.5 Heckrotorsystem

##### 2.1.5.1 Ausgangslage

An der Unfallstelle fielen das aufgerissene Heckrotorgetriebe, die beschädigte Heckrotorwelle und die rund 10 Meter entfernt von der Aufschlagstelle des Helikopters liegenden Heckrotorkomponenten auf. Die vorgefundene Beschädigung der Heckrotorwelle im Bereich des Gewindes wurde durch die Nabe des Heckrotors verursacht.

Die in der Nähe des Helikopters liegenden Heckrotorkomponenten wurden mit grösster Wahrscheinlichkeit während des Aufschlags separiert.

An der Unfallstelle konnte unter anderem die Rückhaltemutter, mit welcher der Rotor auf der Heckrotorwelle verschraubt wird, nicht aufgefunden werden. Es muss davon ausgegangen werden, dass sich die Rückhaltemutter vor dem Aufschlag des Helikopters gelöst hatte. Es ist wenig wahrscheinlich, dass diese nicht montiert war. Bei einer korrekten Montage und Sicherung mit Draht kann grundsätzlich ein

selbstständiges Lösen der Mutter mit grösster Wahrscheinlichkeit ausgeschlossen werden.

#### 2.1.5.2 Heckrotorgetriebe

Aus den Laboruntersuchungen geht hervor, dass das Gehäuse der Fertigungstechnologie der Herstellzeit des Helikopters entspricht. Die vorgefundenen Mängel, wie Poren, Gussfehler u. a. m., hatten keinen Einfluss auf das Versagen des Gehäuses.

Bei den Bruchflächen handelte es sich ausschliesslich um Spontanbrüche. Ermüdungsbrüche konnten nicht lokalisiert werden.

Die spiralförmig verlaufenden Spuren auf der Innenseite des Gehäuses entstanden während des Bruchvorgangs durch das rotierende Kegelrad.

Aus dem Bruchverlauf kann geschlossen werden, dass eine quer zur Heckrotorwelle wirkende Beanspruchung, beispielsweise eine Unwuchtkraft, zum Versagen des Gehäuses geführt hatte. Eine Bodenberührung als Ursache kann aus spurenkundlichen Gründen ausgeschlossen werden.

Die Möglichkeit, dass ein Fremdkörper im Innern des Getriebes den Zahneingriff störte und auf diese Art das Aufreissen des Gehäuses verursachte, kann ebenfalls ausgeschlossen werden, da diesbezüglich an den Zahnflanken der Kegelräder keine Spuren vorgefunden wurden (vgl. Abbildung 17).

Das Kegelrad sowie das Kegelritzel waren bis auf die Beschädigungen der Zahnkopfkanten und Zahnflanken in einem guten Zustand und zeigten wenig Abnutzungsspuren. Gemäss der Komponentenkarte des Heckrotorgetriebes wurde dieses vor 3620 Betriebsstunden überholt.

Die beschädigten Zahnkopfkanten des Kegelritzels und die Zahnflanken des Kegelrades weisen darauf hin, dass der Zahneingriff innert kürzester Zeit getrennt wurde. Die gleichzeitige bruske Drehbewegung des Helikopters nach rechts ist auf den Verlust des Drehmomentausgleichs durch den Heckrotor zurückzuführen.

#### 2.1.5.3 Heckrotorwelle und Blattverstellmechanismus

Die Verbindung des Heckrotors mit der Heckrotorwelle ist so ausgelegt, dass alle Kräfte des Heckrotors, bis auf diejenigen für die Blattverstellung, über die mit der Heckrotornabe starr verschraubte Heckrotorwelle auf das Heck des Helikopters übertragen werden.

Bei einer nicht korrekten Montage der Heckrotorkomponenten kann es zu einem instabilen Zustand des Systems kommen.

Anhand der vorgefundenen Teile des Blattverstellmechanismus kann geschlossen werden, dass die Schraubverbindungen für die Montage des Wälzlagers, bestehend aus den beiden 1/4-Zoll-Schrauben und den dazugehörigen Muttern, versagt haben. Das Fehlen von plastischen Deformationen unter den ursprünglich mit den Schrauben montierten Unterlegscheiben weist darauf hin, dass es sich bei diesem Versagen um Ermüdung handeln könnte. Eine nicht korrekt festgezogene Schraubverbindung reagiert auf dynamische Beanspruchungen sehr empfindlich und versagt nach einer gewissen Zeit. Die betreffenden Schraubverbindungen wurden daher mit grosser Wahrscheinlichkeit nicht korrekt montiert.

Nach dem Versagen der Schraubverbindungen wurde das am Ende der Blattverstellstange montierte Wälzlager aus dem Lagersitz des Kreuzkopfes gezogen. Dies hatte zur Folge, dass die Ansteuerung der Heckrotorblätter instabil wurde und dadurch Vibrationen entstanden.

Daraufhin wurden die Komponenten des Heckrotors übermässig beansprucht und versagten teilweise. In einer solchen Situation werden diese mechanischen Verbindungen durch statische und dynamische Kräfte beansprucht, für die sie nicht ausgelegt sind.

Bei diesem Vorgang wurde der Heckrotor bis an seine statischen Stopps ausgelenkt. Im Kontaktbereich der beiden Flansche wurde die Heckrotornabe plastisch deformiert. Die beiden Flansche brachen ab, wodurch eine allfällig vorhandene Drahtsicherung der Rückhaltemutter nicht mehr funktionstüchtig war. Somit konnte sich die Rückhaltemutter aufgrund der Vibrationen lösen. Der gesamte Heckrotor mit dem Kreuzkopf war in der Folge auf der Heckrotorwelle axial nicht mehr festgehalten. Die Komponenten verschoben sich weg vom Getriebe, dabei wurde das Wälzlager aus dem Kreuzkopf herausgezogen. Das Gewinde, mit dem das Wälzlager am Ende der Blattverstellstange befestigt war, wurde abgeschert.

Durch die auftretenden Kräfte wurde die Heckrotorwelle gekrümmt und das Heckrotorgetriebe aufgerissen. Dabei kam es zum Verlust des Antriebes des Heckrotors.

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

### 2.2.1 Pilot

Nach den starken Vibrationen und einer brusken Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts verlor der Pilot teilweise die Kontrolle. Es muss davon ausgegangen werden, dass die Steuereingaben über die Pedale zunehmend an Wirkung verloren. Dies waren eindeutige Anzeichen eines Heckrotorausfalls. Das Aufbrechen des Heckrotorgetriebes führte durch die schlagartige Entlastung des Antriebsstranges zu einem Überspringen der Drehzahl des Triebwerks und des Hauptrotors. Ein solches Überspringen sollte durch die Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU) stabilisiert werden.

Der Pilot gab an, zu diesem Zeitpunkt eine Überdrehzahl der Arbeitsturbine (*engine overspeed*) wahrgenommen zu haben. Die Drehzahl habe weit über dem rot markierten Grenzwert des Cockpitinstruments gelegen. Daraufhin habe er mit dem Gasdrehgriff (*twist-grip throttle*) den Treibstofffluss reduziert. In der Folge schaltete der Pilot den Drehzahlregler-Schalter in den EMER-Modus, so wie es im Luftfahrzeugflughandbuch bei einer Überdrehzahl des Triebwerks in *Chapter 9, Para 9-17, engine overspeed* (vgl. Kapitel 1.6.7.2) beschrieben ist. Im EMER-Modus muss die Drehzahl der Arbeitsturbine manuell mittels Gasdrehgriff eingestellt werden. Diese Handlung erfordert eine gewisse Aufmerksamkeit, indem die Abweichung der Drehzahl vom Sollwert korrigiert werden muss. Dies ist dem Piloten nicht gelungen. Gemäss seinen Aussagen habe er den akustischen Warnton für eine zu niedrige Rotordrehzahl (*low RPM warning*) auch in der letzten Phase des Fluges kurz vor der Landung wahrgenommen.

Die von den Insassen geschilderten Wahrnehmungen decken sich mit den im Luftfahrzeugflughandbuch genannten Auswirkungen eines *complete loss of tail rotor thrust* (vgl. Kapitel 1.6.7.4).

Die Ähnlichkeit der Auswirkung eines *engine overspeed* liegt in der Drehung des Helikopters um die Hochachse nach rechts. Klares Unterscheidungsmerkmal ist jedoch die Verfügbarkeit der Heckrotorsteuerung, das heisst die Kontrolle des Helikopters um die Hochachse.

Durch die sofortige Fokussierung auf die Problematik einer Überdrehzahl der Arbeitsturbine fand keine systematische Pannenanalyse durch den Piloten statt. Diese Fokussierung lässt sich möglicherweise damit erklären, dass sich der Pilot

zuvor über eine längere Zeit intensiv mit der Thematik der Triebwerkregulierung beschäftigt hatte.

Im Luftfahrzeugflughandbuch wird in Chapter 9, Para 9-21, *Complete loss of tail rotor thrust* (vgl. Kapitel 1.6.7.4) der vorliegende Pannenfall folgendermassen beschrieben:

„b. Procedures.

(1) In-Flight.

*(a) If safe landing area is not immediately available and powered flight is possible, continue flight to a suitable landing area at above minimum rate of descent airspeed. Degree of roll and sideslip may be varied by varying throttle and/or collective.*

*(b) When landing area is reached, AUTOROTATE using an airspeed above minimum rate of descent airspeed.*

*(c) If landing area is suitable, touchdown at a ground speed above effective transitional lift utilizing throttle as necessary to maintain directional control.*

*(d) If landing area is not suitable for a runon landing a minimum ground run autorotation must be performed, enter autorotation descent (throttle off) start to decelerate at about 75 feet altitude so that forward ground speed is at a minimum when the helicopter reaches 10 to 20 feet, execute the touchdown with a rapid collective pull just prior to touchdown in a level attitude with minimum ground speed.”*

In diesem Fall gab das Triebwerk Leistung ab und der Weiterflug zum nahegelegenen Flugplatz St. Gallen-Altenrhein wäre grundsätzlich möglich gewesen, um eine Gleitlandung auf der Hartbelagspiste auszuführen. Zu beachten ist die Unsicherheit in Bezug auf den beschädigten Heckrotor. Es bestand dadurch die Gefahr, dass sich Komponenten des Heckrotors während des Fluges vom Helikopter hätten trennen können. Dies hätte u. a. entsprechende Auswirkungen auf die Schwerpunktlage und die Steuerbarkeit des Helikopters haben können.

Der Pilot befürchtete infolge der Ungewissheit bezüglich der Ursache eine mögliche Verschlechterung der Lage und entschied sich für eine sofortige Notlandung, was der Situation angepasst war. Die Wahl des Notlandefeldes erfolgte ohne genügenden Einbezug der lokalen Verhältnisse und deutet auf einen überhasteten Entscheid hin.

### 2.2.2 Ermächtigungen und Instandhaltungsarbeiten

Mechaniker A erhielt am 11. März 2010 auf Antrag vom BAZL eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC. Letztmals wurde diese Ermächtigung am 25. Juli 2011 bis zum 25. Juli 2016 verlängert.

Mechaniker B bescheinigte Instandhaltungsarbeiten, obwohl er weder eine Berechtigung noch eine Ermächtigung besass.

Der Halter führte aus Sicht der SUST teils komplexe Arbeiten aus, obwohl er gemäss dem Gültigkeitsumfang der TM 02.020-00 lediglich nichtkomplexe Instandhaltungsarbeiten hätte ausführen dürfen. Die Aktenführung durch den Halter war ungenügend.

Es ist wahrscheinlich, dass mangelhafte Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor letztlich zum Versagen desselben führten.

### 2.2.3 Bundesamt für Zivilluftfahrt

Als der Helikopter UH-1H im schweizerischen Luftfahrzeugregister als HB-RXC eingetragen wurde, wandte das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) das Baumusterzeugnis (*type certificate* – TC) H3SO nicht mehr an, in dem relevante betriebliche Einschränkungen festgehalten waren (vgl. Kapitel 1.6.2). Somit verloren diese sinnvollen Einschränkungen ihre Gültigkeit. Zwar wurden in der Fluggenehmigung betriebliche Einschränkungen gemacht, diese bezogen sich jedoch nur auf die Art der Flüge. Die Anzahl Passagiere an Bord wurde nicht limitiert. Dies ist nicht risikobewusst.

Bei Luftfahrzeugen der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, besteht für den Halter die Möglichkeit, beim BAZL eine Ermächtigung für die Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten zu beantragen. In den Richtlinien der Technischen Mitteilungen (TM) sind die dazu benötigten Voraussetzungen definiert.

Am 12. Dezember 2010 beantragte der Halter der HB-RXC beim BAZL eine solche Ermächtigung. Im November 2011 wurde durch zwei Inspektoren des BAZL auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein diesbezüglich eine Inspektion durchgeführt. In einer Handnotiz auf dem Antrag wurde Folgendes notiert: *„Der Befund wurde als sehr gut beurteilt.“* Daraufhin wurde dem Halter am 4. Januar 2012 die Ermächtigung erteilt.

Der Gültigkeitsumfang wurde wie folgt definiert: *„Nicht komplexe Instandhaltungsarbeiten gemäss TM 02.020-00 an Zelle, Motor, Propeller und eingebauten Bordanlagen.“*

Die vom BAZL publizierte technische Mitteilung TM 02.020-00 findet nur Anwendung für Flächenflugzeuge mit Propellerantrieb und Kolbenantrieb und ist offensichtlich nicht für Helikopter und Turbinenantriebe vorgesehen.

Das Helikoptermuster UH-1H besitzt komplexe Systeme und verlangt für Instandhaltungsarbeiten fundiertes Fachwissen. Aus Sicht der SUST war der Halter der HB-RXC für eine solche Ermächtigung nicht qualifiziert. Üblicherweise sind Instandhaltungsarbeiten bei solchen Mustern durch qualifiziertes Unterhaltspersonal in entsprechend qualifizierten Betrieben auszuführen.

Bei der Nachprüfung des Helikopters wurde nicht erkannt, dass Arbeiten durch Mechaniker B bescheinigt wurden, der weder eine Berechtigung noch eine Ermächtigung besass.

Es scheint offensichtlich, dass der Prozess der Registrierung von historischen Luftfahrzeugen beim BAZL lückenhaft war und überarbeitet werden muss. Dieser Prozess muss mit Augenmass, einer Risikoabschätzung und entsprechenden Auflagen erfolgen.

Diese Punkte zeigen, dass die Aufsichtstätigkeit des BAZL mangelhaft war.

### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Besatzung und Passagiere

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Die Bauch- und Schultergurten wurden von allen Insassen getragen und hielten den Beanspruchungen stand.
- Der Insasse auf dem vorderen linken Sitz wurde erheblich verletzt.

##### 3.1.2 Flugverlauf

- Der Pilot startete am 20. Dezember 2012 um 14:48 Uhr mit der HB-RXC auf dem Heliport Balzers (LSXB) und plante, den Helikopter nach St. Gallen-Altenrhein (LSZR) zu überfliegen.
- Um 15:05 Uhr landete der Pilot in Buchs/SG auf einem Feld in der Nähe der Kehrichtverbrennungsanlage und stellte das Triebwerk ab.
- Um 16:14 Uhr startete der Pilot mit drei Passagieren an Bord und flog auf einer Höhe von ungefähr 3000 ft. AMSL und einer Fluggeschwindigkeit von rund 80 Knoten der Autobahn entlang in Richtung St. Gallen-Altenrhein.
- Unmittelbar neben der Autobahn beim Kieswerk vor Rüthi nahmen die Insassen sehr starke Vibrationen und eine bruske Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts wahr.
- Während dieser Phase verlor der Pilot teilweise die Kontrolle über den Helikopter.
- Zu diesem Zeitpunkt nahm der Pilot eine Überdrehzahl der Arbeitsturbine wahr. Die Drehzahl lag weit über dem rot markierten Grenzwert des Cockpitinstruments.
- Der Pilot reduzierte mittels Gasdrehgriff den Treibstofffluss. In der Folge verringerte sich die Rotordrehzahl und der Pilot nahm den akustischen Warnton für eine zu niedrige Rotordrehzahl (*low RPM warning*) wahr.
- Anschliessend drehte der Pilot den Gasdrehgriff wieder etwas auf und stellte den Drehzahlregler-Schalter vom automatischen in den manuellen Modus um. Ab diesem Zeitpunkt stellte er die Drehzahl manuell ein.
- Der Pilot entschied sich für eine Notlandung.
- Da sich quer zur Flugrichtung eine Baumreihe befand, drehte der Pilot den Helikopter rechts ab und landete parallel zu dieser.
- Bei der Landung um 16:20 Uhr setzte der Helikopter hart auf und die Hauptrotorblätter schlugen auf der linken Seite in ein Gartenhaus.
- Der Helikopter machte eine Rollbewegung von rund 270 Grad über seine linke Seite und kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand.
- Die Insassen konnten das Wrack aus eigener Kraft verlassen.

### 3.1.3 Technische Aspekte

- Der Helikopter war zum Verkehr nach VFR zugelassen.
- Der Helikopter HB-RXC war zum Unfallzeitpunkt formell nicht lufttüchtig.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Helikopters befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- In der Zeit vom 21. August bis 4. September 2011 wurden an der Helikopterzelle und am Triebwerk die letzten Instandhaltungsarbeiten bescheinigt. Für diese Arbeiten lag ein Arbeitsbericht vor.
- Gemäss den am 4. März 2012 datierten technischen Akten baute der Halter unter anderem die Treibstoffkontrolleinheit (*fuel control unit* – FCU) aus und ersetzte sie.
- Gemäss mündlichen Aussagen des Halters habe er am Heckrotortriebegehäuse und am Heckrotor alle Schrauben und Muttern ersetzt.
- Die technischen Akten wurden durch den Halter mangelhaft geführt.
- Am Triebwerk wie auch an der Treibstoffkontrolleinheit und am Drehzahlregler konnten keine vorbestehenden Mängel festgestellt werden, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Am Rotor der ersten Arbeitsturbinenstufe (*first-stage power turbine rotor*) mit Teilenummer 81996 wurde ein Übermass gemessen. Dies ist auf eine Überdrehzahl zurückzuführen.
- Der Rotor der ersten Arbeitsturbinenstufe wurde nicht durch den Turbinenhersteller Honeywell hergestellt und unterlag somit nicht dessen Qualitätssystem.
- Auf der Unfallstelle fielen das aufgerissene Heckrotortriebegehäuse, die beschädigte Heckrotorwelle und die rund 10 Meter entfernt von der Aufschlagstelle des Helikopters liegenden Heckrotorkomponenten auf.
- Die in der Nähe des Helikopters liegenden Heckrotorkomponenten wurden mit grösster Wahrscheinlichkeit während des Aufschlags repariert.
- Auf der Unfallstelle konnte unter anderem die Rückhaltemutter, mit welcher der Rotor auf der Heckrotorwelle verschraubt wird, nicht aufgefunden werden. Es muss davon ausgegangen werden, dass sich die Rückhaltemutter vor dem Aufschlag des Helikopters gelöst hatte.
- Eine Bodenberührung des Heckrotors kann spurenkundlich ausgeschlossen werden.
- Bei den untersuchten Bruchflächen des aufgerissenen Heckrotortriebes handelt es sich durchwegs um Spontanbrüche. Schwingungs- beziehungsweise Ermüdungsbrüche konnten nicht lokalisiert werden.
- Im Bereich des abgerissenen Segments wurden auf der Innenseite des Gehäuses spiralförmig verlaufende Markierungen vorgefunden. Diese Spuren entstanden während des Bruchvorgangs durch das rotierende Kegelrad.
- Die beiden Kegelräder waren in einem guten Zustand und zeigten wenig Abnutzungsspuren.
- Das Kegelrad wie auch das Kegelritzel waren beschädigt. Die Art der Schädigung deutet darauf hin, dass sie durch einen gestörten Zahneingriff während des Auseinanderbrechens des Getriebegehäuses durch gegenseitigen Kontakt der Zahnkopfkanten entstanden war.

- Der Rundlauffehler der Heckrotorwelle, gemessen am äussersten Ende der Welle, betrug 1.46 mm.
- Das Gewinde am äusseren Ende der Heckrotorwelle war in Form von Kerben und plastischen Verformungen stark beschädigt. Diese wurden durch die Heckrotornabe verursacht.
- Der Kreuzkopf war mit zwei Steuerstangen (*pitch link*) mit dem Heckrotor verbunden. Diese beiden Steuerstangen waren verkrümmt.
- Bei der Heckrotornabe wurden auf der Stirnfläche plastische Eindrücke festgestellt. Diese plastischen Deformationen decken sich von der Form her mit den zwei abgebrochenen Flanschen des statischen Stopps.
- Anhand der vorgefundenen Teile des Blattverstellmechanismus muss davon ausgegangen werden, dass die Schraubverbindungen für die Montage des Wälzlagers (*bearing set*), bestehend aus den beiden 1/4-Zoll-Schrauben und den dazugehörigen Muttern, versagt haben.
- Beim Kreuzkopf wie auch bei der Schiebehülse (*slider*) wurde festgestellt, dass die Auflageflächen der Unterlegscheiben keine plastischen Deformationen aufwiesen. Dies lässt darauf schliessen, dass das Versagen der beiden Schraubverbindungen nicht auf einen Gewaltbruch zurückzuführen ist.
- Nach dem Versagen der Schraubverbindungen war die Blattverstellstange mit dem am Ende darauf montierten Wälzlager und somit mit dem Kreuzkopf nicht mehr verbunden. Dies hatte zur Folge, dass die Ansteuerung der Heckrotorblätter instabil wurde und dadurch Vibrationen entstanden.
- Bei einer Bohrung der Schiebehülse konnte, auf der dem Kreuzkopf zugewandten Seite, eine plastische Deformation nachgewiesen werden. Sie wurde mit grosser Wahrscheinlichkeit von einer gebrochenen Schraube verursacht.
- Das Gewinde, mit dem das Wälzlager am Ende der Blattverstellstange befestigt war, wurde abgeschert.

#### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Am 14. März 2002 wurde der Helikopter N6195G in die Schweiz eingeführt und auf dem Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR) stationiert.
- Das BAZL erteilte dem Halter am 30. Juni 2002 eine Sonderbewilligung für Flüge im Schweizer Luftraum mit der Auflage, dass der Helikopter in der Schweiz stationiert sein müsse.
- Der Helikopter N6195G wurde am 12. November 2009 als HB-RXC unter der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, im schweizerischen Luftfahrzeugregister eingetragen und es wurde ein Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt.
- Am 22. Dezember 2010 wurde das Lufttüchtigkeitszeugnis der HB-RXC durch eine Fluggenehmigung ersetzt.
- Für die Instandhaltung der HB-RXC wurden durch das BAZL Ermächtigungen an den Halter und den Mechaniker A ausgestellt.
- Bei der Nachprüfung des Helikopters wurde nicht erkannt, dass Arbeiten durch Mechaniker B bescheinigt wurden, der weder eine Berechtigung noch eine Ermächtigung besass.
- Die Wetterverhältnisse hatten keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

### 3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Helikopter bei einer Notlandung hart aufsetzte und der Hauptrotor in ein Gartenhaus schlug.

Durch das Versagen zweier Schraubverbindungen am Kreuzkopf sowie der Rückhaltemutter wirkte eine massive Unwucht auf die Heckrotorwelle, was schliesslich zum Aufreißen des Heckrotorgetriebes und zum Ausfall des Heckrotors führte.

Folgender Faktor hat zur Entstehung des Unfalls beigetragen:

- Mangelhafte Instandhaltungsarbeiten am Heckrotor.

Als systemische Faktoren wurden ermittelt:

- Mangelhafte Aufsichtstätigkeit des BAZL.
- Lückenhafter Prozess beim BAZL im Umgang mit historischen Luftfahrzeugen.

## 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

### Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 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 zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, die darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

*„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen*

*1 Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.*

*2 Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.*

*3 Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“*

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter [www.sust.admin.ch](http://www.sust.admin.ch) und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

### Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

*„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung*

*Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“*

### 4.1 Sicherheitsempfehlungen

#### 4.1.1 Betriebliche Einschränkungen bei historischen Luftfahrzeugen

##### 4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Am Donnerstag, 20. Dezember 2012, beabsichtigte der Pilot mit dem Helikopter Bell UH-1H, eingetragen als HB-RXC, vom Heliport Balzers (LSXB) zum Flugplatz

St. Gallen-Altenrhein (LSZR) zu fliegen. Bei einer Zwischenlandung in Buchs/SG stiegen drei Passagiere zu. Nach dem Start flog der Pilot der Autobahn entlang Richtung St. Gallen-Altenrhein. Unmittelbar neben der Autobahn beim Kieswerk vor Rüthi nahmen die Insassen sehr starke Vibrationen und eine bruske Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts wahr. Während dieser Phase verlor der Pilot zeitweise die Kontrolle über den Helikopter. Daraufhin entschied sich der Pilot für eine Notlandung. Bei der Landung setzte der Helikopter hart auf und der Hauptrotor schlug in ein freistehendes Gartenhaus. Der Helikopter machte eine Rollbewegung von rund 270 Grad über seine linke Seite und kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand. Alle Insassen konnten den zerstörten Helikopter aus eigener Kraft verlassen. Ein Passagier wurde durch den Unfall erheblich verletzt.

Die HB-RXC war im Luftfahrzeugregister in der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, eingetragen.

Als der Helikopter UH-1H im schweizerischen Luftfahrzeugregister als HB-RXC eingetragen wurde, wandte das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) das Baumusterzeugnis (*type certificate* – TC) H3SO nicht mehr an, in dem relevante betriebliche Einschränkungen festgehalten waren. Somit verloren diese sinnvollen Einschränkungen ihre Gültigkeit. Zwar wurden in der Fluggenehmigung betriebliche Einschränkungen gemacht, diese bezogen sich jedoch nur auf die Art der Flüge. Die Anzahl Passagiere an Bord wurde nicht limitiert. Dies ist nicht risikobewusst.

#### 4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 506

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) soll im Einzelfall prüfen, welche Einschränkungen beim Betrieb von Luftfahrzeugen der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, notwendig sind.

#### 4.1.1.3 Stellungnahme des BAZL zur Sicherheitsempfehlung

Mit Schreiben vom 11. Februar 2016 liess sich das BAZL wie folgt vernehmen:

*„Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) wird zukünftig bei der Eintragung von neuen Luftfahrzeugen der Sonderkategorie, Unterkategorie ‚historisch‘ im Einzelfall bei komplexen Luftfahrzeugen überprüfen, welche Gefahren für Drittparteien entstehen. Diese Abschätzung wird durch die zuständige Abteilung mittels einer einfachen Matrix durchgeführt. Die notwendigen Dokumente werden im Laufe des Jahres 2016 erarbeitet und fertiggestellt. Falls erforderlich, werden in definierten Einzelfällen die notwendigen Einschränkungen verfügt.“*

#### 4.1.2 Instandhaltungsarbeiten an historischen Luftfahrzeugen

##### 4.1.2.1 Sicherheitsdefizit

Am Donnerstag, 20. Dezember 2012, beabsichtigte der Pilot mit dem Helikopter Bell UH-1H, eingetragen als HB-RXC, vom Heliport Balzers (LSXB) zum Flugplatz St. Gallen-Altenrhein (LSZR) zu fliegen. Bei einer Zwischenlandung in Buchs/SG stiegen drei Passagiere zu. Nach dem Start flog der Pilot der Autobahn entlang Richtung St. Gallen-Altenrhein. Unmittelbar neben der Autobahn beim Kieswerk vor Rüthi nahmen die Insassen sehr starke Vibrationen und eine bruske Drehbewegung der Nase des Helikopters nach rechts wahr. Während dieser Phase verlor der Pilot zeitweise die Kontrolle über den Helikopter. Daraufhin entschied sich der Pilot für eine Notlandung. Bei der Landung setzte der Helikopter hart auf und der Hauptrotor schlug in ein freistehendes Gartenhaus. Der Helikopter machte eine Rollbewegung von rund 270 Grad über seine linke Seite und kam auf der rechten Seite liegend zum Stillstand. Alle Insassen konnten den zerstörten Helikopter aus eigener Kraft verlassen. Ein Passagier wurde durch den Unfall erheblich verletzt.

Die HB-RXC war im Luftfahrzeugregister in der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, eingetragen.

Das Helikoptermuster UH-1H besitzt komplexe Systeme und verlangt für Instandhaltungsarbeiten fundiertes Fachwissen. Aus Sicht der SUST war der Halter der HB-RXC für eine Ermächtigung, selber Instandhaltungsarbeiten an der HB-RXC durchführen zu dürfen, nicht qualifiziert. Üblicherweise sind Instandhaltungsarbeiten bei solchen Mustern durch qualifiziertes Unterhaltspersonal in entsprechend qualifizierten Betrieben auszuführen.

#### 4.1.2.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 507

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) soll das Verfahren zur Erlangung von Ermächtigungen zur Durchführung und Bescheinigung von Instandhaltungsarbeiten an Luftfahrzeugen der Sonderkategorie, Unterkategorie „historisch“, überprüfen. Dabei sind strengere Anforderungen zu definieren und umzusetzen, um die erforderliche Qualität sicherzustellen.

#### 4.1.2.3 Stellungnahme des BAZL zur Sicherheitsempfehlung

Mit Schreiben vom 11. Februar 2016 liess sich das BAZL wie folgt vernehmen:

*„Ergänzend zur Sicherheitsempfehlung wird die entsprechende TM zur Unterscheidung von komplexen/nicht komplexen Instandhaltungsarbeiten hinsichtlich Helikopter überprüft und allenfalls überarbeitet.“*

*Aufgrund der vorgeschlagenen Risikoeinschätzung sind auch allfällige technische Auflagen möglich, so dass beispielsweise alle als komplex eingestufteten Instandhaltungsarbeiten in einem dazu berechtigten Instandhaltungsbetrieb durchzuführen sind.“*

## 4.2 Sicherheitshinweise

Keine

## 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Keine

Payerne, 23. Dezember 2016

Untersuchungsdienst der SUST

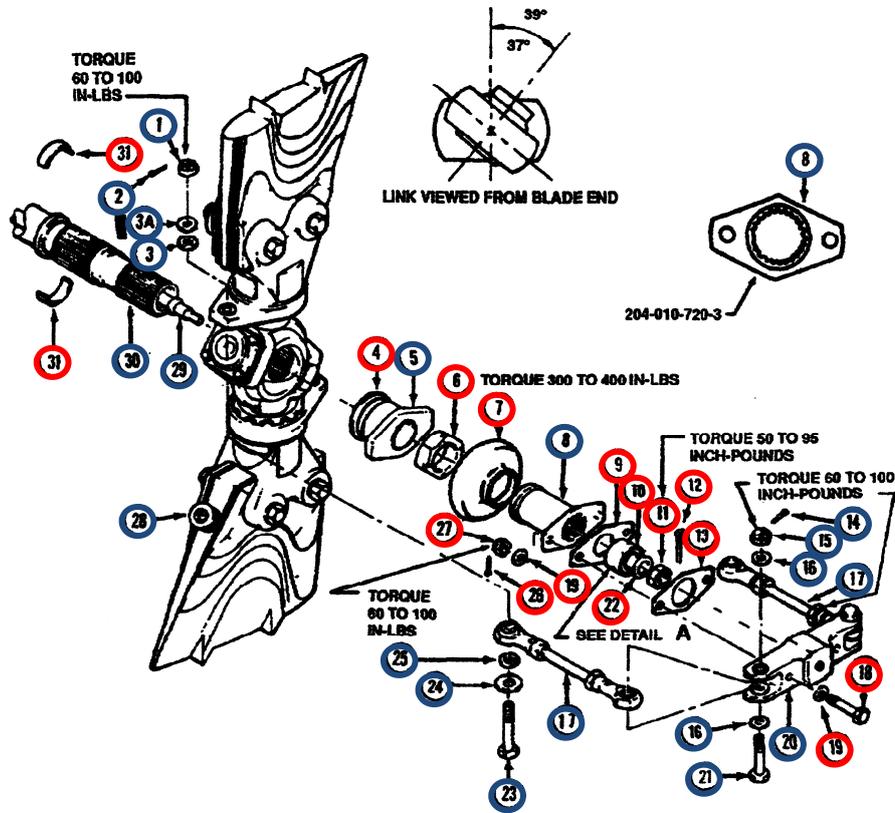
*Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).*

*Bern, 13. Dezember 2016*



Anlage 2: Heckrotor-Installation gemäss TM 55-1520-210-23-1

TM 55-1520-210-23-1



- |                       |                |                            |
|-----------------------|----------------|----------------------------|
| 1. Nut                | 12. Cotter pin | 23. Bolt                   |
| 2. Cotter pin         | 13. Shim       | 24. Washer, safety         |
| 3. Washer             | 14. Cotter pin | 25. Spacer                 |
| 3A Washer             | 15. Nut        | 26. Cotter pin             |
| 4. Shim               | 16. Washer     | 27. Nut                    |
| 5. Static stop        | 17. Pitch link | 28. Hub and blade assembly |
| 6. Nut, hub retaining | 18. Bolt       | 29. Pitch change rod       |
| 7. Boot               | 19. Washer     | 30. Gearbox shaft          |
| 8. Slider             | 20. Crosshead  | 31. Split cone set         |
| 9. Retainer plate     | 21. Bolt       |                            |
| 10. Bearing set       | 22. Washer     |                            |
| 11. Nut               |                |                            |

Figure 5-48. Tail Rotor Installation

5-108 Change 13

- vorhandene Teile
- fehlende Teile