

# Abschlussbericht

Unfall mit dem Hubschrauber der Type MD900(902),  
am 01.08.2017, um ca. 18:15 Uhr UTC am Großglockner,  
Gemeinde Heiligenblut, A-9844, Kärnten  
GZ: 2022-0.483.594

## **Impressum**

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt, Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2022. Stand: 1. August 2022

## **Untersuchungsbericht**

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

## **Copyright und Haftung:**

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

[bmk.gv.at/impressum/daten.html](https://bmk.gv.at/impressum/daten.html).

## **Vorwort**

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung (Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 1).

Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung oder Abänderung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt (Art. 5 Abs. 3 Verordnung (EU) Nr. 996/2010).

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Vorfall beteiligten Personen unterliegt der Bericht inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 2 Stunden).

**Hinweis zu abgebildeten Personen:**

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

## Inhalt

<b>Vorwort</b> .....	<b>3</b>
<b>Hinweis</b> .....	<b>4</b>
<b>Einleitung</b> .....	<b>8</b>
<b>1 Tatsachenermittlung</b> .....	<b>9</b>
1.1 Ereignisse und Flugverlauf .....	9
1.1.1 Flugvorbereitung .....	11
1.2 Personenschäden.....	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug .....	11
1.4 Andere Schäden .....	12
1.5 Besatzung.....	12
1.5.1 Pilot.....	12
1.6 Luftfahrzeug.....	13
1.6.1 Bord Dokumente .....	13
1.6.2 NOTAR Drehmomentausgleich .....	14
1.6.3 Zertifizierung und Betriebsgrenzen.....	16
1.6.4 Airworthiness Directives und Service Bulletins.....	17
1.6.5 Luftfahrzeug Wartung .....	19
1.6.6 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges.....	19
1.6.7 Leistungsberechnung .....	22
1.7 Flugwetter.....	23
1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	23
1.7.2 Wetterstation Stüdlhütte .....	35
1.7.3 Windberechnung aus Video .....	35
1.7.4 Wetterberatung des Piloten.....	37
1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse.....	37
1.8 Navigationshilfen .....	37
1.9 Flugplatz.....	37
1.10 Flugschreiber.....	38
1.10.1 DCU (Data Collection Unit).....	38
1.10.2 IIDS (Integrated Instrumentation Display System).....	40
1.11 Angaben über Wrack und Aufprall .....	42
1.11.1 Unfallort .....	42
1.11.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile .....	44
1.11.3 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	44
1.12 Medizinische und pathologische Angaben .....	45

1.13 Brand.....	45
1.14 Überlebensaspekte .....	45
1.14.1 Rückhaltesysteme .....	46
1.14.2 Evakuierung.....	46
1.15 Weiterführende Untersuchungen .....	46
1.15.1 Technische Untersuchung.....	46
1.15.2 Inlet Ramps.....	51
1.15.3 Strömungssimulation .....	53
1.16 Organisation, deren Verfahren und Flugbetrieb .....	56
1.16.1 Betriebshandbuch Teil B .....	56
1.16.2 Rettungshubschrauber-Betrieb.....	57
<b>2 Auswertung.....</b>	<b>59</b>
2.1 Flugwetter.....	59
2.2 Besatzung.....	62
2.3 Luftfahrzeug.....	62
2.3.1 Technische Untersuchung.....	62
2.3.2 Zulassung und Airworthiness Directives .....	63
2.3.3 Aerodynamik .....	64
2.3.4 Flughandbuch.....	67
2.4 Flugverlauf und Flugbetrieb.....	73
2.4.1 Luftfahrtbehördliche Erfordernisse für den HEMS Betrieb .....	78
2.5 Safety Actions .....	79
<b>3 Schlussfolgerungen.....</b>	<b>80</b>
3.1 Befunde.....	80
3.2 Wahrscheinliche Ursachen .....	83
3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren.....	83
<b>4 Sicherheitsempfehlungen .....</b>	<b>84</b>
<b>5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....</b>	<b>86</b>
<b>Tabellenverzeichnis.....</b>	<b>87</b>
<b>Abbildungsverzeichnis.....</b>	<b>88</b>
<b>Verzeichnis der Regelwerke .....</b>	<b>89</b>
<b>Abkürzungen.....</b>	<b>90</b>
<b>6 Anhänge.....</b>	<b>93</b>
6.1 Auszug aus 14 CFR .....	93
6.2 Strömungssimulation.....	94

6.3 Druckhöhe und Dichtehöhe.....122

# Einleitung

<b>Luftfahrzeughalter:</b>	Österreichischer gewerblicher Betreiber
<b>Betriebsart:</b>	Rettungsflug (HEMS)
<b>Flugzeughersteller:</b>	MD Helicopters, Inc. (MDHI)
<b>Musterbezeichnung:</b>	MD900 (902 Config) Explorer
<b>Luftfahrzeugart:</b>	Zweimotoriger Hubschrauber, MET(H)
<b>Staatszugehörigkeit:</b>	Österreich
<b>Unfallort:</b>	ca. 500 m südöstlich des Gipfels des Großglockners, nahe der Erzherzog-Johann Hütte
<b>Koordinaten (WGS84):</b>	N 47° 4' 10,46", E 012° 42' 9,74"
<b>Ortshöhe über dem Meer:</b>	ca. 3420 m (11220 ft)
<b>Datum und Zeitpunkt:</b>	01.08.2017, 18:15 UTC (20:15 Lokalzeit)

Am 1. August 2017 ereignete sich am Großglockner im Zuge eines Rettungseinsatzes wegen eines medizinischen Notfalls ein Unfall mit einem Rettungshubschrauber in einer Höhe von 11220 ft (3420 m). Das Luftfahrzeug begann sich beim Abheben vom Einsatzort im Uhrzeigersinn um die Hochachse zu drehen. Der Pilot konnte die Kontrolle nicht wiedererlangen und reduzierte die kollektive Blattverstellung. Der Hubschrauber schlug nach mehreren Umdrehungen neben der Landestelle auf und kippte auf die rechte Rumpfseite. Er wurde dabei schwer beschädigt, die Insassen erlitten teilweise leichte Verletzungen. Wahrscheinliche Unfallursache war ein Verlust der Kontrolle. Dazu beigetragen hat ein Betrieb nahe an der Grenze der aerodynamischen Steuerbarkeit in Verbindung mit den aerodynamischen Besonderheiten des NOTAR Systems im Vergleich zu einem Hubschrauber mit konventionellem Heckrotor.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsereich Zivilluftfahrt wurde am 1. August 2017 um ca. 18:35 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet.

Gemäß Art. 9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

<b>Herstellerstaat:</b>	Vereinigte Staaten von Amerika
<b>Herstellerstaat Triebwerk:</b>	Kanada



# 1 Tatsachenermittlung

## 1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen des Piloten, des Flugretters, des Arztes, von Augenzeugen und des Passagiers in Verbindung mit den Erhebungen der Polizeiinspektion Heiligenblut, des Landeskriminalamtes Kärnten, der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes und einer privaten Videoaufzeichnung wie folgt rekonstruiert:

Am 1. August 2017 um ca. 18:04 Uhr wurde der am Hubschrauberlandeplatz Matriei in Osttirol (LOMM) stationierte Rettungshubschrauber wegen eines medizinischen Notfalls von der Leitstelle Tirol zur Erzherzog-Johann-Hütte (Adlersruhe) beordert (Abbildung 1).

Abbildung 1 Übersicht Flugverlauf Heliport Matriei zur Erzherzog-Johann-Hütte



Quelle: Google Earth, SUB

Die Besatzung bestand aus Pilot, Flugretter (HCM) und Arzt. Aufgrund der Leistungsberechnung des Piloten wurde entschieden, ein viertes Besatzungsmitglied, welches zur Einschulung an Bord sein sollte, am Hubschrauberlandeplatz zurück zu lassen.

Um ca. 18:15 Uhr erreichte der Hubschrauber den Einsatzort auf ca. 3420 m Seehöhe (11220 ft). Zur Leistungsüberprüfung wurde ein Überflug des Einsatzortes sowie ein Schwebeflug durchgeführt. Danach wurde der Einsatzort zur Aufnahme des Patienten angefliegen. Der Anflug erfolgte in Richtung Süd-Westen (Kurs ca. 225°) stabil mit konstanter Geschwindigkeit und Sinkrate bei gleichmäßigem bzw. leicht böigem Gegenwind. Die Einweisung des Hubschraubers erfolgte durch den Hüttenwirt (Bergretter), welcher in Funkkontakt mit dem Flugretter war und leichten Wind aus Südwest meldete. Der Patient wartete zu diesem Zeitpunkt neben dem Hüttenwirt. Da keine geeignete Fläche zur Verfügung stand, um den Hubschrauber stabil aufzusetzen und die Triebwerke abzustellen, entschied sich der Pilot, den Hubschrauber auf der rechten Kufe abgestützt schwebend zu positionieren, um den Patienten aufzunehmen. Die Hangneigung an der Landestelle betrug etwa 13°. Die rechte Schiebetür wurde vom Arzt geöffnet und der Patient stieg mit Hilfe des Arztes und des Hüttenwirtes in das Luftfahrzeug ein. Der Arzt half dem Patienten auf die in der linken Kabinenhälfte befindliche Trage, wobei von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nicht eindeutig geklärt werden konnte, wo genau im Hubschrauber sich der Patient zum Aufprallzeitpunkt befand.

Während des Einsteigens begann der Hubschrauber bereits das erste Mal um ca. 30-40° um die Hochachse nach rechts zu gieren, wobei diese Bewegung vom Piloten gestoppt werden konnte. Die Kabinentür wurde geschlossen und der Pilot leitete das Abheben ein. Dabei begann der Hubschrauber ein weiteres Mal nach rechts zu gieren. Mit fortschreitender Rotation drehte sich der Hubschrauber in weiterer Folge nicht mehr ausschließlich um seine Hochachse und geriet in eine Taumelbewegung, was zu einer deutlichen Auslenkung aus der horizontalen Fluglage führte. Diese Bewegung konnte vom Piloten trotz voller Betätigung des linken Pedals nicht gestoppt werden. Wegen der unkontrollierten Rotation um die Hochachse mit etwa 60°/Sekunde (entspricht 6 Sekunden pro Umdrehung) und wegen der zu diesem Zeitpunkt noch zu geringen Höhe über Grund konnte kein Manöver eingeleitet werden, um diesen kritischen Flugzustand zu beenden. Der Hüttenwirt konnte sich rechtzeitig weit genug vom Hubschrauber entfernen, sodass er von diesem nicht getroffen bzw. verletzt wurde. Nach ca. 2 ¼ Drehungen um die Hochachse setzte der Hubschrauber, der sich noch in der Drehbewegung befand, etwa an der Einstiegsstelle des Patienten hart auf, kippte aufgrund der Drehbewegung auf die rechte Rumpfseite und blieb so liegen. Dabei wurde der Hubschrauber stark beschädigt (siehe 1.3). Der Pilot stellte die Triebwerke ab und erkundigte sich nach dem Zustand der anderen an Bord befindlichen Personen. Der Pilot und weitere herbeigeeilte Personen halfen dem Arzt und dem Patienten den Hubschrauber zu verlassen. Der Patient wurde zur Erzherzog-Johann-Hütte gebracht und dort weiter versorgt.

Am rechten Triebwerksauslass wurden wenige Minuten nach dem Unfall Rauch bzw. ein leichter Brand bemerkt. Der Pilot konnte den Brand mithilfe des Bord-Handfeuerlöschers sofort löschen, sodass kein weiterer Schaden entstand. Das Wrack wurde vom Hüttenwirt und der Besatzung vor einem weiteren Absturz mit Seilen gesichert.

### 1.1.1 Flugvorbereitung

Es wurde eine Wetterberatung gem. Abschnitt 1.7.4 „Wetterberatung des Piloten“ durchgeführt. Weiters wurden der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes schriftliche Flugberatungsunterlagen für LOMM (bestehend aus NOTAM, SNOWTAM, DOC), erstellt am 1. August 2017 um 05:00, sowie ein Airspace Use Plan (AUP) für den 1. August 2017 vorgelegt. Eine Leistungsberechnung wurde gem. Abschnitt 1.6.7 durchgeführt.

## 1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	0	0	0
Schwere	0	0	0
Leichte	1	1	0
Keine	2	0	–

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Die rechte Rumpfseite war durch das Umkippen des Hubschraubers und den resultierenden Aufprall beschädigt, insbesondere das rechte Triebwerk, Triebwerksverkleidung, die rechte Cockpit- und Kabinentür sowie die rechten Cockpitscheiben. Das Kufenlandegestell war an mehreren Stellen gebrochen. Der Heckausleger war nahe der Rumpfbefestigung gebrochen und die rechte Seite des Leitwerks stark beschädigt. Alle Rotorblätter waren vollständig zerstört. Teile davon waren im Umkreis von bis zu ca. 50 m verstreut. Gesamtheitlich entstand am Hubschrauber Totalschaden.

## 1.4 Andere Schäden

Es entstanden keine weiteren Schäden.

## 1.5 Besatzung

### 1.5.1 Pilot

<b>Alter / Geschlecht:</b>	36 Jahre / männlich
<b>Art des Zivilluftfahrerscheines:</b>	ATPL(H)
<b>Berechtigungen:</b>	Hubschrauber
<b>Muster / Typenberechtigung:</b>	AS350/EC130, Bell206, BO105, EC135/635, MD900/902
<b>Instrumentenflugberechtigung:</b>	IR(H)
<b>Lehrberechtigung:</b>	FI(H): CPL, PPL, Night, IR, FI, Bell206, BO105, EC135/635, AS350/EC130
<b>Sonstige Berechtigungen:</b>	MCC
<b>Gültigkeit:</b>	Alle Berechtigungen waren am Unfalltag gültig

### Überprüfungen (Checks):

<b>Medical check:</b>	Class 1, ausgestellt am 28.06.2017, am Unfalltag gültig
-----------------------	--

### Gesamtflugerfahrung

<b>(inkl. Unfallflug):</b>	ca. 3541	Stunden
<b>davon in den letzten 90 Tagen:</b>	39,5	Stunden, 204 Landungen
<b>davon in den letzten 24 Stunden:</b>	ca. 24	Minuten
<b>Flugerfahrung auf der Unfalltype:</b>	ca. 531	Stunden
<b>davon in den letzten 24 Stunden:</b>	ca. 24	Minuten
<b>Ruhezeit vor dem Unfalltag:</b>	ca. 9,25	Stunden

## 1.6 Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug MD900 Explorer ist ein achtsitziger Hubschrauber mit Kufenlandegestell des US-amerikanischen Herstellers MD Helicopters Inc. (MDHI) und wird durch zwei EEC-gesteuerte Turbinen-Wellenleistungstriebwerke des Typs Pratt & Whitney P&W 207E mit einer Dauer-Wellenleistung von 500 PS (373 kW) angetrieben. Der Hauptrotor dreht von oben gesehen gegen den Uhrzeigersinn. Eine Besonderheit dieses Typs ist der heckrotorlose Drehmomentausgleich. Statt eines konventionellen Heckrotors findet ein von McDonnell Douglas entwickeltes NOTAR® (No Tail Rotor) System Verwendung (siehe 1.6.2).

<b>Luftfahrzeugart:</b>	Hubschrauber
<b>Hersteller:</b>	MD Helicopters, Inc.
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	MD900 (902 Config) Explorer
<b>Zulassungsgrundlage:</b>	Small Rotorcraft nach JAR-27 Category A
<b>Baujahr:</b>	1995
<b>MTOM:</b>	6500 lb (2948 kg)
<b>Luftfahrzeughalter:</b>	Österreichischer gewerblicher Betreiber
<b>Gesamtbetriebsstunden:</b>	ca. 3102,85
<b>Landungen:</b>	ca. 12523

### Triebwerk

<b>Hersteller:</b>	Pratt & Whitney
<b>Herstellerbezeichnung:</b>	P&W 207E
<b>Gesamtbetriebsstunden (TW 1/2):</b>	ca. 1836,1 / ca. 1836,1

### 1.6.1 Bord Dokumente

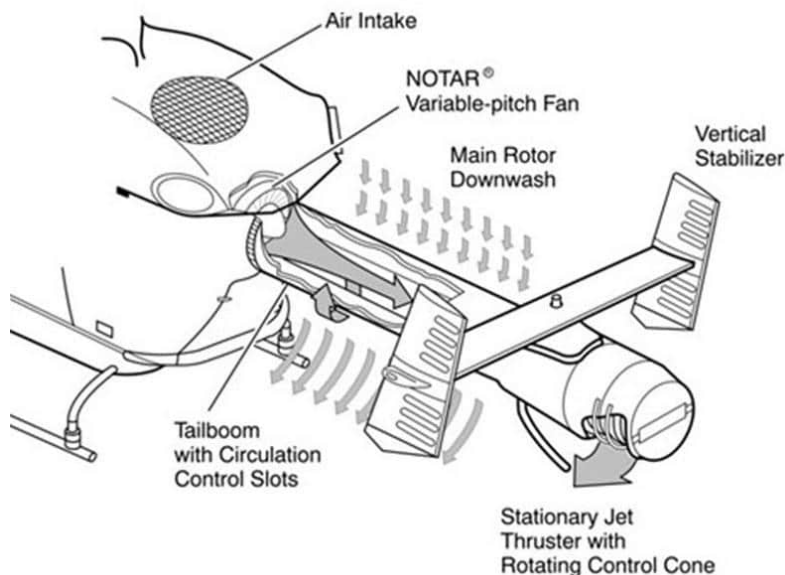
<b>Eintragungsschein:</b>	ausgestellt am 04.03.2011 von ACG, am Unfalltag gültig
<b>Lufttüchtigkeitszeugnis:</b>	ausgestellt am 11.04.2011 von ACG, am Unfalltag gültig
<b>Prüfung der Lufttüchtigkeit (ARC):</b>	ausgestellt am 04.04.2017 vom Wartungsbetrieb des Hubschrauberbetreibers, am Unfalltag gültig
<b>Lärmzulässigkeitszeugnis:</b>	ausgestellt am 11.04.2011 von ACG, am Unfalltag gültig
<b>Verwendungsbescheinigung:</b>	ausgestellt am 11.04.2011 von ACG, am Unfalltag gültig

<b>Zugelassene Einsatzarten:</b>	Ambulanz- und Rettungsflüge (HEMS), Arbeitsflüge, Außenlast-Frachttransporte, Außenlast-Personentransporte, Flüge nach Sichtflugregeln bei Tag, Nacht und bei Nacht im Flugplatzbereich, Absetzen von Fallschirmspringern
<b>Versicherung:</b>	gültig seit 04.02.2017, am Unfalltag gültig
<b>Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle:</b>	ausgestellt am 03.08.2016 von Fernmeldebüro für Oberösterreich und Salzburg, am Unfalltag gültig

### 1.6.2 NOTAR Drehmomentausgleich

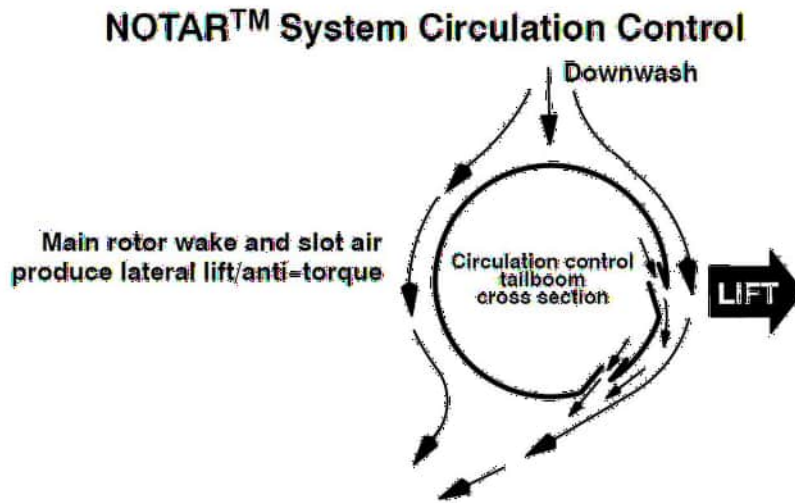
Das NOTAR System dient an Stelle eines konventionellen Heckrotors dem Drehmomentausgleich des Hauptrotorsystems und zur Richtungssteuerung des Hubschraubers. Das System besteht aus einem im Rumpheck befindlichen Lufteinlasskanal (Air Intake), Gebläse (*Variable-Pitch Fan*) mit variablem Blatteinstellwinkel, einem luftdurchströmten Heckausleger (*Tailboom*), einer drehbaren Schubdüse (*Direct Jet Thruster*) und einem verstellbaren Seitenleitwerk (*Vertical Stabilizers, VSCS*) (Abbildung 2).

Abbildung 2 Komponenten des NOTAR® Systems



Quelle: MDHI

Abbildung 3 Detailumströmung des Heckauslegers



Quelle: MDHI

Das Gebläse wird über das Hauptgetriebe angetrieben und erzeugt einen Luftstrom (*low pressure, high volume*), welcher im Heckausleger über zwei Längsschlitze (*Circulation Control Slots*, Abbildung 3) sowie durch die drehbare Schubdüse austritt. Die Längsschlitze erstrecken sich beinahe über die gesamte Länge des Heckrohrs. Der Blatteinstellwinkel des Gebläses sowie die drehbare Schubdüse werden dabei mit den Pedalen gesteuert. Werden die Pedale aus der Neutralposition in eine der beiden Richtungen bewegt, wird der Blatteinstellwinkel des Gebläses vergrößert, ein größerer Luftvolumenstrom erzeugt, die Schubdüse in die entsprechende Richtung gedreht und durch die ausströmende Luftmasse ein Drehmoment um die Hubschrauberhochachse erzeugt. Im Schwebeflug wird etwa 60 % des Drehmomentausgleichs über die beiden Längsschlitze des Heckauslegers erzeugt. Dabei wird gemäß Coandă-Effekt der Abwind des Hauptrotors (*Main Rotor Wake*) um den Heckausleger auf die den Schlitzen gegenüberliegende Seite abgelenkt und dadurch ein Auftrieb senkrecht zur Strömungsrichtung (im Bild nach rechts) ähnlich einer umströmten Tragfläche, die sich im Abwind des Hauptrotors befindet, erzeugt.

Beim Übergang vom Schwebeflug in den Vorwärtsflug nimmt diese Auftriebs- bzw. Drehmomentausgleichswirkung durch die Längsschlitze und den Coandă-Effekt ab. Der notwendige Drehmomentausgleich erfolgt durch Anströmung des Seitenleitwerks. Das Seitenleitwerk besteht aus mehreren beweglichen Steuerflächen, die bei der Giersteuerung des Hubschraubers im Vorwärtsflug helfen. Im Vorwärtsflug liefert das Seitenleitwerk den Großteil des Drehmomentausgleichs, die Richtungssteuerung erfolgt jedoch weiterhin mit der drehbaren Schubdüse (*Direct Jet Thruster*).

Nach Angaben von MD Helicopters wurde während der Entwicklungstests und der Zulassung des MD900 Modells nie eine unkontrollierte Gierbewegung von mehr als 90 Grad festgestellt. Konnte das volle Durchdrücken des linken Pedals das rechte Gieren nicht stoppen, überstieg die unkontrollierte Auslenkung um die Hochachse dabei selten 40 Grad.

### 1.6.3 Zertifizierung und Betriebsgrenzen

Das Modell *MD900* wurde erstmals am 2.12.1994 durch die Federal Aviation Administration (FAA) mit Type Certificate Datasheet (TCDS) H19NM zugelassen. Am 11.2.1998 erfolgte die Zulassung einer erweiterten Version unter der Bezeichnung MD900 (902 Configuration) oder *MD902*, mit der nach FAR Part 27 Kategorie A Operations durchgeführt werden können. Am 18.2.1999 wechselte der Halter des Type Certificates von *McDonnell Douglas Helicopter Company* (MDHC), eine Tochtergesellschaft der *Boeing Company*, zu MDHI. Im Zuge der Zertifizierung durch die FAA wurden 2 *Equivalent Level of Safety (ELOS) Findings* festgestellt. Ein ELOS bezieht sich auf die Brandschotts der Triebwerke, das zweite ELOS mit der Bezeichnung TD9369LA-R/F-2 betrifft die Steuerbarkeit des Hubschraubers bei geringen Geschwindigkeiten.

Gem. CFR 14 Part 27.143 muss das Luftfahrzeug bei Windgeschwindigkeiten von 17 kt und weniger mit kritischer Masse (MTOM), Schwerpunktlage und Rotordrehzahl bis zu einer Höhe von 7000 ft ohne Kontrollverlust betrieben werden können (siehe Anhang 6.1). Da dies bei dem Modell MD900 mit MTOM bis 7000 ft nicht nachweisbar war, wurden – um ein äquivalentes Sicherheitslevel zu erreichen – Betriebsgrenzen für Start- und Landevorgänge im RFM im Abschnitt Limitations in Form eines Diagramms in *Figure 2-2* angegeben (Abbildung 4). Dieses Diagramm gilt für Schwebemanöver im Bodeneffekt (HIGE) und für Start- und Landemanöver. Aus diesem Diagramm ist ersichtlich, dass das *Takeoff and Landing WAT Limit* unabhängig von der Luftfahrzeugmasse bei einer Dichtehöhe von 12400 ft liegt. Diese Betriebsgrenze gilt jedoch nicht für Flüge außerhalb des Bodeneffekts, sodass z. B. ein Reise- oder Schwebeflug auch in einer größeren Dichtehöhe als 12400 ft stattfinden kann, sofern ausreichend Leistungsreserven vorhanden sind. *Figure 2-2* ist eine kombinierte Darstellung der erwähnten *WAT Limits* und der *Crosswind Operations Limits*.

Die weiteren zugelassenen Maximalflughöhen (Dichtehöhen) sind 20000 ft für Luftfahrzeugmassen bis 6250 lb und 14000 ft für Luftfahrzeugmassen zwischen 6251 und 6500 lb.



Von der EASA bzw. der JAA wurde kein eigenes TCDS ausgestellt. Das TCDS der FAA (H19NM) wurde von der JAA bzw. der EASA anerkannt und ist im EASA Raum gültig.

Abbildung 4 WAT und Crosswind Limits

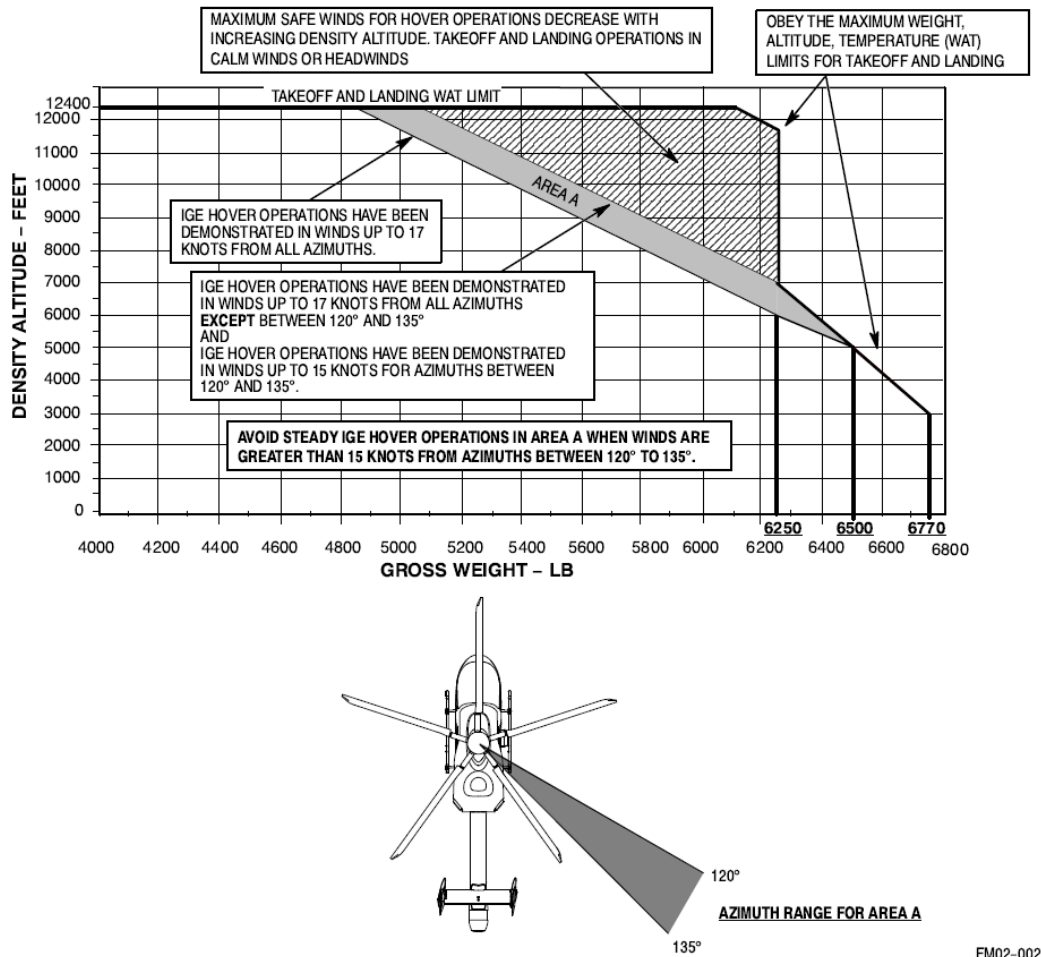


Figure 2-2. WAT Limit and “Area A” Azimuth For Crosswind Operations

Quelle: MDHI CSP-902RFM207E-1

### 1.6.4 Airworthiness Directives und Service Bulletins

Die folgenden Airworthiness Directives (ADs) bzw. Service Bulletins (SBs) sind relevant in Hinblick auf Richtungssteuerung des Hubschraubers (*Directional Control*) oder das NOTAR System:

- SB900-094 / EASA AD US-2004-16-08  
Installation eines *Fan Input Force Limiting Control Rod Fail-Safe Device*.  
Durchführungsdatum SB/AD: 2.4.2004

- SB900-095 / EASA AD US-2006-18-01  
 Reduzierung der Lebensdauerlimits bestimmter *NOTAR Fan System Torque Tension Straps (TT Straps)* und periodische Röntgenüberprüfungen der *Torque Tension Straps (TT Straps)*.  
 Durchführungsdatum SB/AD: 25.1.2007
  
- SB900-100 / EASA AD US-2008-08-11  
 Modifikation der *Pilot and Co-Pilot Dual-Control Directional Pedal Assemblies* bzw. der *Pilot Single-Control Directional Pedal Assembly (Directional Control Pedal Assembly)*.  
 Durchführungsdatum SB/AD: 25.1.2007
  
- SB900-108R1 / EASA AD US-2008-17-51  
 Durchführung einer Fluoreszenz-Magnetpulverprüfung zur Feststellung möglicher Risse an Gewinden der *Directional Control Cable*.  
 Durchführungsdatum SB/AD: 16.9.2008
  
- SB900-096 / EASA AD US-2010-06-06  
 Festlegung der Lebensdauer-Limits bestimmter Bauteile, u.a. Teile des VSCS (*Vertical Stabilizer Control System*).  
 Durchführungsdatum AD: 22.3.2005
  
- SB900-110R1 / EASA AD US-2011-22-08  
 Betriebseinschränkungen und Austausch der *VSCS Tube Adapters*.  
 Durchführungsdatum SB/AD: 15.5.2009
  
- SB900-107R1 / EASA AD US-2013-03-03  
 Festlegung der maximalen Verwendbarkeitsdauer der *Torque Tension Straps (TT Straps)*.  
 Durchführungsdatum SB: 25.4.2008, Durchführungsdatum AD: 3.9.2015

- SB900-099R1 / EASA AD US-2009-07-13

Am 27.12.2006 wurde von MDHI ein verpflichtendes Service Bulletin (SB) herausgegeben, um das Rigging des *Directional Control Systems* anzupassen, zum Einbau des *Thruster Extension Kits* sowie zur Überprüfung des *Fan Felt Seals*. Die FAA hat mit Airworthiness Directive (AD) 2009-07-13 die verpflichtende Durchführung dieses SBs vorgeschrieben. Im dazugehörigen FAA Docket No. FAA-2008-0772 wird weiter als Begründung für die Herausgabe des AD erklärt, dass im Zuge von Flugtests festgestellt wurde, dass die tatsächlichen Steuerbarkeitsgrenzen nicht konsistent mit den im WAT und Crosswind Limits Diagramm (Abbildung 4) angegebenen Grenzen sind.

Durchführungsdatum SB: 25.1.2007, Durchführungsdatum AD: 15.5.2009

### 1.6.5 Luftfahrzeug Wartung

Die letzte Jahreswartung (*1 YEAR Inspection, Periodic Inspection*) wurde am 15.7.2016 bei einer Gesamtstundenanzahl des Flugwerks von ca. 2755 Stunden durchgeführt. Der Inhaber der Musterzulassung erlaubt eine Überschreitung des Termins der nächsten Jahreswartung um 14 Tage. Somit wäre die Jahreswartung am 29.7.2017 fällig gewesen. Am Unfalltag war diese Frist um 3 Tage überschritten. Bei Austro Control wurde keine zusätzliche Fristerstreckung beantragt. Am 2.6.2017 wurde die letzte 300 Stunden / 6 Monats-Kontrolle bei einer Gesamtstundenanzahl des Flugwerks von ca. 3060 Stunden durchgeführt.

### 1.6.6 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Die maximale Abflugmasse (MTOM) ist gemäß Type Certificate und Flughandbuch 6500 lb (2948 kg).

Das *Total Basic Weight*<sup>1</sup> mit eingebautem EMS-Kit beträgt gem. dem letzten Wiegebericht vom 9.7.2016 3960,6 lb (1796,5 kg), der longitudinale Hebelarm des Schwerpunkts lag bei 208,605 in. Der Pilot wurde mit 85 kg, der Flugretter mit 83 kg, der Arzt mit 73 kg, der Patient mit 104 kg (inkl. Gepäck) und weiteres Gepäck mit 40 kg in der Berechnung berücksichtigt. Nach Einschätzung des Piloten lag das Gewicht des Patienten deutlich unter 104 kg. Besatzung und Passagier kamen somit auf ein Gesamtgewicht von 345 kg.

---

<sup>1</sup> Gem. RFM 6-2 sind im Basic Weight Öl, Hydraulikflüssigkeit und nicht-ausfliegender Treibstoff enthalten.

Der an der Unfallstelle vorhandene, ausfliegbare Treibstoff wurde gem. Abschnitt 1.15.1.9 auf 429 Liter bestimmt. Das entspricht gem. Abschnitt 1.15.1.9 einer Masse von 340 kg. Masse und Schwerpunkt wurden gem. den obigen Angaben wie folgt berechnet:

Tabelle 2 Masse- und Schwerpunktberechnung für den Flug vom Einsatzort

	Gewicht [lbs] ( [kg] )		Hebelarm (longitudinal) [in] ( [mm] )		Moment [in-lbs]
<b>Total Basic Weight</b>	<b>3960,6</b>	<b>(1796,5)</b>	<b>208,605</b>	<b>(5298,6)</b>	<b>826202,8</b>
+ Pilot	187,4	(85)	130,7	(3319,8)	24492,3
+ Flugretter	183,0	(83)	130,7	(3319,8)	23916,0
+ Arzt	160,9	(73)	213,0	(5410,2)	34279,7
+ Patient	229,3	(104)	193,0	(4902,2)	44251,2
+ Gepäck	88	(40)	245,6	(6238,2)	21658,2
<b>Zero Fuel Weight</b>	<b>4808</b>	<b>(2181)</b>	<b>202,7</b>	<b>(5148,6)</b>	<b>974800,2</b>
+ Treibstoff	749,6	(340)	190,1	(4828,5)	142493,7
<b>Gesamtgewicht</b>	<b>5558</b>	<b>(2521)</b>	<b>201,0</b>	<b>(5106,2)</b>	<b>1117293,9</b>

Quelle: SUB

Abbildung 5 Masse und Schwerpunktlage

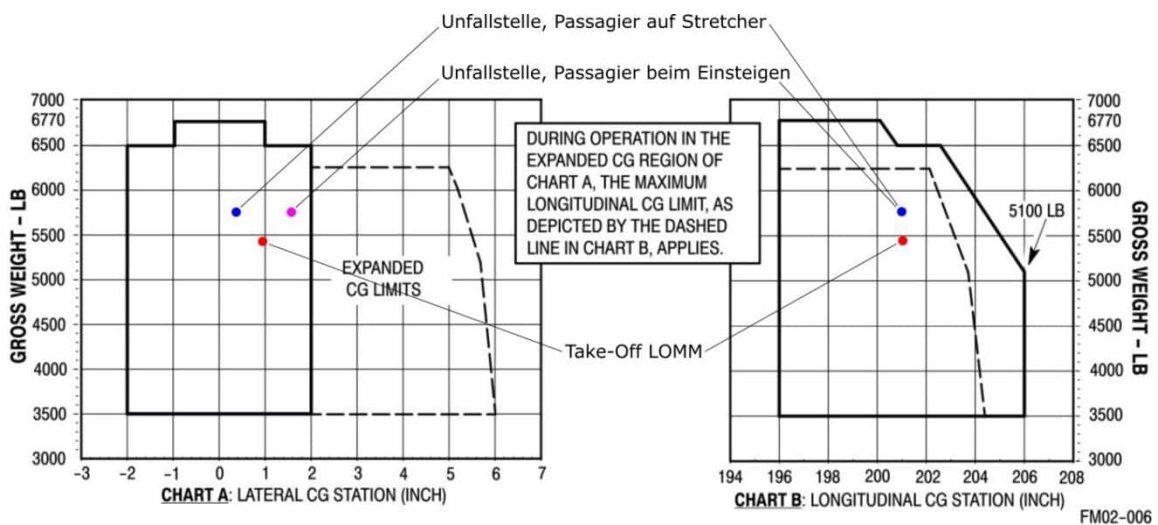


Figure 2-6. Center of Gravity Envelope

Quelle: MDHI CSP-902RFM207E-1, SUB

Beim Abheben in LOMM und ohne Patient betrug der Schwerpunktabstand 201,1 in, die Startmasse 2481 kg (Abbildung 5). Der laterale Schwerpunktabstand lag beim Abheben in LOMM bei +0,98 in, an der Unfallstelle beim Einsteigen des Patienten bei +1,74 in, wenn sich der Patient auf der Liege (*Stretcher*) befindet bei +0,18 in.

Masse und Schwerpunkt lagen daher während des gesamten Fluges im zulässigen Bereich.

### 1.6.6.1 Berechnung des Piloten

Vom Piloten wurde jeweils ein *Weight & Balance Sheet* für den Flug vom Heliport Matrei (LOMM) zum Einsatzort und vom Einsatzort zu einem Krankenhaus ausgefüllt.

Tabelle 3 Masse- und Schwerpunktberechnung des Piloten für den Flug vom Einsatzort

	Gewicht [kg]	Hebelarm (longitudinal) [mm]
<b>Total Basic Weight</b>	<b>1796</b>	<b>5248<sup>(1)</sup></b>
+ Pilot	85	
+ Flugretter	83	
+ Arzt	73	
+ Weiteres Besatzungsmitglied	85	
+ Patient	104	
+ Gepäck	40	
<b>Zero Fuel Weight</b>	<b>2266</b>	<b>5080</b>
+ Treibstoff	300,7	
<b>Gesamtgewicht</b>	<b>2566,7</b>	<b>5050</b>

Quelle: Pilot

Dabei wurden zusätzliche 85 kg für ein einzuschulendes Besatzungsmitglied, welches aber in LOMM am Boden verblieb, einberechnet. Weiters wurde mit einem Treibstoffgewicht am Einsatzort von 300,7 kg gerechnet, was ca. 40 kg weniger ist, als die vom Hubschrauber

<sup>1</sup> Der im Berechnungsblatt des Piloten verwendete Hebelarm unterscheidet sich um 51 mm vom Hebelarm aus dem letzten Wiegebericht

abgelassene Treibstoffmenge. In Summe wurde vom Piloten mit einer höheren als der tatsächlichen Masse gerechnet.

Eine laterale Schwerpunktberechnung konnte nicht vorgelegt werden.

### 1.6.7 Leistungsberechnung

Vom Piloten wurden folgende Daten auf dem Leistungsberechnungsblatt des Betreibers ausgefüllt (unterstrichene Werte vom Piloten):

Datum : <u>01.08.2017</u>						
ECET : LOKL / LOWI loc. <u>21:16</u>						
Sunset : LOKL / LOWI loc. <u>20:14</u>						
QNH : <u>1020</u>		10000 ft 14 Uhr Loc <u>10</u> °C				
LOMM @ <u>2513</u> kg PC 1 bis _____ °C						
OPS – AEO HOGE						
@ <u>2567</u> kg Crew+PAT		/	@ <u>2671</u> kg Crew+PAT+PAX		/	@ <u>2409</u> kg HEC-nur HCM+PAT
<u>10</u> °C bis <u>10500</u> ft		/	<u>10</u> °C bis <u>9000</u> ft		/	<u>10</u> °C bis <u>12000</u> ft
<u>15</u> °C bis <u>10000</u> ft		/	<u>15</u> °C bis <u>9000</u> ft		/	<u>15</u> °C bis <u>11500</u> ft
<u>20</u> °C bis <u>9000</u> ft		/	<u>20</u> °C bis <u>8000</u> ft		/	<u>20</u> °C bis <u>10500</u> ft
PC 1 HOSP @ <u>2512</u> kg Crew+PAT			PC 1 HOSP @ <u>2616</u> kg Crew+PAT+PAX			
KH LOKJ	PC 1 bis + <u>35</u> °C		KH LOKJ	PC 1 bis <u>30</u> °C		
KH LOSS	PC 1 bis + <u>40</u> °C		KH LOKJ	PC 1 bis <u>35</u> °C		
KH LOIU	PC 1 bis + <u>40</u> °C		KH LOKJ	PC 1 bis <u>35</u> °C		

Die vom Piloten ermittelten Werte beruhen auf Figure 5-44 (*Hover Ceiling, OGE, IPS Installed, Takeoff Power, Cabin Heat Off*) aus dem Flughandbuch (RFM), Abschnitt 5, *Performance*. Die Höhenangaben sind daher Druckhöhen (*Pressure Altitude*).

## 1.7 Flugwetter

### 1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Tabelle 4 AUTOMETAR Daten Station Zell am See

#### VAMES AUTOMETAR Meldungsverlauf Station 11144 Zell am See zwischen 17:40 – 18:40

SAOS61 LOWM 011740  
METAR 11144 011740Z AUTO 25010KT 9999 NCD 27/13=

SAOS61 LOWM 011750  
METAR 11144 011750Z AUTO 26010KT 9999 NCD 27/13=

SAOS61 LOWM 011800  
METAR 11144 011800Z AUTO 26008KT 9999 NCD 27/12=

SAOS61 LOWM 011810  
METAR 11144 011810Z AUTO 24007KT 9999 NCD 26/12=

SAOS61 LOWM 011820  
METAR 11144 011820Z AUTO 27002KT 9999 FEW180 26/13=

SAOS61 LOWM 011830  
METAR 11144 011830Z AUTO 28002KT 9999 SCT180 26/13=

SAOS61 LOWM 011840  
METAR 11144 011840Z AUTO 27006KT 9999 FEW180 25/13=

Tabelle 5 AUTOMETAR Daten Station Lienz

<b>VAMES AUTOMETAR Meldungsverlauf Station 11204 Lienz zwischen 17:40 – 18:40</b>
SAOS61 LOWM 011740 METAR 11204 011740Z AUTO 12005KT 9999 NCD 30/16=
SAOS61 LOWM 011750 METAR 11204 011750Z AUTO 13004KT 9999 NCD 29/16=
SAOS61 LOWM 011800 METAR 11204 011800Z AUTO 13005KT 9999 NCD 29/16=
SAOS61 LOWM 011810 METAR 11204 011810Z AUTO 13006KT 9999 NCD 29/16=
SAOS61 LOWM 011820 METAR 11204 011820Z AUTO 12005KT 9999 NCD 28/16=
SAOS61 LOWM 011830 METAR 11204 011830Z AUTO 11004KT 9999 NCD 28/16=
SAOS61 LOWM 011840 METAR 11204 011840Z AUTO 13001KT 9999 NCD 27/16=

Tabelle 6 AUTOMETAR Daten Station Kals

<b>VAMES AUTOMETAR Meldungsverlauf Station 11200 Kals zwischen 17:40 – 18:40</b>
SAOS61 LOWM 011740 METAR 11200 011740Z AUTO 08001KT 9999 NCD 23/14=
SAOS61 LOWM 011750 METAR 11200 011750Z AUTO 08004KT 9999 NCD 23/14=
SAOS61 LOWM 011800 METAR 11200 011800Z AUTO 06003KT 9999 NCD 23/13=
SAOS61 LOWM 011810 METAR 11200 011810Z AUTO 05004KT 9999 NCD 22/13=
SAOS61 LOWM 011820 METAR 11200 011820Z AUTO 06004KT 9999 NCD 22/13=
SAOS61 LOWM 011830 METAR 11200 011830Z AUTO 06004KT 9999 NCD 23/13=
SAOS61 LOWM 011840 METAR 11200 011840Z AUTO 02002KT 9999 NCD 21/13=



Tabelle 7 AUTOMETAR Daten Station Sillian

VAMES AUTOMETAR Meldungsverlauf Station 11201 Sillian zwischen 17:40 – 18:40
SAOS61 LOWM 011740 METAR 11201 011740Z AUTO 08002KT 9999 NCD 27/14=
SAOS61 LOWM 011750 METAR 11201 011750Z AUTO 24001KT 9999 NCD 26/15=
SAOS61 LOWM 011800 METAR 11201 011800Z AUTO 24002KT 9999 NCD 25/15=
SAOS61 LOWM 011810 METAR 11201 011810Z AUTO 26002KT 9999 NCD 24/15=
SAOS61 LOWM 011820 METAR 11201 011820Z AUTO 24002KT 9999 NCD 23/15=
SAOS61 LOWM 011830 METAR 11201 011830Z AUTO 21001KT 9999 NCD 23/15=
SAOS61 LOWM 011840 METAR 11201 011840Z AUTO 22001KT 9999 NCD 23/15=

Tabelle 8 TAWES Daten Station Sonnblick

TAWES Station Sonnblick 11343 (Stationshöhe 10200 ft, 3109 m) um 18:00
11343 45/// /2210 10110 20079 37082 47212 55006 333 10122 20087 55310 90760 91117==
Wind (/2210): Richtung 220°, 10 m/s bzw. 19 kt
Temperatur (10110): +11,0°C
Luftdruck auf Stationshöhe (37082): 708,2 hPa

Tabelle 9 TAWES Daten Station Rudolfshütte

<b>TAWES Station Rudolfshütte 11138 (Stationshöhe 7579 ft, 2310 m) um 18:00</b>
SMOS42 LOWM 011800 CCA 11138 <u>41/81</u> <u>31711</u> <u>10182</u> 20080 <u>37784</u> 47221 58001 70600 83070 333 10201 20135 55303 83450 90760 91120==
Horizontale Sichtweite (41/81): 35 km
Wind (31711): Richtung 170°, 11 m/s bzw. 21 kt
Temperatur (10182): +18,2°C
Luftdruck auf Stationshöhe (37784): 778,4 hPa

Tabelle 10 ACG Daten Station Rudolfshütte

<b>Durch ACG bereitgestellte Daten der Station Rudolfshütte</b>
17:50: 170/20 kt
18:00: 180/24 kt Gusts 34 kt
18:10: 180/25 kt
18:20: 180/24 kt

Tabelle 11 METAR Daten LOWS

<b>METAR Wetterbeobachtungen LOWS</b>
METAR LOWS 011750Z VRB02KT CAVOK 32/17 Q1013 NOSIG=
METAR LOWS 011820Z 30005KT CAVOK 28/20 Q1013 NOSIG=

Tabelle 12 TAF Daten LOWS

**TAF Wetterprognosen LOWS**

FTOS53 LOWS 012300

TAF LOWS 012315Z 0200/0224 15006KT 9999 FEW050 BKN120

TX28/0215Z TN20/0203Z

TEMPO 0200/0206 28010KT -SHRA SCT045TCU BKN080

PROB30 TEMPO 0200/0205 29015G25KT TSRA SCT040CB BKN050

BECMG 0207/0209 35006KT SCT060

TEMPO 0213/0218 34015G25KT 6000 TSRA SCT040CB BKN080

BECMG 0218/0220 15007KT=

FTOS53 LOWS 011700 AMD

TAF LOWS 011715Z 0118/0218 03006KT CAVOK

TX31/0118Z TN20/0205Z

TEMPO 0119/0121 29015G25KT

PROB40 TEMPO 0121/0204 30020G35KT 4000 TSRA SCT035CB BKN050

TEMPO 0204/0207 15006KT -SHRA BKN050

BECMG 0207/0209 35006KT 9999 SCT060

TEMPO 0214/0218 34015KT 6000 TSRA SCT045CB BKN070=

FTOS53 LOWS 011700 AMD

TAF AMD LOWS 012025Z 0120/0218 03006KT 9999 FEW070 BKN140

TX28/0215Z TN20/0205Z

TEMPO 0120/0124 30020G40KT 2500 TSRA SCT035CB BKN050

TEMPO 0200/0207 15006KT -SHRA BKN050

BECMG 0207/0209 35006KT 9999 SCT060

TEMPO 0214/0218 34015KT 6000 TSRA SCT045CB BKN070=

FTOS53 LOWS 011100

TAF LOWS 011115Z 0112/0212 03006KT CAVOK

TX33/0115Z TN20/0205Z

TEMPO 0112/0117 04010KT 9999 FEW080

BECMG 0117/0119 15007KT

TEMPO 0121/0201 29015G25KT 9999 FEW070 SCT150

PROB30 TEMPO 0203/0212 SHRA SCT040CB BKN060

BECMG 0207/0209 02005KT=

FTOS53 LOWS 010500

TAF LOWS 010515Z 0106/0206 15007KT CAVOK

TX34/0112Z TN21/0106Z

BECMG 0108/0110 03006KT

TEMPO 0111/0117 04010KT 9999 FEW080

BECMG 0117/0119 15007KT

TEMPO 0121/0203 29015G25KT 9999 FEW070 SCT150

PROB30 TEMPO 0203/0206 31020G35KT 4000 TSRA SCT040CB BKN060=

Tabelle 13 METAR Daten LOWK

<b>METAR Wetterbeobachtungen LOWK</b>
METAR LOWK 011750Z AUTO 20003KT 160V230 9999 NCD 31/16 Q1017 NOSIG=
METAR LOWK 011820Z AUTO 20004KT 160V240 9999 NCD 30/16 Q1017 NOSIG=

Tabelle 14 TAF Daten LOWK

<b>TAF Wetterprognosen LOWK</b>
FTOS56 LOWK 012300 TAF LOWK 012315Z 0200/0224 VRB02KT CAVOK TX32/0212Z TN20/0204Z TEMPO 0213/0218 20007KT 9999 FEW070 FEW070CB PROB30 TEMPO 0215/0218 36020G35KT 5000 TSRA SCT030CB BKN040=
FTOS56 LOWK 011700 TAF LOWK 011715Z 0118/0218 VRB02KT CAVOK TX32/0212Z TN20/0204Z TEMPO 0213/0218 20007KT 9999 FEW070 FEW070CB PROB30 TEMPO 0215/0218 36020G35KT 5000 TSRA SCT030CB BKN040=
FTOS56 LOWK 011100 TAF LOWK 011115Z 0112/0212 VRB02KT CAVOK TX33/0114Z TN20/0204Z TEMPO 0112/0117 20008KT 9999 FEW070=
FTOS56 LOWK 010500 TAF COR LOWK 010515Z 0106/0206 VRB02KT CAVOK TX33/0115Z TN18/0106Z BECMG 0107/0109 09006KT 9999 FEW080 TEMPO 0112/0116 20008KT BECMG 0117/0119 VRB02KT CAVOK=
FTOS56 LOWK 010500 TAF LOWK 010515Z 0106/0206 VRB92KT CAVOK TX33/0115Z TN18/0106Z BECMG 0107/0109 09006KT 9999 FEW080 TEMPO 0112/0116 20008KT BECMG 0117/0119 VRB02KT CAVOK=

Tabelle 15 METAR Daten LOWI

<b>METAR Wetterbeobachtungen LOWI</b>
METAR LOWI 011750Z 10011G24KT 050V180 9999 FEW080 SCT150 BKN300 32/13 Q1015 NOSIG=
METAR LOWI 011820Z 13009G20KT 070V200 9999 FEW080 SCT130 BKN300 32/13 Q1015 NOSIG=

Tabelle 16 TAF Daten LOWI

**TAF Wetterprognosen LOWI**

FTOS54 LOWI 012300  
 TAF LOWI 012315Z 0200/0224 27005KT 9999 FEW080 SCT120 BKN300  
 TX32/0213Z TN17/0203Z  
 TEMPO 0200/0208 -SHRA FEW070TCU BKN080  
 BECMG 0207/0209 10007KT SCT080  
 TEMPO 0213/0220 VRB12G25KT TSRA SCT070CB BKN080=

FTOS54 LOWI 011700 AMD  
 TAF LOWI 011715Z 0118/0218 VRB12KT 9999 FEW080  
 TX33/0118Z TN16/0203Z  
 PROB30 TEMPO 0119/0122 27015G25KT TS SCT080CB  
 BECMG 0122/0124 27007KT  
 TEMPO 0209/0214 -SHRA FEW070TCU SCT090  
 TEMPO 0214/0218 VRB12G25KT TSRA SCT070CB BKN080=

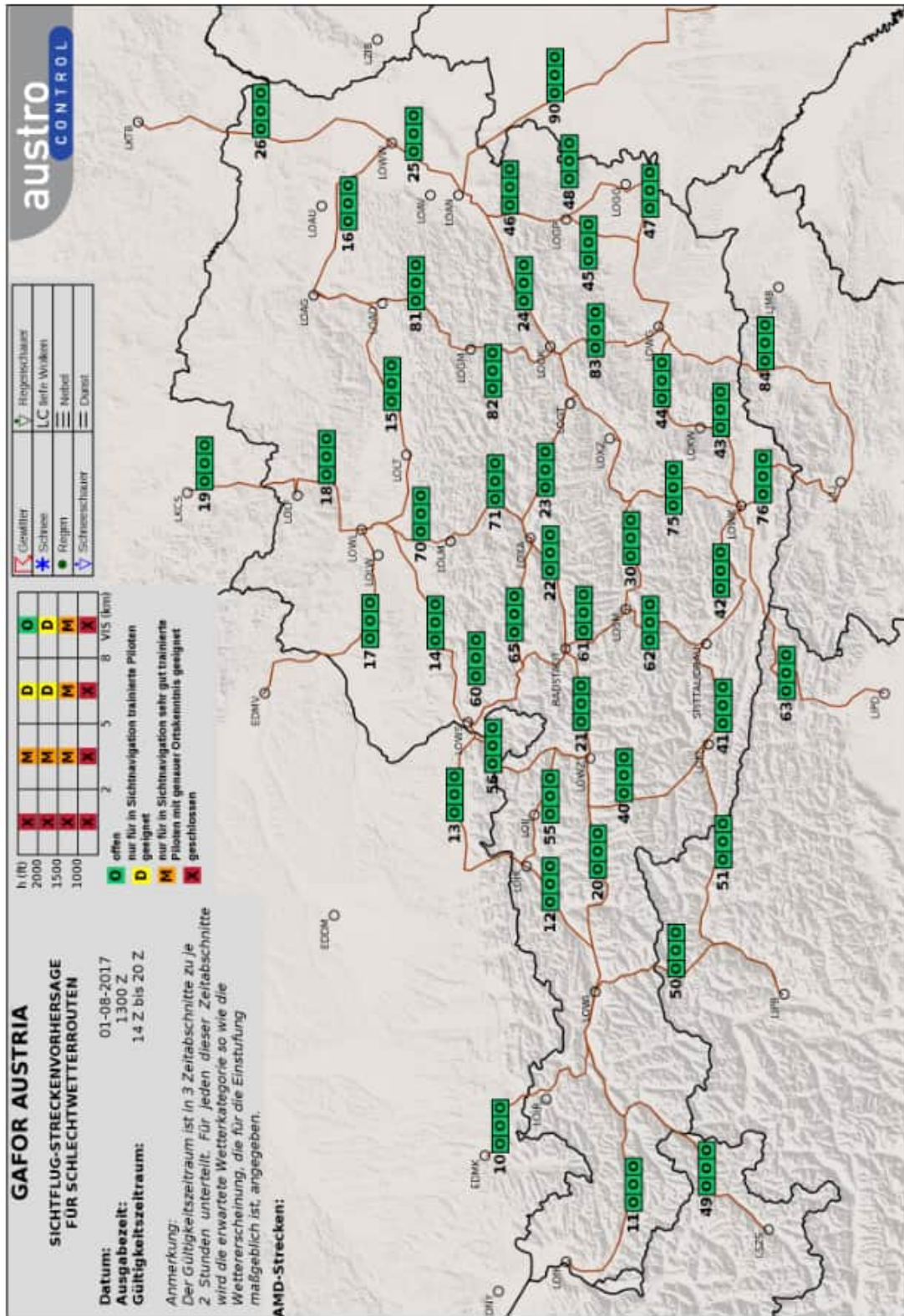
FTOS54 LOWI 011700 AMD  
 TAF AMD LOWI 012007Z 0120/0218 VRB12KT 9999 SCT080 SCT300  
 TX28/0120Z TN16/0203Z  
 TEMPO 0200/0206 -SHRA FEW070TCU BKN080  
 TEMPO 0214/0218 VRB12G25KT TSRA SCT070CB BKN080=

FTOS54 LOWI 011700 AMD  
 TAF AMD LOWI 011957Z 0119/0218 VRB12KT 9999 FEW080  
 TX33/0118Z TN16/0203Z  
 PROB30 TEMPO 0119/0122 27015G25KT TS SCT080CB  
 BECMG 0122/0124 27007KT  
 TEMPO 0200/0206 -SHRA FEW070TCU SCT090  
 TEMPO 0214/0218 VRB12G25KT TSRA SCT070CB BKN080=

FTOS54 LOWI 011100  
 TAF LOWI 011115Z 0112/0212 09010KT CAVOK  
 TX33/0115Z TN18/0203Z  
 TEMPO 0112/0118 12015G25KT 9999 FEW080  
 BECMG 0118/0120 27008KT  
 TEMPO 0209/0212 -SHRA FEW070TCU SCT090=

FTOS54 LOWI 010500  
 TAF LOWI 010515Z 0106/0206 27010KT CAVOK  
 TX35/0115Z TN18/0203Z  
 BECMG 0108/0110 09009KT 9999 FEW080  
 TEMPO 0110/0118 12015G25KT  
 BECMG 0118/0120 27007KT CAVOK=

Abbildung 6 GAFOR Karte

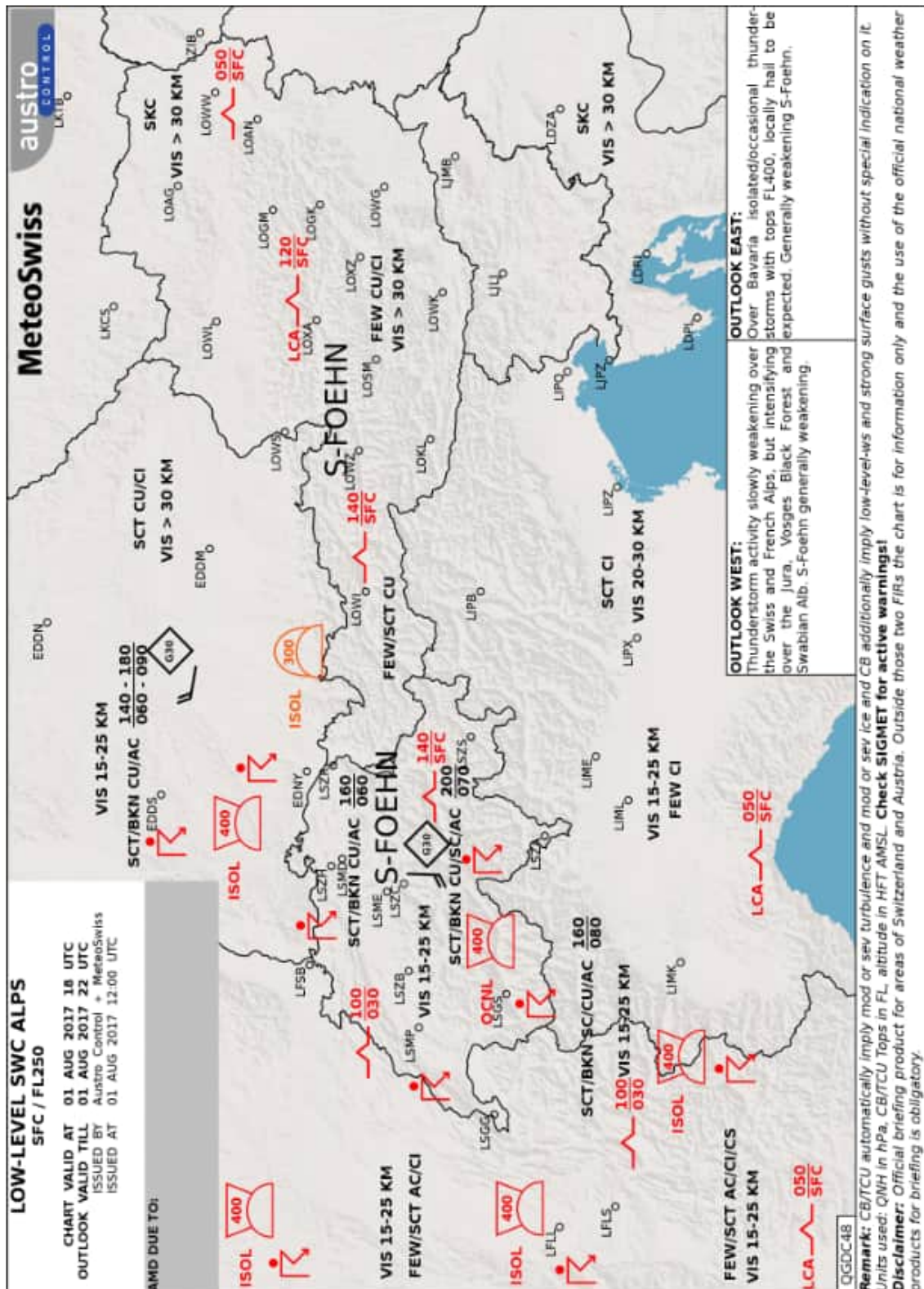


Quelle: ACG





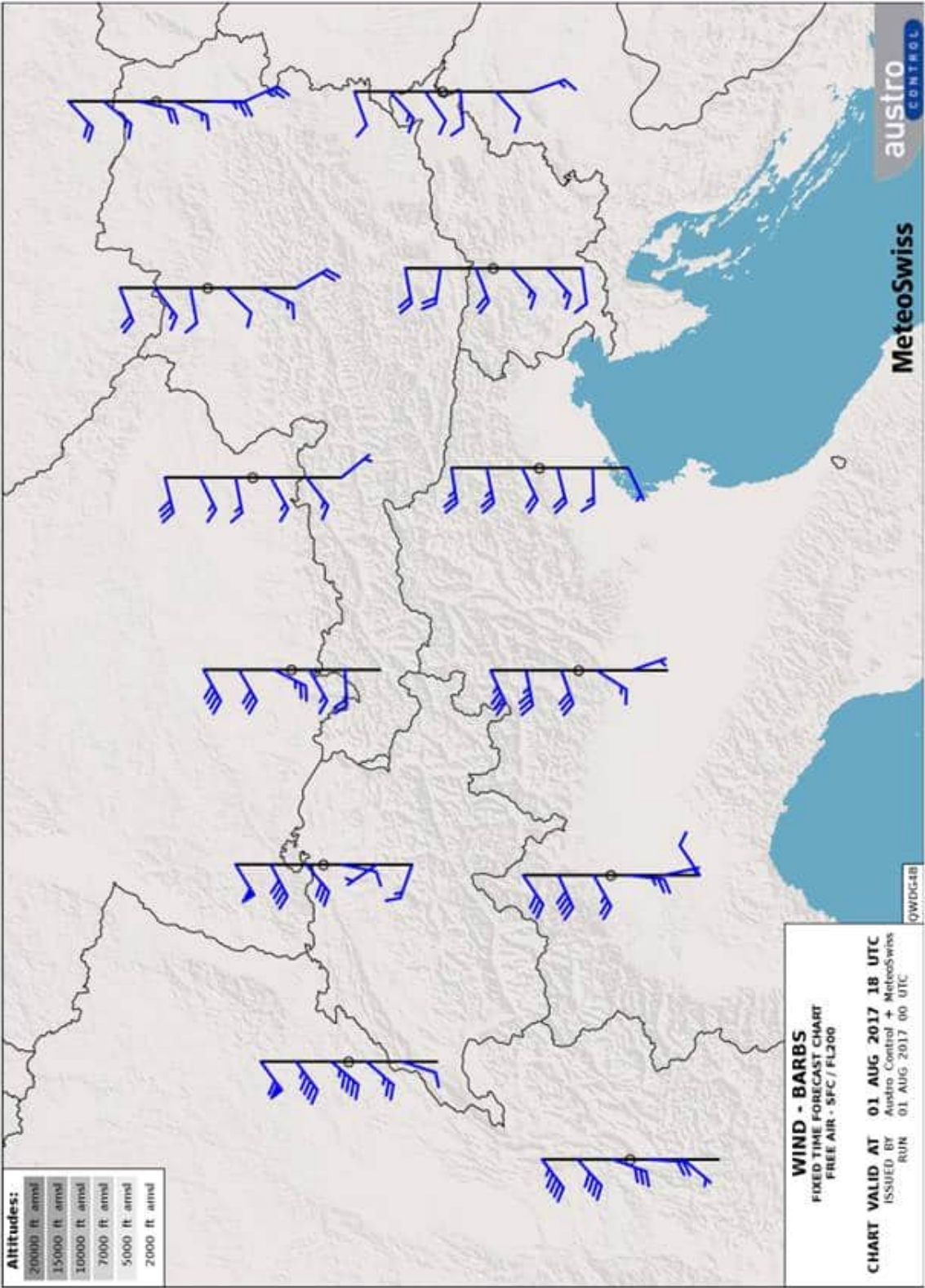
Abbildung 8 Low-Level SWC Karte



Quelle: ACG

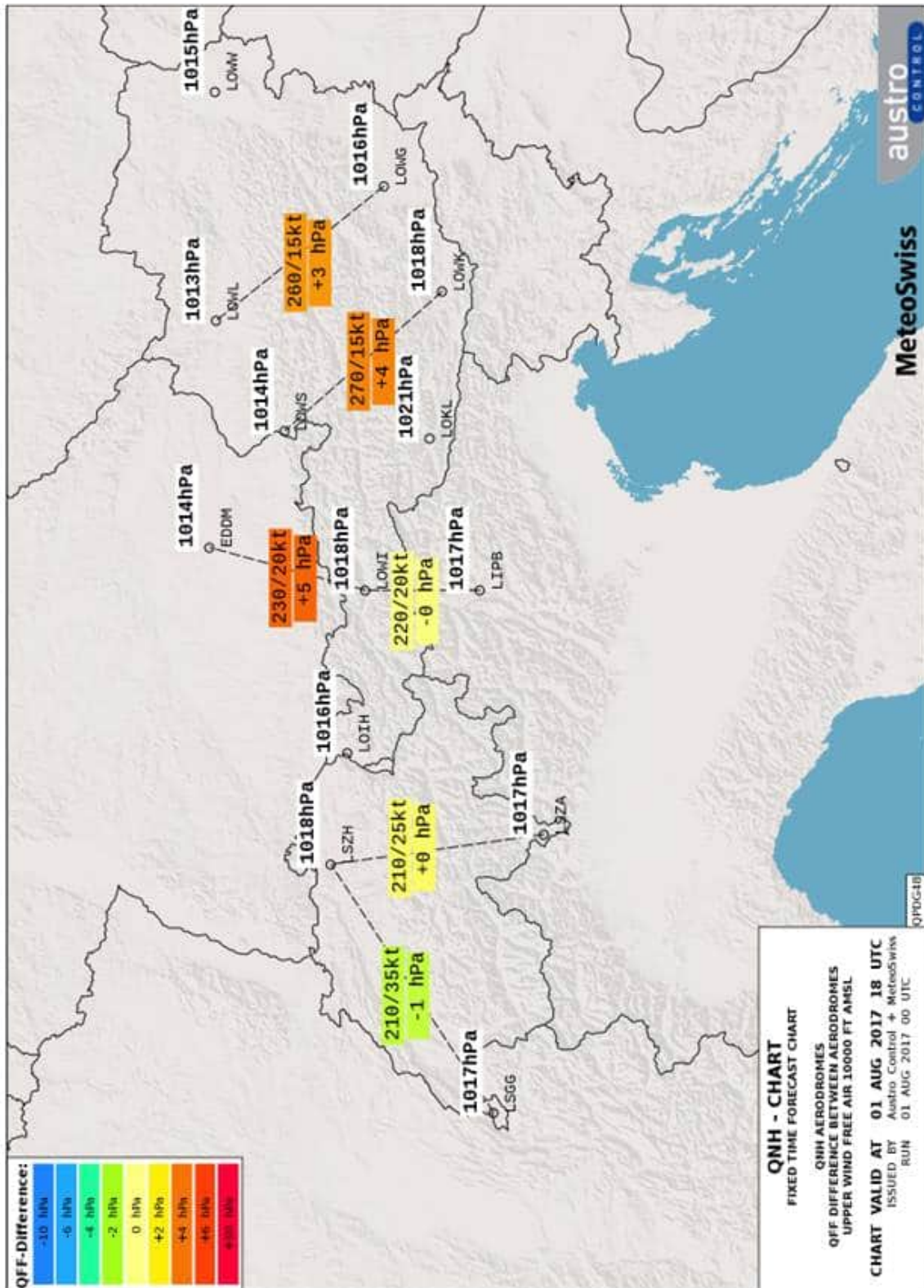


Abbildung 9 Wind Barbs



Quelle: ACG

Abbildung 10 QNH / Föhn-Potential Karte



Quelle: ACG

### 1.7.2 Wetterstation Stüdlhütte

Von einer Wetterstation der Stüdlhütte (Stationshöhe 9193 ft, 2802 m) werden automatisch im Minutentakt Wetterdaten aufgezeichnet und über die Webseite der Stüdlhütte bereitgestellt.

Tabelle 17 Wetterdaten Stüdlhütte 01.08.2017 (auszugsweise)

Zeit (Lokal)	Temp. Außen	Feuchte Außen	Niederschl.	Windgeschw.	Windrichtung	Windböen	Luftdruck relativ
19:50	14.6°C	66.0%	0.0mm	6.0km/h	184°	1.4km/h	1016.4hPa
19:55	14.1°C	69.5%	0.0mm	6.5km/h	185°	11.2km/h	1016.4hPa
20:00	13.8°C	72.0%	0.0mm	7.9km/h	183°	9.7km/h	1016.5hPa
20:05	13.6°C	72.0%	0.0mm	7.9km/h	180°	11.2km/h	1016.4hPa
20:10	13.5°C	72.0%	0.0mm	5.1km/h	182°	13.0km/h	1016.4hPa
20:15	13.4°C	72.0%	0.0mm	6.8km/h	183°	1.4km/h	1016.3hPa
20:20	13.3°C	72.0%	0.0mm	4.7km/h	184°	6.5km/h	1016.2hPa

Quelle: stuedlhuette.info

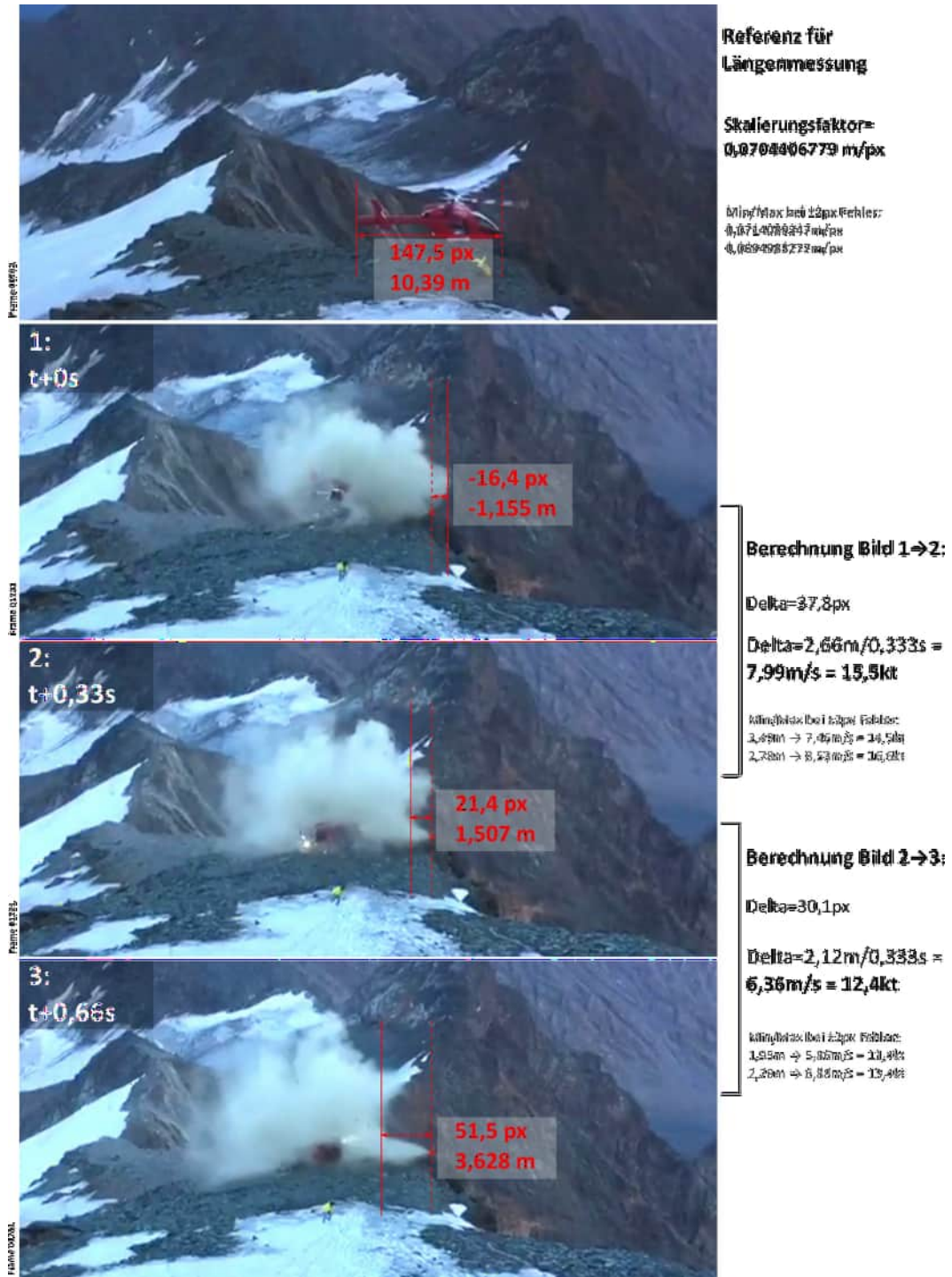
### 1.7.3 Windberechnung aus Video

Aus dem von einem Augenzeugen aufgenommenen Video konnte aufgrund der beim Aufprall entstandenen Staubwolke ebenfalls eine Windgeschwindigkeit und -richtung ermittelt werden (Abbildung 11). Die Länge des Hubschraubers von der Vorder- zur Hinterkante ist bekannt und wurde als entsprechende Pixellänge 147,5 px ausgemessen. Daraus ergibt sich ein Skalierungsfaktor von 0,0695 bis 0,0714 m/px bei einem Messfehler von  $\pm 2$  px. Die Fortbewegung der Staubwolke wurde zwischen bestimmten Einzelbildern des Videos gemessen, hier 37,8 px (= 2,66 m) bzw. 30,1 px (= 2,12 m). Bei einer konstanten Bildfrequenz von 30 Bildern/Sekunde und bei Verwendung von Bild Nummer 01711, 01721 und 01731 ergibt sich ein zeitlicher Abstand von 0,33 Sekunden zwischen den Bildern. Aus der oben genannten Fortbewegung der Staubwolke zwischen den Bildern lässt sich eine Fortbewegungsgeschwindigkeit von 15,5 kt bzw. 12,4 kt ( $\pm$  ca. 1 kt) errechnen.

Weiters ist zu erkennen, dass sich die Staubwolke gegen die Anflugrichtung über den Gebirgsgrat bewegt. Diese Beobachtung ist ident mit den Aussagen des Piloten und des Hüttenwirtes.



Abbildung 11 Windberechnung aus Video



Quelle: Zeugenvideo, SUB

#### **1.7.4 Wetterberatung des Piloten**

Die Wetterberatung des Piloten, die der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes schriftlich vorgelegt wurde, umfasste jeweils für den Unfalltag die W/T Chart für 18:00 Uhr, die Low-Level Significant Weather Charts für 06:00 Uhr bis 14:00 Uhr, METAR Daten für den Nord- und Südalpenraum von 04:56 Uhr sowie die Flugwetterübersichten für den Nord- und Südalpenraum. Weitere Wetterinformationen wurden vom Piloten vor dem Flug zwar abgefragt, aber nicht abgespeichert oder ausgedruckt. Die QNH Einstellung am Höhenmesser betrug 1020 hPa.

#### **1.7.5 Natürliche Lichtverhältnisse**

Am Unfallort setzte die Dämmerung am 1. August 2017 um ca. 18:39 Uhr (20:39 Lokalzeit) und das Ende der bürgerlichen Abenddämmerung (ECET) um ca. 19:18 Uhr (21:18 Lokalzeit) ein. Zum Unfallzeitpunkt herrschten natürliche Tageslichtverhältnisse bei fortgeschrittener Dämmerung. Die Sonne befand sich zum Unfallzeitpunkt ca. 3,4° über dem Horizont bei ca. 293° (West-Nord-West).

Gemäß der AIP Austria ist der ECET Zeitpunkt am 1. August für LOWI 19:24 Uhr und für LOWK 19:10 Uhr. Vom Piloten wurde eine ECET (LOKL/LOWI) von 21:16 sowie ein Sunset von 20:41 (jeweils Lokalzeit) angegeben (vgl. Abschnitt 1.6.7).

### **1.8 Navigationshilfen**

Der Flug fand unter Sichtflugregeln (VFR) statt. Abgesehen von einem GPS-gestützten Moving-Map System wurden keine Navigationshilfen verwendet.

### **1.9 Flugplatz**

Der Flug startete vom Heliport Matri in Osttirol (LOMM, Platzhöhe 3054 ft MSL). Die direkte Entfernung zum Unfallort beträgt etwa 15 km (Abbildung 1).

## 1.10 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

Der vorgeschriebene Notsender ELT (Emergency Locator Transmitter) wurde mitgeführt und war betriebsbereit. Der ELT löste nicht aus, da die zur Auslösung erforderlichen Beschleunigungswerte durch den Aufprall nicht erreicht wurden.

Das Luftfahrzeug zeichnet unter bestimmten Voraussetzungen Daten in mehreren Geräten auf.

### 1.10.1 DCU (Data Collection Unit)

Triebwerksdaten werden von der EEC des Triebwerks in der DCU gespeichert. Dies geschieht in einem Snapshot-Format immer dann, wenn ein Event ausgelöst wird. Ein Event wird z. B. beim Überschreiten eines absoluten Limits eines Triebwerksparameters wie Drehmoment, Drehzahl oder Abgastemperatur (MGT) ausgelöst. Die DCU wurden durch den Triebwerkshersteller in der Sicherstellungshalle der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes ausgelesen. Die Daten wurden durch den Triebwerkshersteller ausgewertet und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes zur Verfügung gestellt. Die DCU des linken Triebwerks zeichnete zum Unfallzeitpunkt für die Dauer von 7,254 s Daten für 10 Events auf, die DCU des rechten Triebwerkes zeichnete 8 Events für die Dauer von 43,7256 s auf. Vom Triebwerkshersteller wurde aufgrund der ausgelesenen Daten gefolgert, dass beide Triebwerke zum Aufprallzeitpunkt die erforderliche Leistung bereitstellten und dass kein Anzeichen eines Problems an einem der Triebwerke bestand.

Die Daten in Tabelle 18 und Tabelle 19 wurden aus den DCUs der Triebwerke ausgelesen und vom Triebwerkshersteller zur Verfügung gestellt. Die Spalte „Zeit“ wurde aus der *Engine Run Time* berechnet, wobei „0“ dem Zeitpunkt des ersten dem Unfall zugeordneten Ereignisses des jeweiligen Triebwerks entspricht. Die Parameter sind:

- NG: Gasgeneratordrehzahl (*Gas Generator Speed*)
- NFFLT: Arbeitsturbिनendrehzahl (*Filtered Power Turbine Speed*)
- QLFLT: Drehmoment des lokalen Triebwerks, d.h. die linke DCU zeichnet hier das linke Triebwerk auf und die rechte DCU das rechte Triebwerk (*Filtered Local Engine Torque*)
- QRFLT: Drehmoment des anderen Triebwerks, d.h. die linke DCU zeichnet hier das rechte Triebwerk auf und die rechte DCU das linke Triebwerk (*Filtered Remote Engine Torque*)
- MGT: Abgastemperatur (*Measured Gas Temperature*)
- CLP: Hebelposition kollektive Blattverstellung (*Collective Lever Position*)
- PAMB: Umgebungsdruck (*Ambient Pressure*)
- T1: Triebwerkseinlasstemperatur (*Engine Inlet Temperature*)

Der Parameter QRFLT wird beim Auftreten eines Fehlers nicht aufgezeichnet. Ein Wert von -100 bedeutet einen Datenverlust.

Tabelle 18 Aufgezeichnete Triebwerksdaten der rechten DCU

Zeit [s]	NG [%]	NFFLT [%]	QLFLT [%]	QRFLT [%]	MGT [°C]	CLP [%]	PAMB [psia]	T1 [°C]	Kommentar
0	102,5	99,1641	86,3906	86,8906	956,375	97,4414	9,8574	9,0625	Ng peak during flight
1,098	102,4648	96,8984	86,4531	87,9688	963,375	89,3359	9,8623	8,75	MGT peak value during flight
6,1524	94,9414	77,1875	101,2578	103,8438	869,25	19,9375	9,8633	9,4688	torque peak value during flight
7,9128	95,6992	119,2266	28,2656		907,5	106,7813	9,8682	9,5625	NFQA fault
7,9128	95,6992	119,2266	28,2656		907,5	106,7813	9,8682	9,5625	NFQB fault
8,1324	91,5469	125,9766	14,3516	-100	865	106,832	9,8691	9,4375	npt peak value during flight
8,1324	90,3789	126,582	12,3125		849,125	106,832	9,8701	9,2188	LCF fault
43,7256	17,8086	0	-0,0391		379,3125	106,7539	9,874	13,9063	ARI fault

Tabelle 19 Aufgezeichnete Triebwerksdaten der linken DCU

Zeit [s]	NG [%]	NFFLT [%]	QLFLT [%]	QRFLT [%]	MGT [°C]	CLP [%]	PAMB [psia]	T1 [°C]	Kommentar
0	102,4688	96,668	89,625	88,5156	964,0625	93,457	9,8955	8,7813	MGT peak value during flight
0	102,4883	96,6992	88,8906	87,2969	965,0625	91,8984	9,8975	8,8125	Ng peak during flight
3,2976	101,8398	95,582	89,6641	91,1641	957,125	98,3008	9,9082	8,25	auto mode to manual mode
3,2976	101,6523	94,1445	92,6719	95,2031	959,625	87,457	9,9082	8,9375	manual to auto mode transition
5,274	96,5547	77,7813	105,184	95,3203	880,3125	19,7344	9,9033	8,875	torque peak value during flight
6,1524	94,4336	60,7734	61,6094	80,625	856	43,7305	9,9004	8,375	auto mode to manual mode
7,0344	95,9648	118,8633	39,1484		867,625	106,6016	9,9082	9	NFQB fault
7,0344	95,8594	122,3203	39,5156		863,3125	106,6719	9,9082	8,2188	NFQA fault
7,254	95,3008	126,2383	33,8438	-100	862,1875	106,6719	9,9092	9,0313	npt peak value during flight
7,254	94,5039	126,9531	30,6328		851,875	106,6719	9,9102	8,4375	LCF fault

### 1.10.2 IIDS (Integrated Instrumentation Display System)

Die primäre Funktion des IIDS ist die Darstellung aller für den Piloten relevanten Triebwerksparameter am Instrumentenbrett, z. B. Drehzahlen, Drehmomente, Abgastemperaturen (MGT). Weiters werden die vorhandene Treibstoffmenge, die Generatorlast und verschiedene Hinweise und Warnungen zur Anzeige gebracht.

Zudem können auf dem integrierten zweizeiligen, alphanumerischen Display verschiedene Luftfahrzeugdaten angezeigt werden. Dafür kann über die Menünavigation zu einer Anzeige gewechselt werden, bei der in der ersten Zeile die Druckhöhe und in der zweiten Zeile die Dichtehöhe als Zahlenwert, d.h. ohne grafische Darstellung z. B. eines Zeigers, angezeigt wird. Die verschiedenen Möglichkeiten der Anzeige von Daten sind in Kapitel 7 (System Description) des RFM beschrieben. Es ist jedoch anzumerken, dass das alphanumerische Display auch zur Anzeige von Warnungen und Fehlermeldungen (Warnings, Advisories and Cautions) verwendet wird, welche gegebenenfalls mit Priorität angezeigt werden und die Anzeige der Dichtehöhe (kurzzeitig) verhindern können.



Zusätzlich bietet das IIDS Zugriff auf das ASCM (Aircraft Systems Condition Monitoring). Dabei werden verschiedene Daten im dauerhaften Speicher des IIDS kumuliert bzw. abgelegt, um eine Möglichkeit zu bieten, sowohl Aufzeichnung für die Luftfahrzeugwartung bereit zu stellen als auch Trendanalysen der Triebwerke durchführen zu können. Neben dem ASCM bietet das IIDS auch Zugriff auf das BMS (Balance Monitoring System) zur Vibrationsanalyse des Hauptrotorsystems und des NOTAR-Systems. Es ist anzumerken, dass das IIDS nicht als Flugschreiber für Unfälle konstruiert wurde und vom Hersteller nicht gewährleistet werden kann, dass in solchen Fällen Daten gespeichert und erfolgreich ausgelesen werden können.

Das IIDS bietet im Zuge des ASCM Zugriff auf die folgenden Aufzeichnungen:

- **Exceedance Log:** Sobald bestimmte Triebwerksparameter Grenzwerte überschreiten, wird ein Eintrag im Exceedance Log erstellt. Dabei wird eine Momentaufnahme der relevanten Parameter gespeichert.
- **Data Log:** Sollte eine Exceedance auftreten oder die „REC“ Taste am IIDS gedrückt werden, werden für 1,5 Minuten sämtliche relevanten Parameter mit 1 Hz bzw. 4 Hz aufgezeichnet. Dabei können maximal 5 solcher Data Logs gespeichert werden, ältere Data Logs werden dabei von neuen Einträgen überschrieben.
- **Fault Log:** Sollten Fehler in den EECs, im BMS, an Sensoren des Luftfahrzeuges oder im IIDS selbst auftreten, können bis zu 100 solcher Faults in Form von Bit-Codes im IIDS gespeichert werden.
- **Trend Log:** Ein Trend Log wird erzeugt, wenn ein Power Assurance Check durchgeführt wird. Dieser muss vom Piloten ausgelöst werden. Diese Logs dienen der Luftfahrzeug-Trendanalyse, der Triebwerksleistungsanalyse und der Analyse des Vibrationsspektrums.
- **Cumulative Log:** Dieser Log enthält Daten über die Luftfahrzeugkonfiguration sowie operationelle Daten wie kumulierte Flugstunden und Triebwerkszyklen.

Das IIDS wurde durch einen Mitarbeiter des Betreibers unter Anleitung des Herstellers und unter Aufsicht eines Mitarbeiters der SUB in ein intaktes Luftfahrzeug gleicher Type eingebaut und ausgelesen. Der Download der Exceedance Logs, Data Logs, Fault Logs, Trend Logs und Cumulative Logs wurde ohne Fehlermeldung erfolgreich abgeschlossen. Vom IIDS wurden 5 Exceedance Logs aufgezeichnet. Eine dieser Exceedances ist einem Event vom 12. Juni 2017 zuzuordnen. Die weiteren 4 Exceedances wurden im Zuge von Überschreitungen mehrerer Parameterlimits während des Aufpralls am Unfalltag aufgezeichnet. Es wurde 1 Data Log aufgezeichnet, welcher dem Ereignis vom 12. Juni 2017

zuzuordnen ist. Es wurden keine weiteren Data Logs vom Unfallzeitpunkt aufgezeichnet. Dies kann verschiedene Ursachen haben. Wie oben beschrieben ist die Aufzeichnung von Daten bei einem Unfall keine Funktion des IIDS und daher nicht garantiert. Ein weiterer Ausleseversuch des Herstellers unter Aufsicht der NTSB konnte ebenfalls keine weiteren Daten liefern.

Aus dem Fault Log können 4 Datensätze dem Unfall zugeordnet werden. Es war jeweils 1 Trend Log vom 18. Mai 2017 sowie vom 2. Juni 2017 vorhanden. Der Cumulative Log wurde zuletzt am 1. August 2017 um 20:17:28 ergänzt. Die letzte aufgezeichnete Flugzeit war 0,19 Stunden (entspricht 11,4 Minuten). Weiters wurden 2526 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 3047,89 Stunden aufgezeichnet. Für das linke Triebwerk wurden 1555,55 Gesamtbetriebsstunden, für das rechte wurden 1767,76 Gesamtbetriebsstunden aufgezeichnet. Die Anzahl der aufgezeichneten Flüge bzw. die Gesamtstunden müssen nicht notwendigerweise mit den in Abschnitt 1.6 genannten Werten übereinstimmen.

## **1.11 Angaben über Wrack und Aufprall**

### **1.11.1 Unfallort**

Der Unfallort befindet sich auf ca. 3420 m (11220 ft) Seehöhe ca. 500 m süd-östlich des Gipfels des Großglockners, nahe der Erzherzog-Johann-Hütte an den WGS84 Koordinaten 47° 4' 10,46" Nord und 012° 42' 9,74" Ost (Abbildung 12 und Abbildung 13). Die Hangneigung beträgt an der Unfallstelle etwa 13°.

Im Umfeld der Erzherzog-Johann-Hütte gibt es keine befestigte Landestelle für Hubschrauber, weshalb bei einem medizinischen Notfall, wie im vorliegenden Fall, Patienten und Passagiere im abgestützten Schwebeflug oder mittels Seil aufgenommen und abgesetzt werden müssen. An der Unfallstelle befindet sich felsiger bzw. lockerer, steiniger Untergrund. Das Gelände ist durchgehend steil und uneben, ca. 6 m süd-süd-östlich der Unfallstelle befindet sich eine steil abfallende, etwa 200 m hohe Felswand.

Abbildung 12 Unfallort, Karte



Quelle: geoland.at, SUB

Abbildung 13 Unfallort und Erzherzog-Johann-Hütte



Quelle: SUB

### 1.11.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Abbildung 14 Endlage des Wracks (Betreiber-Logo geschwärzt)



Quelle: SUB

Bis auf Teile der Rotorblätter und kleinere Teile der Cockpitverglasung und der Rumpfverkleidung lösten sich keine Teile vom Luftfahrzeug. Die Überreste der Rotorblätter waren beim Eintreffen der Mitarbeiter der Sicherheitsuntersuchungsstelle bereits eingesammelt und neben dem Wrack abgelegt. Das Heckrohr wies ca. 0,5 m hinter dem Rumpfflansch einen Riss auf, der den ganzen Umfang des Heckrohres umfasste. Die Struktur des Luftfahrzeuges blieb größtenteils intakt. Die medizinische Ausrüstung und die Kabinenausstattung waren teils in der Kabine verstreut und teils noch am vorgesehenen Platz in der Kabine.

### 1.11.3 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

An der Unfallstelle wurde im Heckrohr direkt vor dem *Stationary Cone* eine Kunststoffplatte in der Größe von etwa 20 x 20 cm gefunden, die den Luftstrom hätte beeinflussen können oder die sich verkeilen hätte können. Diese Platte wurde als *Upper Inlet Ramp* identifiziert und war Thema einer weiterführenden Untersuchung (siehe Abschnitt 1.15.2 Inlet Ramps). Das Wrack wurde vollständig unter Beisein eines Vertreters des Herstellers in der Untersuchungshalle der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes untersucht (siehe Abschnitt 1.15.1 Technische Untersuchung).

## 1.12 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten vor.

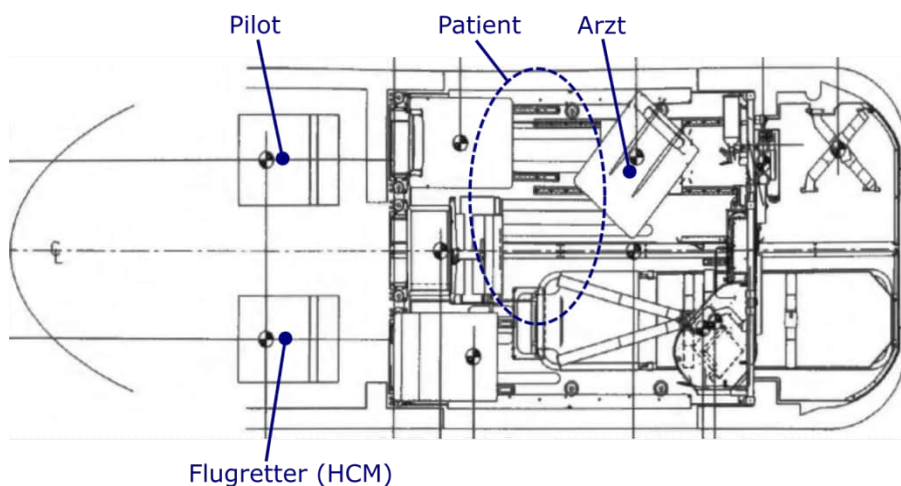
## 1.13 Brand

Am rechten Triebwerksauslass wurden wenige Minuten nach dem Unfall Rauch bzw. ein leichter Brand bemerkt. Der Pilot löschte den Brand mithilfe des Bord-Handfeuerlöschers. Der Brand konnte sofort gelöscht werden. Beim Eintreffen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes am Unfallort konnten keine Spuren dieses Brandes festgestellt werden.

## 1.14 Überlebensaspekte

Die Besatzungsmitglieder bzw. der Patient befanden sich zum Unfallzeitpunkt an den in Abbildung 15 dargestellten Positionen im Hubschrauber.

Abbildung 15 Insassenposition zum Unfallzeitpunkt



Quelle: MD900 Flight Manual Supplement, SUB



Der Pilot befand sich rechts vorne im Cockpit am Pilotensitz, der Flugretter links vorne. Der Arzt saß am für ihn vorgesehenen Drehsessel. Der Patient war gerade dabei, auf der Rettungstrage Platz zu nehmen und befand sich zwischen Schiebetür und Trage.

#### **1.14.1 Rückhaltesysteme**

Gurte, *Inertia Reels*, Befestigungspunkte der Gurte und Sitze des Piloten und des Arztes sowie die Gurte des Flugretters haben den Belastungen des Aufpralles ohne Beschädigung standgehalten und die Insassen geschützt. Beide *Side Tubes* des Sitzes des Flugretters wurden gebrochen vorgefunden.

#### **1.14.2 Evakuierung**

Nachdem der Pilot die Triebwerke abgestellt hatte und sich nach dem Zustand der anderen an Bord befindlichen Personen erkundigt hatte, konnte er das Cockpit selbstständig verlassen. Danach halfen er und weitere herbeigeeilte Personen dem Arzt und dem Patienten, den Hubschrauber zu verlassen. Der Patient wurde zur Erzherzog-Johann-Hütte gebracht und dort vom Arzt weiter versorgt. Der Flugretter konnte seinen Gurt nach mehreren Versuchen öffnen und das Wrack selbstständig bzw. unter Mithilfe der Helfer verlassen.

### **1.15 Weiterführende Untersuchungen**

#### **1.15.1 Technische Untersuchung**

Das Wrack wurde in der Sicherstellungshalle der Sicherheitsuntersuchungsstelle unter Beisein eines Vertreters des Herstellers im Detail untersucht. Der Hubschrauber war mit einem Lasthaken und mit einem *Inlet Particle Separator (IPS)* pro Triebwerk ausgestattet.

##### **1.15.1.1 Luftfahrzeugzelle (Airframe)**

Die linke Rumpfseite war bezüglich der Beschädigungen bis auf kleinere Schäden am *Chin Bow Assembly* (Rumpfnase links unten) und an der Hecktür unauffällig. Die linke Cockpitscheibe und die Scheibe der linken Cockpit- und Kabinentür waren nicht gebrochen. Die rechte Rumpfseite zeigte Schäden am rechten *Chin Bow Assembly*, am Rahmen der Pilotentür, an der Pilotentür und Kabinentür selbst und an verschiedenen

Verkleidungsteilen der Zelle (vor allem am *Upper Deck*) und des Triebwerks. Die rechte Cockpitscheibe, die Scheiben der rechten Cockpit- und Kabinentür, sowie die rechte und linke *Chin*-Scheibe waren gebrochen und teilweise vollständig zerstört.

Das Heck wurde für den Abtransport vom Unfallort vom Rumpf getrennt und wies etwa 0,5 m hinter dem Rumpfflansch einen umlaufenden Riss auf. Der *Tailboom Bumper* war noch am Heck montiert und zeigte Kratzer und Kontaktsuren. An der linken Seite des Seitenleitwerks (*Vertical Stabilizer*) fanden sich bis auf leichte Kratzer keine Beschädigungen. Die *Upper* und *Lower Endplates* der rechten Seite des Leitwerks wurden stark beschädigt.

Die *Skid Tubes* des Landegestells wurden für den Transport von den *Crosstubes* abmontiert. Die linke *Skid Tube* ist etwa 20 cm hinter der vorderen *Crosstube* komplett abgebrochen. Die rechte *Skid Tube* ist etwa 0,5 m vor der vorderen *Crosstube* vollständig gebrochen. Das Landegestell war mit *Bear Paws* ausgestattet, wobei die rechte *Bear Paw* um etwa 60° im Uhrzeigersinn verdreht war.

#### **1.15.1.2 Cockpit und Instrumente**

Die Cockpitinstrumente zeigten keine Anzeichen von Beschädigungen. Das IIDS wurde von Mitarbeitern der Sicherheitsuntersuchungsstelle ausgebaut und ausgelesen (siehe Abschnitt 1.10.2). Der Schalter für den Betriebsmodus des linken Triebwerks wurde zwischen den Positionen IDLE und FLY vorgefunden, der Schalter für das rechte Triebwerk in der Position FLY. Die BOOST PUMPS wurden jeweils in der Position ON vorgefunden. Die Kappe des FUEL SHUTOFF Schalters des rechten Triebwerks war offen, der Schalter war in der Position RIGHT OFF. Die Kappe des FUEL SHUTOFF Schalters des linken Triebwerks war geschlossen. Der BOTTLE DISCHARGE Schalter war in der Position OFF. Die Anzeigen für die Position des linken und rechten *Vertical Stabilizers* waren beide annähernd mittig. Weiters wurden die folgenden Schalterstellungen an der Unfallstelle vorgefunden: NACA INLET: NORMAL, IPS: OFF, L und R VSCS: beide ON, AVIONICS: ON, L und R GEN: beide ON, POWER: OFF, CAB HEAT: OFF.

Im Hubschrauber waren ein Garmin G500H sowie ein GNC255 COM/NAV verbaut. Der eingestellte QNH Druck war 1020 hPa. Die eingestellte aktive COM Frequenz war 120,100 MHz, die Standby COM Frequenz war 123,100 MHz. Die eingestellte aktive NAV Frequenz war 112,00 MHz, die Standby NAV Frequenz war 109,70 MHz. Die HVR LGT Sicherung war

in der geöffneten Position, die AHRS 1 AUX Sicherung war mit einem Kabelbinder in der geöffneten Position gesichert.

### **1.15.1.3 Triebwerke, Hauptrotor und Antriebsstrang**

Der Hubschrauber wurde von zwei Pratt & Whitney P&W 207E angetrieben. Die Triebwerksaufhängung wurde nicht beschädigt, die Triebwerke selbst und alle Anschlussleitungen waren ordnungsgemäß mit dem Hubschrauber verbunden. Die Arbeitsturbinen beider Triebwerke waren frei und problemlos drehbar. Soweit von außen einsehbar, waren keine Turbinenschaufeln beschädigt.

Die DCUs (Data Collection Units) beider Triebwerke wurden durch den Triebwerkshersteller in der Sicherstellungshalle der Sicherheitsuntersuchungsstelle ausgelesen (vgl. Abschnitt 1.10.1) und vom Triebwerkshersteller analysiert. Es konnten keine Anzeichen von Triebwerksproblemen festgestellt werden.

Der Hauptrotorkopf wurde schwer beschädigt. Alle fünf Rotorblätter und die dazugehörigen *Flexbeams* brachen direkt an der Rotorkopfbefestigung, wurden jeweils in mehrere Teile gebrochen und wiesen unterschiedlich starke Zerstörungsgrade auf. Die Taumelscheibenanlenkung wurde größtenteils zerstört.

Das Hauptgetriebe wies keine Anzeichen einer Beschädigung auf, alle Verbindungselemente zur Rumpfwelle waren intakt. Der Getriebeölstand war innerhalb der Limits. Der Antriebsstrang war von den Triebwerken bis zum Hauptrotorkopf mechanisch durchgängig verbunden. Das NOTAR Gebläse war ebenfalls mechanisch durchgängig mit dem Hauptgetriebe verbunden. Die flexiblen Wellenkupplungen zeigten keine Beschädigungen.

### **1.15.1.4 Flugsteuerung (Flight Controls)**

Der Hubschrauber war für die Steuerung vom rechten Pilotensitz konfiguriert, der Steuerknüppel der linken Seite war ausgebaut. Die Pedale der linken Seite waren nicht eingehängt, sodass vom linken Sitz keine Steuerung erfolgen konnte. Die Steuerung für die zyklische und kollektive Blattverstellung war bis zur gebrochenen Taumelscheibenanlenkung mechanisch durchgängig verbunden. Es konnten keine Schäden oder Lecks an den dazugehörigen Hydraulikaktuatoren festgestellt werden. In den Schaugläsern des Hydrauliksystems wurde ausreichend Hydraulikflüssigkeit angezeigt.



#### 1.15.1.5 NOTAR Fan

Die Anlenkung des *NOTAR Fan Pitch Change Mechanismus* war beschädigungsfrei und leichtgängig, die Drahtsicherungen waren den Vorgaben entsprechend ausgeführt. In der Vorderkante mehrerer Blätter des *Fans* wurden Splitter mit einer Länge von 3-10 mm gefunden. Ähnliches Material wurde im *Fan Inlet Duct* gefunden. Mit hoher Wahrscheinlichkeit handelt es sich bei diesem Material um einen Kohlefaser-Werkstoff wie er bei Verkleidungsteilen oder den Hauptrotorblättern verwendet wird. Des Weiteren wurden Spuren von Erosion an den Stator- und Rotor-Blättern festgestellt. An den Kunststoff-Buchsen (*Sleeves*) im *Fan Hub* wurde starke Abnutzung mit teils fehlenden Segmenten der Buchsen festgestellt. Auch in den dazugehörigen Bohrungen im *Fan Hub* konnten Abnutzungserscheinungen festgestellt werden. Die *Torque Tension Straps (TT-Straps)* und die *Pitch Plate* zeigten weder Beschädigungen noch Abnutzungen. Am *Fan Liner Felt Metal Seal* konnten weder Risse noch abgelöstes Material festgestellt werden. Der Abstand zwischen den *Fan* Blättern und dem *Felt Seal* betrug zwischen 1,0 und 1,4 mm (erlaubter Bereich: 0,76 - 1,65 mm).

Das *Rigging* des Fans wurde von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes gemeinsam mit dem Vertreter des Herstellers kontrolliert. Die Entscheidung, auch das *Rigging* zu kontrollieren, wurde erst nach der technischen Untersuchung des *Fan Hubs* getroffen, sodass dieser zunächst wieder eingebaut werden musste. Die gemessenen Werte sind daher mit Vorbehalt zu interpretieren. Zudem stand kein entsprechendes Hydraulikaggregat zur Verfügung, weshalb die Überprüfung des *Riggings*, abweichend zu den Anweisungen des Wartungshandbuches, ohne Hydraulik durchgeführt wurde. Bei vollständig durchgedrücktem linken Pedal wurde an den *Fan* Blättern ein Winkel von ca. 85° gemessen (erlaubter Bereich: 86° - 87°), bei vollständig durchgedrücktem rechten Pedal wurde ein Winkel von ca. 76° gemessen (erlaubter Bereich: 79° - 81°). Bei in der *Rig* Position gesetztem Pin wurde ein Winkel von ca. 33° gemessen (erlaubter Bereich: 33° - 35°).

Bei Abholung des Wracks durch den Eigentümer wurde das *Rigging* nochmals mit aktivem Hydrauliksystem kontrolliert. Dabei wurde bei vollständiger Betätigung des linken Pedals ein Winkel von ca. 86° gemessen (erlaubter Bereich: 86° - 87°) und bei vollständiger Bestätigung des rechten Pedals ca. 80° (erlaubter Bereich: 79° - 81°).

#### 1.15.1.6 Heckrohr (Circulation Control)

Alle Turbulatoren (*Vortex Generators*) entlang des Heckrohres waren vorhanden und unbeschädigt bzw. teilweise um bis zu ca. 10° verbogen. Beide Ausströmschlitze entlang des

Heckrohres waren abgesehen von der Stelle, an der das Heckrohr gebrochen war, unbeschädigt. Die Schlitze waren frei von Fremdkörpern, die Schlitzbreite war durchgehend konstant. Die *Diverter Plate*, die *Upper-* und *Lower Airfoils* sowie die *Slot Vanes* wiesen keine Auffälligkeiten auf. Die *Upper Inlet Ramp* hatte sich vom Heckrohr gelöst und wurde im hinteren Ende des Heckrohres direkt vor den *Cascade Vanes* vorgefunden, die *Lower Inlet Ramp* fehlte und konnte nicht gefunden werden. Die *Upper Inlet Ramp* wurde einer weiteren Untersuchung durch das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe der deutschen Bundeswehr zugeführt (Abschnitt 1.15.2).

#### **1.15.1.7 Direct Jet Thruster**

Das *Directional Control Push Pull Cable Bracket* im hinteren Teil des Heckrohres war stark deformiert, sodass eine Überprüfung des *Riggings* des *Direct Jet Thrusters* in Bezug auf die Pedalausschläge nicht mehr möglich war. Das *Directional Control Push Pull Cable* wurde zur Bergung des Hubschraubers abgeschnitten. An der Anlenkstange des *Thrusters* (*Thruster Control Rod*) wurden Kontaktsuren festgestellt, die sich im Bereich der Durchführung durch den *Upper Thruster Duct* und *Upper Thruster Bulkhead* befanden. Der *Rotating Cone* war frei drehbar, zeigte jedoch einige Kratzer und Scheuerspuren am hinteren Ende von der 1 Uhr bis zur 6 Uhr Position. Der *Stationary Cone* zeigte keine Auffälligkeiten, die jeweils 10 Leitschaufeln (*Cascade Vanes*) pro Seite waren ohne sichtbare Beschädigungen und frei von Fremdkörpern. Das vordere und hintere *Thruster Control Cable* sowie die *Control Cable Drum* und der *Control Cable Sector* waren intakt und ließen sich leichtgängig bewegen. Die Steuerbarkeit des *Direct Jet Thrusters* war vom *Directional Control Push Pull Cable* bis zum *Rotating Cone* durchgängig gegeben.

#### **1.15.1.8 Vertical Stabilizer**

Die linken *Upper* und *Lower Endplates* waren bis auf Kratzer unbeschädigt, die rechten *Upper* und *Lower Endplates* wurden stark beschädigt. Der linke VSCS Aktuator und die dazugehörige Steuerstange (*Actuator Control Rod*) waren unbeschädigt, der rechte VSCS Aktuator war unbeschädigt, die dazugehörige Steuerstange war um etwa 10° verbogen.

#### **1.15.1.9 Treibstoff**

Die Treibstoffkapazität des Hubschraubers beträgt 611 Liter (161,3 US Gallonen), davon sind 11 Liter nicht ausfliegar. Soweit erkennbar, zeigte das Treibstoffsystem keine Anzeichen von Lecks, Verstopfungen oder Korrosion.

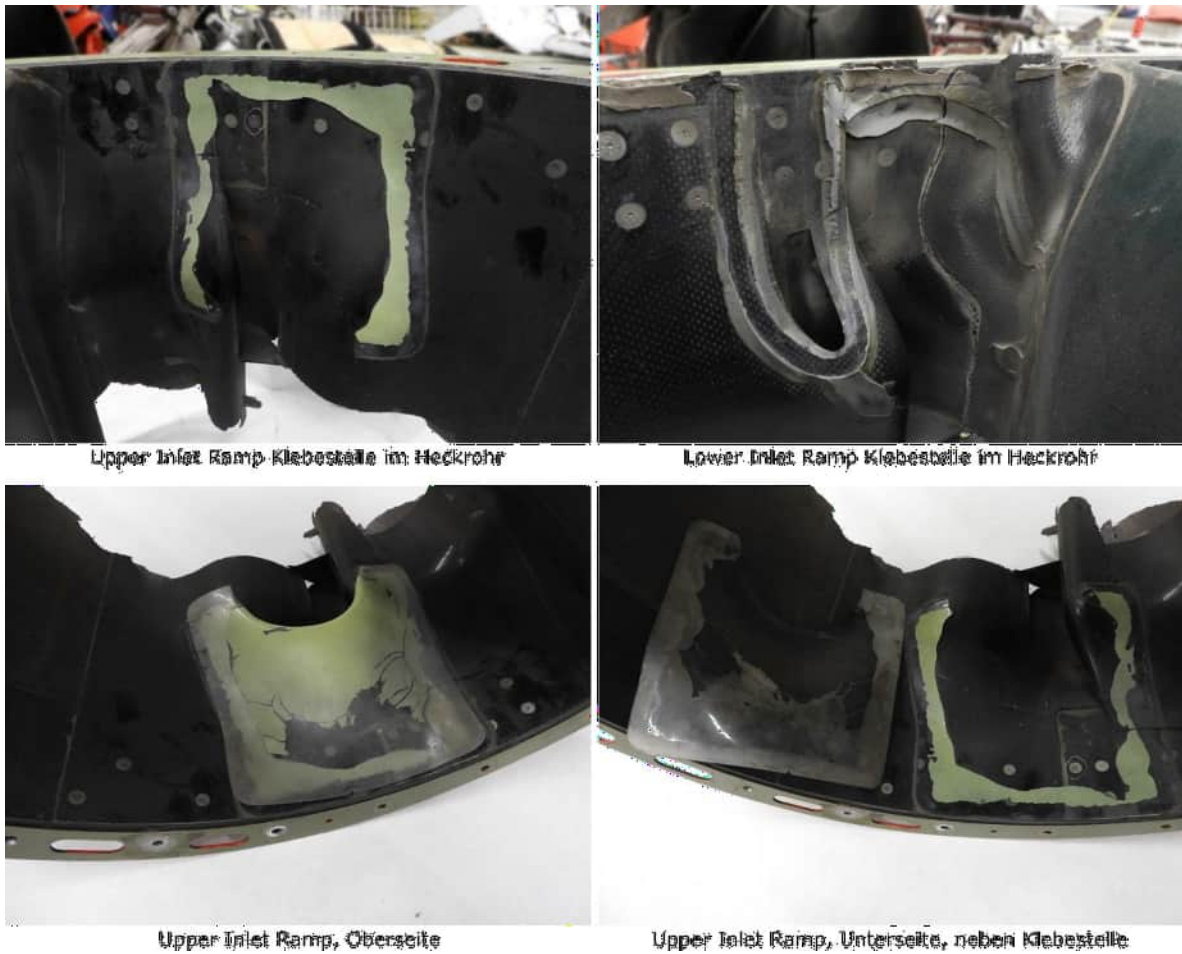
In der Sicherstellungshalle der Sicherheitsuntersuchungsstelle wurde der im Tank des Hubschraubers befindliche Treibstoff Jet A-1 über das Ablassventil (*Drain*) entleert und die Treibstoffmenge gemessen. Im Treibstoff waren weder Wasser noch sichtbare Verunreinigungen.

Es konnte zu keinem Zeitpunkt ein Austreten von Treibstoff festgestellt werden, sodass davon auszugehen ist, dass der gemessene Treibstoff der Menge entspricht, die zum Unfallzeitpunkt an Bord war. Es wurde eine Treibstoffmenge von ca. 440 Liter (116,2 US Gallonen) mit einer Genauigkeit von ca.  $\pm 1\%$  gemessen. Bei einer Treibstoffdichte von  $792,6 \text{ kg/m}^3$  bei  $25^\circ\text{C}$  (entspricht der Temperatur zum Messzeitpunkt und  $800 \text{ kg/m}^3$  bei  $15^\circ\text{C}$ ) entspricht das ca. 349 kg. Von diesen 440 Litern wären 429 Liter ausfliegbar gewesen, was 340 kg entspricht.

### **1.15.2 Inlet Ramps**

Bei der Untersuchung nach Abschnitt 1.15.1.6 wurde festgestellt, dass sich die Klebestellen der *Upper Inlet Ramp* und der *Lower Inlet Ramp* im Heckrohr deutlich unterscheiden (Abbildung 16). An beiden Klebestellen finden sich Rückstände des verwendeten Klebstoffes (gem. Angaben des Herstellers „HMS16-1147“ auch erhältlich unter der Bezeichnung „3M Scotchweld EC 2216 B/A“) sowie Klebstoffwulste, wobei diese an der Klebestelle der *Lower Inlet Ramp* deutlich ausgeprägter sind. An der Klebestelle der *Upper Inlet Ramp* ist jedoch im Gegensatz zur Klebestelle der *Lower Inlet Ramp* grüner Grundlack zu erkennen.

Abbildung 16 Upper und Lower Inlet Ramp



Quelle: SUB

Bei dem Material der *Inlet Ramps* handelt es sich gem. Herstellerangaben um Polycarbonat. Die Klebestellen wurden weiter durch das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe der Bundeswehr untersucht.

Das Wehrwissenschaftliche Institut für Werk- und Betriebsstoffe kam zu folgendem Ergebnis:

„Die Untersuchungsergebnisse zeigen, dass die Oberseite der UIR [Anm.: *Upper Inlet Ramp*] angeschliffen wurde. Die Unterseite wurde lackiert. Diese Lackierung wurde im Randbereich grob entfernt. Anschliff und Lackierung der UIR sind ohne erkennbare Funktion. Daher ist anzunehmen, dass die Ober- und Unterseite in der Produktion vertauscht wurden. Beim Klebevorgang ist dies offenbar aufgefallen, da der Lack im Randbereich der Klebung grob entfernt wurde. Eine ausreichende

Oberflächenvorbehandlung fand jedoch nicht statt, da die Klebung adhäsives Versagen an der Grenzfläche zwischen dem Heckausleger und der UIR aufweist.

Damit unterscheidet sich der Klebschichtaufbau der UIR signifikant von dem der LIR [Anm.: *Lower Inlet Ramp*], der keine Lackreste aufweist. Die Klebevorschrift der Firma McDonnell Douglas besagt, dass UIR und LIR nicht angeschliffen werden sollen. Dies steht im Gegensatz zum Klebstoffdatenblatt, das ein Anrauen der Oberfläche vorsieht.

Eine Aussage darüber, ob das Versagen vor bzw. nach dem Flugunfall aufgetreten ist, kann nicht getätigt werden.“ (Bericht des Wehrwissenschaftlichen Instituts für Werk- und Betriebsstoffe)

Im Zuge der Untersuchung wurden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle 4 weitere MD900 des betroffenen Betreibers hinsichtlich der Verklebung der *Inlet Ramps* untersucht. Bei keinem Hubschrauber konnte festgestellt werden, dass die Lackierung auf der falschen Seite aufgebracht wurde.

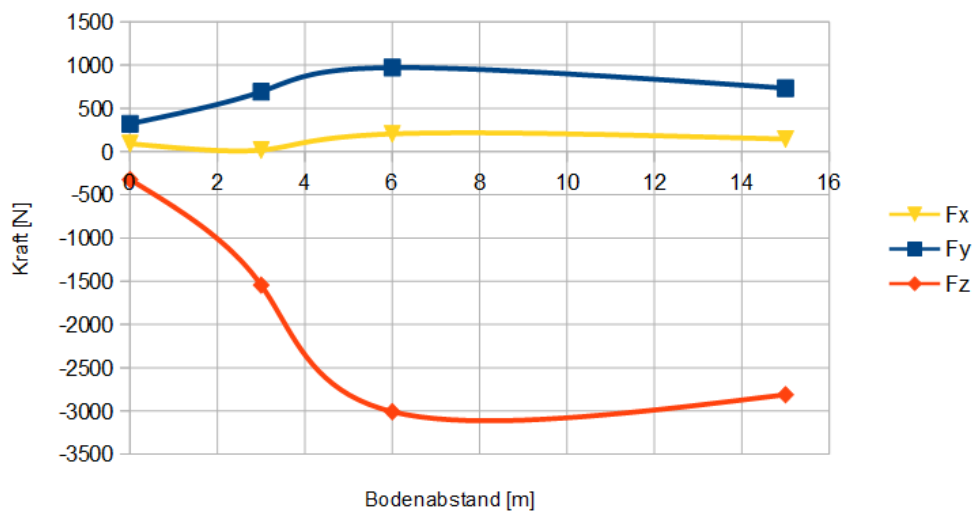
### **1.15.3 Strömungssimulation**

Aufgrund der Angaben im RFM zum *Takeoff and Landing WAT Limit* von 12400 ft (Figure 2-2, siehe Abschnitt 1.6.3) wurde eine detailliertere Untersuchung der Umströmung des Heckauslegers von flowdynamics e.U. im Auftrag der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes mittels numerischer Simulation durchgeführt („Untersuchung des Bodeneffekts auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Helikopters mit NOTAR-System“, siehe Anhang 6.2). Dabei sollte insbesondere die Veränderung der Strömung und eine eventuell veränderte Wirkung des NOTAR Drehmomentausgleichs anhand verschiedener stationärer Zustände untersucht werden. Dabei wurden zur Reduktion des Berechnungsaufwandes verschiedene Vereinfachungen getroffen: Es wurden lediglich das Heckrohr mit den Längsschlitzten (*Circulation Control*) und der Rumpf modelliert, das Leitwerk, die drehbare Schubdüse am Ende des Heckauslegers und das Landegestell wurden vom Modell entfernt. Die Geometrie der Längsschlitzte wurde von der Sicherheitsuntersuchungsstelle am verunfallten Muster gemessen. Die Abgasströme der Turbinen blieben aufgrund nicht vorhandener Daten unberücksichtigt. Der Rotorabwind wurde durch einen konstanten Drucksprung simuliert, weshalb der Rotorabwind über den gesamten Rotordurchmesser konstant bleibt. Der Boden wurde als glatte, homogene, waagrechte Wand simuliert. Die vollständige Liste der Einschränkungen, Annahmen und Randbedingungen ist in Anhang 6.2 enthalten. Das Ziel der Berechnung ist der qualitative Vergleich der Veränderung der

Strömung und der resultierenden Luftkräfte bei Annäherung an den Boden, und nicht die Berechnung numerischer Ergebnisse. Die Simulation wurde für vier verschiedene Höhen über Grund berechnet (0 m, 3 m, 6 m und 15 m).

Das Ergebnis der Simulation ist in den Abbildungen 17 und 18 ersichtlich. Die Kräfte in Abbildung 17 resultieren aus der berechneten Druckverteilung um das gesamte Luftfahrzeug. Dabei ist  $F_y$  die seitlich auf den Hubschrauber wirkende Kraft (parallel zur Luftfahrzeugquerachse), die für den Drehmomentausgleich verantwortlich ist. Gut erkennbar ist, dass  $F_y$  mit größer werdendem Bodenabstand zunimmt.

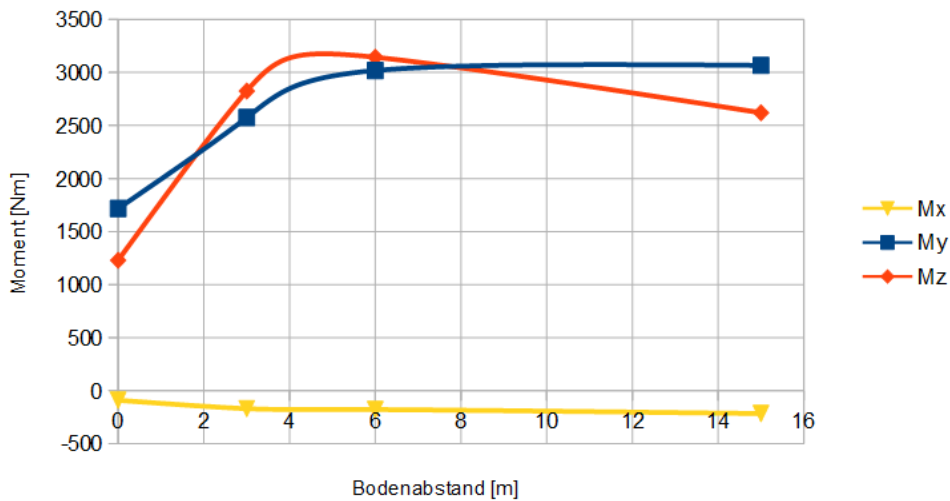
Abbildung 17 Resultierende Luftkräfte, Simulation



Quelle: flowdynamics

Ähnliches gilt für das resultierende (Gier-) Moment  $M_z$  um die Hochachse des Hubschraubers (Abbildung 18). Eine Vergrößerung des Bodenabstandes von 0 m auf 4 m resultiert etwa in einem dreifach größeren Moment um die Hochachse. Ab einem Bodenabstand größer als 4 m hat die Höhe über dem Boden praktisch keinen Einfluss mehr auf das Moment.

Abbildung 18 Resultierende Momente, Simulation



Quelle: flowdynamics

Die Abbildungen zeigen, dass im Zuge des Abhebevorganges sowohl die Kraft  $F_y$  als auch das Moment  $M_z$  zunehmen. Aus mathematisch-analytischer Sicht lässt sich ein aerodynamisch erzeugter Auftrieb (reibungsfrei) anhand der Kutta-Joukowski-Formel beschreiben:

$$F_A = -\rho \cdot \Gamma \cdot q_\infty$$

Dabei ist  $F_A$  die erzeugte Auftriebskraft,  $\rho$  die Luftdichte,  $\Gamma$  die Zirkulation (also das Resultat der Staupunktverschiebung bzw. der Strömungsablösung) und  $q_\infty$  die Anströmgeschwindigkeit. Aus dieser Formel lässt sich erkennen, dass eine Verringerung der Anströmgeschwindigkeit in einem verringerten Auftrieb resultiert (hier wird die durch das NOTAR System erzeugte Seitenkraft als Auftrieb bezeichnet). Die Anströmgeschwindigkeit ist beim NOTAR System proportional zur Geschwindigkeit des Rotorabwindes. Dass die Abwindgeschwindigkeit bzw. gleichbedeutend der erforderliche Schub und die erforderliche Leistung (required Thrust, required Power) mit sinkendem Bodenabstand (d.h. im Bodeneffekt) abnehmen, wurde z. B. durch Tanner, Philip E. et al. („Experimental Investigation of Rotorcraft Outwash in Ground Effect.“, 2015) erwiesen. Daraus resultiert, dass bei gleichbleibender Dichte und Zirkulation die durch den Circulation Control Tail Boom erzeugte Kraft in Bodennähe (IGE) geringer ausfällt als weit entfernt vom Boden (OGE). Diese reibungsfreie Betrachtung wurde von Vernard E. Lockwood („Effect of Groundboard Height On The Aerodynamic Characteristics Of A Lifting Circular Cylinder Using Tangential Blowing From Surface Slots For Lift Generation“, 1961) untersucht und experimentell nachgewiesen.

Die Erzeugung der Seitenkraft und des Moments um die Hochachse erfolgt durch das gesamte NOTAR System. Für den Schwebeflug (d.h. ohne horizontaler Anströmung z. B. durch Wind) geschieht das durch den *Circulation Control Tail Boom* und die schwenkbare Schubdüse. Letztere dient dabei in erster Linie zur Trimmung und Richtungssteuerung. Der Anteil der Seitenkraft, welcher durch den *Circulation Control Tail Boom* in Bodennähe weniger erzeugt wird, muss durch ein entsprechendes Aussteuern der schwenkbaren Schubdüse und des NOTAR Fans vom Piloten ausgeglichen werden. Dies ist nur bis zu dem Punkt möglich, an dem die Schubdüse vollständig geöffnet ist. Die Grenzen der Steuerbarkeit des Hubschraubers um die Hochachse werden also durch die Aerodynamik des *Circulation Control Tail Booms* in Verbindung mit der schwenkbaren Schubdüse gesetzt, wobei die Flughöhe über Grund (HOGE vs. HIGE) einen Einfluss auf die Wirksamkeit des *Circulation Control Tail Booms* hat.

## 1.16 Organisation, deren Verfahren und Flugbetrieb

Der Hubschrauber wurde vom betreffenden Unternehmen für den Hubschrauber-Flugrettungsdienst (HEMS Operation) eingesetzt. Dazu wurden entsprechende Verfahren im Betriebshandbuch (*Operations Manual, OM*) Teil A und Teil B definiert. Teil A des Betriebshandbuches (OM-A) enthält somit u.a. den allgemeinen Teil „Helicopter Operating Procedures“ (Section 8), „Mountain Flying“ (Appendix E) und „Helicopter Emergency Medical Service (HEMS)“ (Appendix F). Teil B des Betriebshandbuches (OM-B) enthält die typenspezifischen Betriebsanweisungen, u.a. für Hubschrauber der Type „MD 900 Explorer (902 Config. w/PW207E)“.

### 1.16.1 Betriebshandbuch Teil B

Bezüglich der Betriebsgrenzen (*Limitations*), der Notverfahren (*Emergency Procedures*) und der normalen Verfahren (*Normal Procedures*) für die Type MD900 verweist das OM-B, ohne Einschränkungen oder genauere Spezifikationen anzuführen, auf das Flughandbuch der MD900 (RFM).

Bezüglich Leistung (*Performance*) wird auf das RFM verwiesen. Zusätzlich ist angegeben, unter welchen Voraussetzungen der Hubschrauber mit den Flugleistungsklassen (*Performance Class*) 1, 2 oder 3 betrieben werden muss. Demzufolge ist für den Betrieb des Hubschraubers am vorliegenden Einsatzort Flugleistungsklasse 2 erforderlich. Des Weiteren



ist ein „Power Assurance Check“ alle 100 Flugstunden, nach Wartungstätigkeiten und nach einer Triebwerkswäsche durchzuführen.

Bezüglich Vorgaben zu Berechnung von Masse und Schwerpunkt (*Mass and CG*) wird auf das RFM verwiesen, wobei als Berechnungsvarianten die manuelle Berechnung gem. RFM, eine „load plan method“ und die Berechnung mittels M&B Applikation als Teil des EFB zur Verfügung stehen. Masse und Schwerpunkt sind für jeden Sektor zu berechnen.

Der Abschnitt „Flight Planning“ (Flugplanung) enthält u.a. Angaben zu verwendbaren Treibstofftypen, Tankkapazitäten, Angaben zu Treibstoffverbrauch und bei der Planung zu berücksichtigenden Treibstoffmengen.

Obwohl bezüglich Betriebsgrenzen und Leistungsberechnung korrekt auf das RFM verwiesen wurde, wurde im OM-B nicht konkret darauf aufmerksam gemacht, dass bei der Type MD900 eine absolute Betriebsgrenze (Dichtehöhe) bezüglich der Steuerbarkeit bei Start und Landung besteht (RFM Figure 2-2, Abbildung 4). Diese Betriebsgrenze ist für Hubschrauber, die als *Small Rotorcraft* nach JAR-27 zugelassen sind, untypisch.

### **1.16.2 Rettungshubschrauber-Betrieb**

Zum Betrieb eines Rettungshubschraubers (*HEMS Operations*) sind die Vorgaben der Verordnung (EU) Nr. 965/2012 zu erfüllen. Demzufolge ist gem. SPA.HEMS.125 (b) (3) für den HEMS-Betrieb eines Hubschraubers in einem „Gebiet mit schwierigen Umgebungsbedingungen“ (*hostile environment*) Flugleistungsklasse 2 (*Performance Class 2*) zu erfüllen. Flugleistungsklasse 2 ist definiert als:

„[...] ein Betrieb, bei dem im Falle eines Ausfalls des kritischen Triebwerks genügend Leistung vorhanden ist, die es dem Hubschrauber erlaubt, den Flug sicher fortzusetzen, sofern der Ausfall nicht zu einem frühen Zeitpunkt während des Starts oder einem späten Zeitpunkt der Landung eintritt, in welchem Fall eine Notlandung erforderlich sein kann; [...]“ (Verordnung (EU) 965/2012, Anhang I, 89)

Gemäß „CAT.POL.H.300 Allgemeines“ muss für den Betrieb in Flugleistungsklasse 2 der Hubschrauber in Kategorie A oder in einer gleichwertigen Kategorie zugelassen sein.

Kategorie A ist definiert als:

„17. „Kategorie A in Bezug auf Hubschrauber“ (category A with respect to helicopters): ein Hubschrauber mit mehreren Triebwerken, der gemäß den zutreffenden Bauvorschriften mit voneinander unabhängigen Triebwerken und Systemen ausgestattet und in der Lage ist, bei Ausfall des kritischen Triebwerkes unter Anwendung der für diesen Fall festgelegten Werte für Start und Landung, welche die Anforderungen für die Eignung der Landefläche sowie die Daten für die notwendige Leistungsfähigkeit enthalten, den Flug sicher fortzusetzen oder einen sicheren Startabbruch durchzuführen;“ (Verordnung (EU) 965/2012, Anhang I, 17)

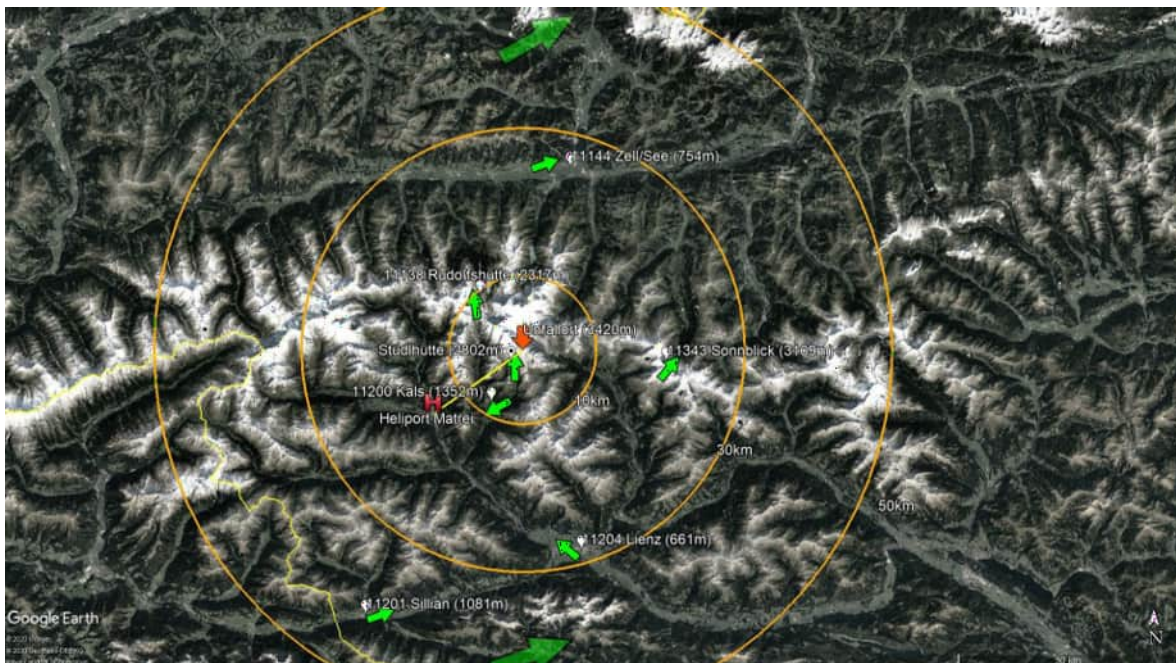
Im *Guidance Material* der EASA zur Verordnung (EU) 965/2012 finden sich genauere Angaben, was unter sicherer Flugfortsetzung gemäß Flugleistungsklasse 2 zu verstehen ist (*GM to Section 2, Chapter 3 performance class 2*). Demzufolge ist für einen Start unter Flugleistungsklasse 2 bei Ausfall eines Triebwerks eine minimale Steigrate von 150 ft/min bis 1000 ft über dem Startpunkt erforderlich. Im RFM finden sich zwar im Abschnitt *Performance* verschiedene Diagramme, um die Steigrate für verschiedene Höhen, Temperaturen und Hubschraubermassen zu ermitteln, diese beziehen sich allerdings immer auf die Fluggeschwindigkeit für bestes Steigen ( $V_Y$ ). Eine realistische Angabe, welche Steigraten aus dem Schwebeflug in der vorliegenden Druckhöhe, bei der vorliegenden Temperatur und Hubschraubermasse möglich ist, kann nicht gemacht werden. Daher ist anhand des RFM auch nicht ermittelbar, ob Flugleistungsklasse 2 mit dem Hubschrauber der Type MD900 an einem bestimmten Einsatzort tatsächlich einhaltbar ist. Alleine die Betrachtung der Steigrate bei  $V_Y$  mit den im vorliegenden Fall gegebenen Bedingungen (Höhe, Temperatur, etc.) ergibt, dass bei Ausfall eines Triebwerks eine Steigrate von 150 ft/min nicht erreichbar ist.

## 2 Auswertung

### 2.1 Flugwetter

Der gegenständliche Unfall fand im Gebirge in einer Höhe von 3420 m statt. Lokale Unterschiede betreffend Wettererscheinungen und -daten sind im Gebirge in solchen Höhen nicht unüblich. An solchen Orten sind außerdem in der Regel wenig oder keine Wetterstationen verfügbar. Dennoch konnten von einer ausreichenden Anzahl umliegender Messstationen in unterschiedlichen Höhen Daten gesichert und ausgewertet werden (siehe Abschnitt 1.7). Die Wetterstationen liegen dabei im Umkreis von ca. 2–40 km um den Unfallort, die Messstationen auf den Flughäfen Innsbruck, Salzburg und Klagenfurt liegen weiter entfernt. Die Positionen der Messstationen im näheren Umfeld sind in Abbildung 19 dargestellt. Als grüne Pfeile sind die von den jeweiligen Stationen gemessenen Windrichtungen eingezeichnet.

Abbildung 19 Wetter-Messstationen um den Unfallort



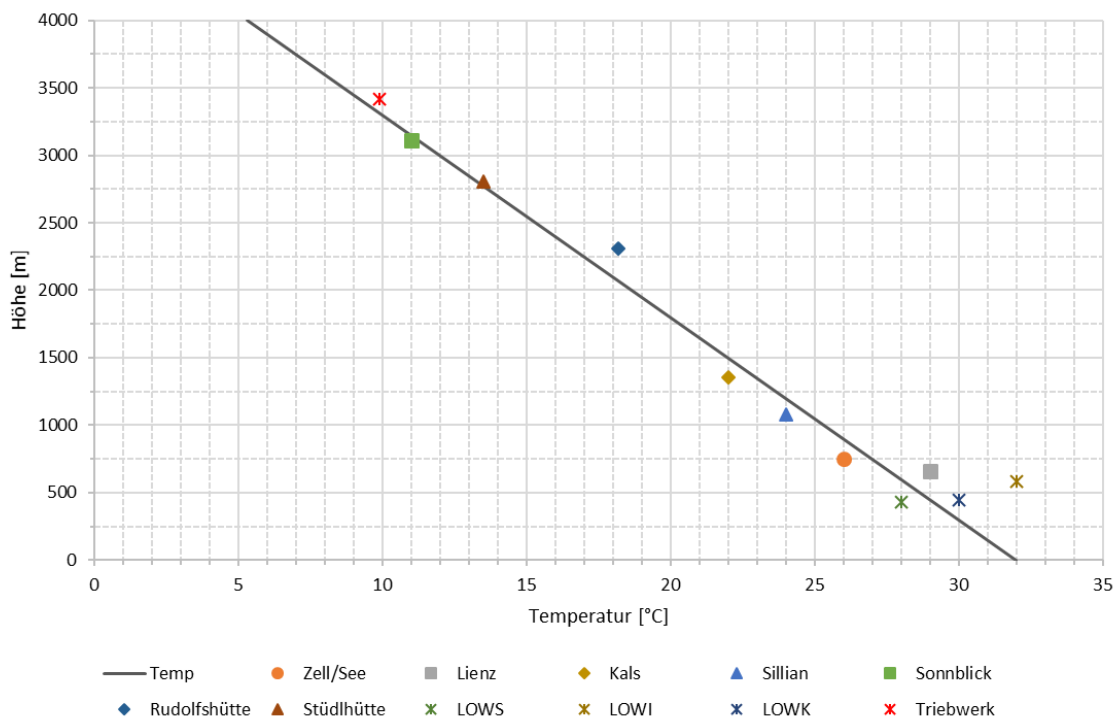
Quelle: SUB, Google Earth

Obwohl das Einsetzen der Dämmerung kurz bevorstand und die Lichtverhältnisse am Zeugenvideo ebenfalls den Beginn der Dämmerung erkennen lassen, waren die

Voraussetzungen für Sichtflug bei Tageslichtverhältnissen (VMC) gegeben. Von allen Messstationen wurden Sichtweiten von mehr als 10 km angegeben.

Bei den Windrichtungen ist anzumerken, dass vor allem bei den Messstationen in den Tälern Wind stark kanalisiert wird und somit die gemessenen Windrichtungen und -stärken stark von der großflächig vorherrschenden Situation (Wind Barbs, Abbildung 9) abweichen können. Das betrifft im vorliegenden Fall vor allem die Messstationen Lienz und Kals. Bei Betrachtung der Daten der höher liegenden Stationen Stüdlhütte (2802 m) und Sonnblick (3109 m), sowie des Zeugenvideos (Abschnitt 1.7.3) und der weiteren Stationen kann am Unfallort höchstwahrscheinlich von einer Windrichtung aus Südwesten ausgegangen werden. Die Windstärke konnte vor allem aufgrund des Videos auf etwa 12 bis 15 kt bestimmt werden (Stüdlhütte 4,3 kt, Sonnblick 19 kt, Rudolfshütte 21 kt). Der Anflug erfolgte daher korrekterweise genau gegen die vorherrschende Windrichtung. Es ist jedoch anzumerken, dass sowohl für den Piloten als auch im Zuge der Untersuchung eine gradgenaue Bestimmung der Windrichtung nicht möglich ist.

Abbildung 20 Temperaturverlauf anhand Messdaten an der Unfallstelle um 18:10 Uhr UTC



Quelle: SUB

Aufgrund der Verfügbarkeit einer Vielzahl an Wetterstationen in der Nähe des Unfallortes kann der atmosphärische Temperaturverlauf und in weiterer Folge auch die Temperatur am Unfallort relativ genau bestimmt werden.

Die jeweiligen Temperaturen und geographischen Höhen der Messstationen sowie der daraus ermittelte vertikale atmosphärische Temperaturverlauf für 18:10 Uhr sind in Abbildung 20 eingetragen. Eingetragen sind neben niedriger gelegenen Stationen (vor allem Lienz, Zell/See, Sillian und Kals) auch höher gelegene Stationen (Rudolfshütte, Stüdlhütte und Sonnblick) und Daten der Flughäfen Salzburg (LOWS), Innsbruck (LOWI) und Klagenfurt (LOWK). Außerdem ist zum Vergleich die am Triebwerkseinlass gemessene Lufttemperatur ersichtlich. Aus diesen Daten wurde eine Bodentemperatur auf Meeresebene von 32°C (ISA+17) und ein Temperaturgradient von -6,67°C/km errechnet. Die Temperatur am Unfallort in einer Höhe von 3420 m entspricht demnach 9,2°C (ISA+16). Dieser Wert deckt sich sehr gut mit der gemessenen Triebwerkstemperatur, die etwa 0,4°C höher ist. Das ist deshalb realistisch, weil Luft bereits beim Ansaugen in die Triebwerke leicht erwärmt wird. Die Wind- und Temperaturkarte der Austro Control (Abbildung 7) zeigt an den umliegenden Messpunkten Temperaturen von 9 bis 11°C auf 10000 ft (3048 m), wobei sich diese Messpunkte in Entfernungen von über 100 km befinden.

Der auf Meeresebene rückgerechnete Luftdruck (QNH) wurde vom Piloten für die Leistungsberechnung mit 1020 hPa angegeben und war auch so am Höhenmesser eingestellt (siehe Abschnitte 1.6.7 und 1.7.4). Zum Unfallzeitpunkt wurde am Flughafen Salzburg ein Wert von 1013 hPa, am Flughafen Innsbruck ein Wert von 1015 hPa und am Flughafen Klagenfurt ein Wert von 1017 hPa gemessen (siehe Abschnitt 1.7.1). Die QNH- und Föhnkarte (Abbildung 10) prognostizierte für 18:00 Uhr für Salzburg 1014 hPa, für Innsbruck 1018 hPa, für Klagenfurt 1018 hPa und für Lienz 1021 hPa. Die großflächige Wetterlage entsprach einer klassischen Südföhnlage. Vor allem aufgrund der unmittelbaren Nähe von Lienz zum Heliport Matrei, wo der Hubschrauber stationiert war und von wo aus der Flug startete, wurde der vom Piloten verwendete QNH Wert gewählt. Ein QNH von 1020 entspricht einem Luftdruck von 685 hPa auf Höhe des Unfallortes. Da von den DCUs an der Unfallstelle die Werte 680 bzw. 683 hPa aufgezeichnet wurden (9,86 bzw. 9,91 psia, siehe Abschnitt 1.10.1), die Unfallstelle in Nord-Süd-Richtung näher an Innsbruck und Salzburg liegt, und die Prognose etwa 1-3 hPa über den tatsächlichen Werten lag, muss an der Unfallstelle eher von einem QNH von etwa 1017 hPa ausgegangen werden.

Aus den Daten für Lufttemperatur, Temperaturverlauf und Luftdruck lässt sich die Dichte, Druckhöhe und Dichtehöhe am Unfallort berechnen. Bei einer Lufttemperatur von 9,2°C,

einem Temperaturgradienten von  $-6,67^{\circ}\text{C}/\text{km}$  und einem Luftdruck auf Meeresniveau von 1017 hPa kann unter Zuhilfenahme der barometrischen Höhenformel<sup>1</sup> der Luftdruck am Unfallort bestimmt werden (683 hPa). Dies entspricht einer Anzeige am Höhenmesser von 10605 ft (3256 m, QNH Einstellung 1020), einer Druckhöhe<sup>2</sup> von 10511 ft (3203 m) und einer Dichtehöhe<sup>3</sup> von 12231 ft (3728 m). Die Dichtehöhe ist insofern relevant, da sie notwendig ist, um beurteilen zu können, an welchem Punkt man sich im *WAT und Crosswind Limits* Diagramm (Abbildung 4) befindet und ob das *Takeoff and Landing WAT Limit* eingehalten oder überschritten wurde. Die korrekte Relation zwischen den Werten für Druckhöhe und Dichtehöhe lässt sich ebenfalls anhand von Fig. 5-1 *Density Altitude Chart* aus dem MDHI RFM nachprüfen.

## 2.2 Besatzung

Der Pilot war zum Unfallzeitpunkt Inhaber der erforderlichen Lizenzen, Berechtigungen und des Medicals zur Durchführung des Fluges. Er konnte zum Unfallzeitpunkt etwa 3541 Stunden Flugerfahrung nachweisen, wovon 531 Stunden auf der Unfalltype absolviert wurden. Dementsprechend kann er sowohl allgemein als auch auf der Unfalltype als erfahrener Pilot beschrieben werden. Eine ausreichende Ruhezeit war mit 9,25 Stunden vor dem Unfallflug gegeben. Bei allen Gesprächen mit der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes hinterließ der Pilot einen kompetenten Eindruck, ein Sicherheitsbewusstsein war stets gegeben. Es ergaben sich aus der Befragung des Piloten keine Hinweise auf physiologische oder psychische Einflussfaktoren, mangelnde Flugerfahrung oder mangelndes Sicherheitsbewusstsein.

## 2.3 Luftfahrzeug

### 2.3.1 Technische Untersuchung

Obwohl bei der technischen Untersuchung eine fehlerhaft montierte bzw. verklebte *Upper Inlet Ramp* festgestellt wurde, konnte kein wesentlicher Einfluss dieser etwa einen Millimeter dicken und 20 mal 20 Zentimeter großen Polycarbonat-Platte auf das Unfallgeschehen belegt werden. Die *Upper* und *Lower Inlet Ramp* sind etwa am vorderen

---

<sup>1</sup> Siehe Anhang 6.3

<sup>2</sup> Druckhöhe: Höhe in der Standardatmosphäre mit gleichem atmosphärischen Druck

<sup>3</sup> Dichtehöhe: Höhe in der Standardatmosphäre mit gleicher Luftdichte

Ende des Heckrohrs direkt hinter dem NOTAR Fan positioniert. Es konnte nur die *Upper Inlet Ramp* im hinteren Teil des Heckrohres gefunden werden. Die *Lower Inlet Ramp* blieb unauffindbar. Das lässt darauf schließen, dass sich die Ablösemechanismen unterscheiden und sich die beiden *Inlet Ramps* auch zu unterschiedlichen Zeitpunkten gelöst haben. Die fehlende *Lower Inlet Ramp* könnte darauf hindeuten, dass diese beim Austritt durch den scharfkantigen *Stationary Jet Thruster* in mehrere kleine Teile gebrochen ist und/oder dabei weit weggeschleudert wurde. Am *Stationary Jet Thruster* konnten jedenfalls keine Spuren gefunden werden, die darauf hindeuten, dass sich dort ein Objekt über einen nennenswerten Zeitraum im Luftstrom bewegt hat. Das lässt darauf schließen, dass sowohl die *Upper* als auch die *Lower Inlet Ramp* Platten keinen nennenswerten Widerstand für den Luftstrom durch den *Stationary Jet Thruster* darstellen und diesen bei intaktem Luftfahrzeug widerstandslos passieren. Der Ablösezeitpunkt der *Inlet Ramps* (vor dem Unfall oder während des Unfalls) konnte im Zuge der Untersuchungen des Wehrwissenschaftlichen Instituts für Werk- und Betriebsstoffe der Bundeswehr und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nicht festgestellt werden. Auch wenn ein negativer Einfluss auf den Luftstrom im Heckrohr nicht belegbar ist und daher als unwahrscheinlich angesehen werden muss, bleibt diese Möglichkeit zumindest denkbar und kann nicht vollständig ausgeschlossen werden.

Abgesehen von den Feststellungen über die *Inlet Ramps* konnten im Zuge der durch den Hersteller unterstützten Untersuchungen keine technischen Auffälligkeiten am Hubschrauber gefunden werden, die zum Unfall hätten beitragen können (siehe Abschnitt 1.15.1). Zur Bestimmung des korrekten *Riggings* musste der Fan Hub zunächst wieder eingebaut werden, da dieser zuvor zur technischen Untersuchung ausgebaut war. Deshalb, und weil ein passendes Hydraulikaggregat zunächst nicht zur Verfügung stand, könnten die gemessenen Werte übermäßig starken Toleranzen unterliegen. Bei einer zweiten Messung mit angeschlossenem Hydraulikaggregat waren die gemessenen Werte jedenfalls im zulässigen Bereich (siehe Abschnitt 1.15.1.5). Auch die um drei Tage überschrittene Frist der Jahreswartung hatte technisch keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen und steht in keinem kausalen Zusammenhang zum konkreten Unfall.

### **2.3.2 Zulassung und Airworthiness Directives**

Das Luftfahrzeugmuster wurde 1994, also 23 Jahre vor dem Unfall erstmals durch die FAA zugelassen. MD Helicopters (früher: McDonnell Douglas) war damals und ist heute noch der einzige Hersteller, der zugelassene Serienhubschrauber mit einem NOTAR System anbietet, welches durch McDonnell Douglas (und davor Hughes Helicopters) entwickelt und

patentrechtlich geschützt wurde. Das Wissen über die exakte Funktionsweise und die aerodynamischen Eigenschaften des NOTAR Systems ist dementsprechend im Besitz von MD Helicopters. Dabei musste zur Zertifizierung eine Methode zur Erreichung des erforderlichen Sicherheitsniveaus gewählt werden, die so erstmalig für einen nach FAR Part 27 zugelassenen Hubschrauber gewählt wurde. Da die erforderliche Steuerbarkeit (Controllability) nach CFR 14 Part 27.143 (siehe Anhang 6.1) bei der Zertifizierung in einer Höhe bis 7000 ft nicht nachweisbar war, wurde das *WAT und Crosswind Limits Diagramm* (Abbildung 4) als Betriebsgrenze im Flughandbuch festgelegt. Dies spiegelt sich auch im Datenblatt der Musterzulassung (Type Certificate Data Sheet) als ELOS Finding mit der Bezeichnung TD9369LA-R/F-2 über die Steuerbarkeit des Hubschraubers bei geringen Geschwindigkeiten wieder.

Vom Hersteller und von der FAA wurden mehrere Airworthiness Directives und Service Bulletins betreffend des Systems zur Steuerung des Hubschraubers um die Hochachse ausgegeben (Abschnitt 1.6.4). Alle Service Bulletins wurden vom Hubschrauberbetreiber ordnungsgemäß umgesetzt. Festzuhalten ist, dass die FAA und die EASA die Durchführung des Bulletins SB900-099R1 mit Airworthiness Directive AD US-2009-07-13 verpflichtend vorschreiben. Begründet wird dies im FAA Docket No. FAA-2008-0772 damit, dass im Zuge von Flugtests festgestellt wurde, dass die tatsächlichen Steuerbarkeitsgrenzen nicht konsistent mit den im *WAT und Crosswind Limits Diagramm* angegebenen Grenzen sind. Dies ist insofern bemerkenswert, als dies den gleichen Bereich betrifft, der bereits mit dem obig angeführten ELOS Finding TD9369LA-R/F-2 Beachtung fand. Dennoch ist im Datenblatt der Musterzulassung (Type Certificate Data Sheet) kein Vermerk auf die Limitierung für Starts und Landungen bei 12400 ft Dichtehöhe oder eine Abbildung ähnlich Figure 2-2 dargestellt vorhanden. Gerade eine Limitierung, die bei Hubschraubern dieser Kategorie eher unüblich ist, sollte jedoch im Datenblatt der Musterzulassung speziell hervorgehoben werden.

### **2.3.3 Aerodynamik**

Auf einen Hubschrauber wirken im Flug unterschiedliche Kräfte und aerodynamische Effekte. Eine praxisnahe Beschreibung von z. B. induzierter Anströmung, dem Bodeneffekt oder dem Transverse Flow Effekt kann im Helicopter Flying Handbook der FAA nachgelesen werden. *Effective Translational Lift*<sup>1</sup> (oder auch *Effective Transitional Lift*) beschreibt, dass ab einer Anströmgeschwindigkeit (Vorwärtsflug oder Wind) von 16-24 kt die für einen

---

<sup>1</sup> z. B. „More Helicopter Aerodynamics“ von R.W. Prouty, 1988



Horizontalflug benötigte Leistung aufgrund geänderter induzierter Anströmung bzw. geänderten Anstellwinkels der Rotorblätter geringer ausfällt. Im vorliegenden Fall befand sich der Hubschrauber in einem Schwebeflug mit einer durch Wind verursachten Anströmung von vorne von 12-15 kt. Der Hubschrauber befand sich zum Unfallzeitpunkt demzufolge in einem Bereich, in dem der positive Einfluss von *Effective Translational Lift* noch nicht wirksam war.

Wird ein Hubschrauber in Bodennähe betrieben, wird zum Schweben deutlich weniger Leistung benötigt. Dieser Einfluss des Bodeneffekts (*Ground Effect*<sup>1</sup>) ist im vorliegenden Fall schwierig zu beurteilen. Zum einen wird das Wirksamwerden des Bodeneffekts in großen Teilen vom Untergrund beeinflusst. Ein flacher, glatter Boden begünstigt den Bodeneffekt. Die Hangneigung an der Unfallstelle beträgt etwa 13°. Der Hang selbst ist uneben und teilweise von größeren Felsen bedeckt, was die Wirkung des Bodeneffekts wiederum dämpft. Der Einfluss von Hindernissen bzw. des umgebenden Geländes auf den Rotorabwind wird auch als *Thrust Augmentation* bezeichnet. Zum anderen sinkt der Einfluss des Bodeneffekts mit steigender horizontaler Anströmgeschwindigkeit des Hubschraubers relativ schnell<sup>2</sup>. Eine Geschwindigkeit von 12-15 kt hat hier schon einen wesentlichen Einfluss. Es kann also davon ausgegangen werden, dass zum Zeitpunkt des Abhebens – trotz Nähe zum Boden – der Bodeneffekt zwar spürbar war, aber in geringerem Ausmaß zum Auftrieb beigetragen hat als unter Idealbedingungen.

Beim NOTAR System treten noch weitere aerodynamische Besonderheiten auf. Das System erzeugt einen großen Anteil des Drehmomentenausgleichs (*Anti-Torque*) im Schwebeflug, indem der Downwash des Hauptrotors durch den *Circulation Control Tail Boom* umgeleitet wird, um eine Seitenkraft zu erzeugen. Das bedeutet, dass die Wirksamkeit des *Circulation Control Tail Booms* in großen Teilen vom Downwash und den damit in Zusammenhang stehenden Einflussfaktoren abhängt. Dies betrifft unter anderem den Bodeneffekt und die horizontale Anströmung durch den Wind von vorne. Analytisch betrachtet führt ein Eintreten in den Bodeneffekt zu einem geringeren benötigten Auftrieb (und Leistung), und gleichfalls zu einem geringeren Downwash<sup>3</sup>. Da das *Circulation Control System* vom Downwash abhängt, führt das wiederum zu einer reduzierten Leistung des *Anti-Torque Systems*. Dieser Zusammenhang wurde ebenfalls durch Vernard E. Lockwood in der Technical Note D-969 („Effect Of Groundboard Height On The Aerodynamic Characteristics Of A Lifting Circular Cylinder Using Tangential Blowing From Surface Slots For Lift

---

<sup>1</sup> z. B. „More Helicopter Aerodynamics“ von R.W. Prouty, 1988

<sup>2</sup> „The Effect of the Ground on a Helicopter Rotor in Forward Flight“ von I. C. Cheeseman und W. E. Bennett, 1957

<sup>3</sup> z. B. „Experimental Investigation of Rotorcraft outwash in Ground Effect“ von P. E. Tanner et al., 2015

Generation“, 1961) experimentell nachgewiesen. Diese reduzierte Leistung des Anti-Torque Systems wird in einem statischen Schwebeflug teilweise dadurch ausgeglichen, dass der Hauptrotor im Bodeneffekt weniger Drehmoment verursacht. In einem dynamischen Flugzustand, also z. B. beim Übergang vom Schwebeflug in den Steigflug (Abheben von der Landestelle), muss aber zusätzlich durch Pedaleinsatz (Direct Jet Thruster und Rotating Cone) ein größeres Drehmoment kompensiert werden.

Des Weiteren führt eine Anströmung von vorne dazu, dass der Downwash um den *Circulation Control Tail Boom* nach hinten abgetragen wird<sup>1</sup>. Die Stabilisierung um die Hochachse im Vorwärtsflug (oder bei Wind von vorne) übernimmt dann das vertikale Leitwerk (VSCS). Dazwischen gibt es einen Übergangsbereich, bei dem das vertikale Leitwerk noch nicht den vollen Drehmomentausgleich übernehmen kann, der *Circulation Control Tail Boom* aber nicht mehr die volle Effektivität bringt. Die Übergangsgeschwindigkeit, bei der das passiert ist der Sicherheitsuntersuchungsstelle nicht genau bekannt, eine Quelle („Evaluation Of A Circulation Control Tail Boom For Yaw Control“, 1978) nennt aber 30 kt als die Geschwindigkeit, bei der der *Circulation Control Tail Boom* eines ähnlichen Hubschraubermodells nicht mehr effektiv ist. Es kann also davon ausgegangen werden, dass eine Anströmung von vorne mit 12-15 kt die Effektivität des *Circulation Control Tail Booms* beeinträchtigt (Anm.: Die Rede ist hier vom Tail Boom selbst, nicht vom Gesamtsystem).

Um den Einfluss des Bodeneffekts auf einen Hubschrauber mit NOTAR System im Zuge der Untersuchung besser abschätzen zu können, wurde eine Strömungssimulation in Auftrag gegeben (Abschnitt 1.15.3). Um die Berechnung durchführen zu können, um den Aufwand für die Berechnung in vertretbaren Grenzen zu halten, und in Anbetracht der zu erwartenden Ergebnisse wurden einige Vereinfachungen und Einschränkungen festgelegt. Nichtsdestotrotz sind die Ergebnisse geeignet, einen Rückschluss auf das Verhalten des Systems bei Annäherung zum oder Entfernung vom Boden zu ziehen. Ergebnis dieser Strömungssimulation ist, dass bei kleiner werdendem Abstand zum Boden die für den Drehmomentausgleich benötigte und vom Tailboom erzeugte Seitenkraft abnimmt.

In Abschnitt 2-2 „Environmental Operating Conditions“ aus Kapitel 2 „Limitations“ des Flughandbuches (RFM) wird als Betriebsgrenze für „maximum altitude for HIGE<sup>2</sup>/takeoff and landing operations“ auf Figure 2-2 des RFM verwiesen. Dort wird wiederum ein

---

<sup>1</sup> „Evaluation Of A Circulation Control Tail Boom For Yaw Control“ von A. H. Logan, 1978; „Design, Development, And Testing Of The No Tail Rotor (Notar) Demonstrator“ von A. H. Logan, K. M. Morger, E. P. Sampatacos, 1983

<sup>2</sup> Hover in Ground Effekt, Schweben im Bodeneffekt

„TAKEOFF AND LANDING WAT LIMIT“ von 12400 ft Dichtehöhe angegeben. Im Vergleich dazu wird im RFM aber eine „maximum operating altitude“ von 20000 ft bei einer Luftfahrzeugmasse von 6250 lb oder weniger angegeben. Ein Flug ist demzufolge also auch in größeren Höhen als 12400 ft möglich, lediglich der Start und die Landung nicht. Das lässt den Schluss zu, dass die Thematik hinsichtlich der verringerten Leistung des NOTAR Systems beim Betrieb in Bodennähe („HIGE/takeoff and landing operations“) bekannt ist. Diese Erkenntnis korrespondiert mit den obigen aerodynamischen Überlegungen, Technical Reports und der Strömungssimulation. Bei der gegenständlichen Hubschraubertypen gibt es also tatsächlich eine Betriebsgrenze bezüglich der Dichtehöhe, die aerodynamisch bedingt ist. Betrachtet man das in Zusammenhang mit den Leistungsdaten des Hubschraubers (RFM Kapitel 5 „Performance Data“), erkennt man, dass ein Betrieb des Hubschraubers durchaus in größeren Höhen als 12400 ft möglich ist, aufgrund der Einschränkungen der Steuerbarkeit (Controllability) ist allerdings der Betrieb im Bodeneffekt und somit auch die Landung oder ein Start in 12400 ft Dichtehöhe und darüber untersagt.

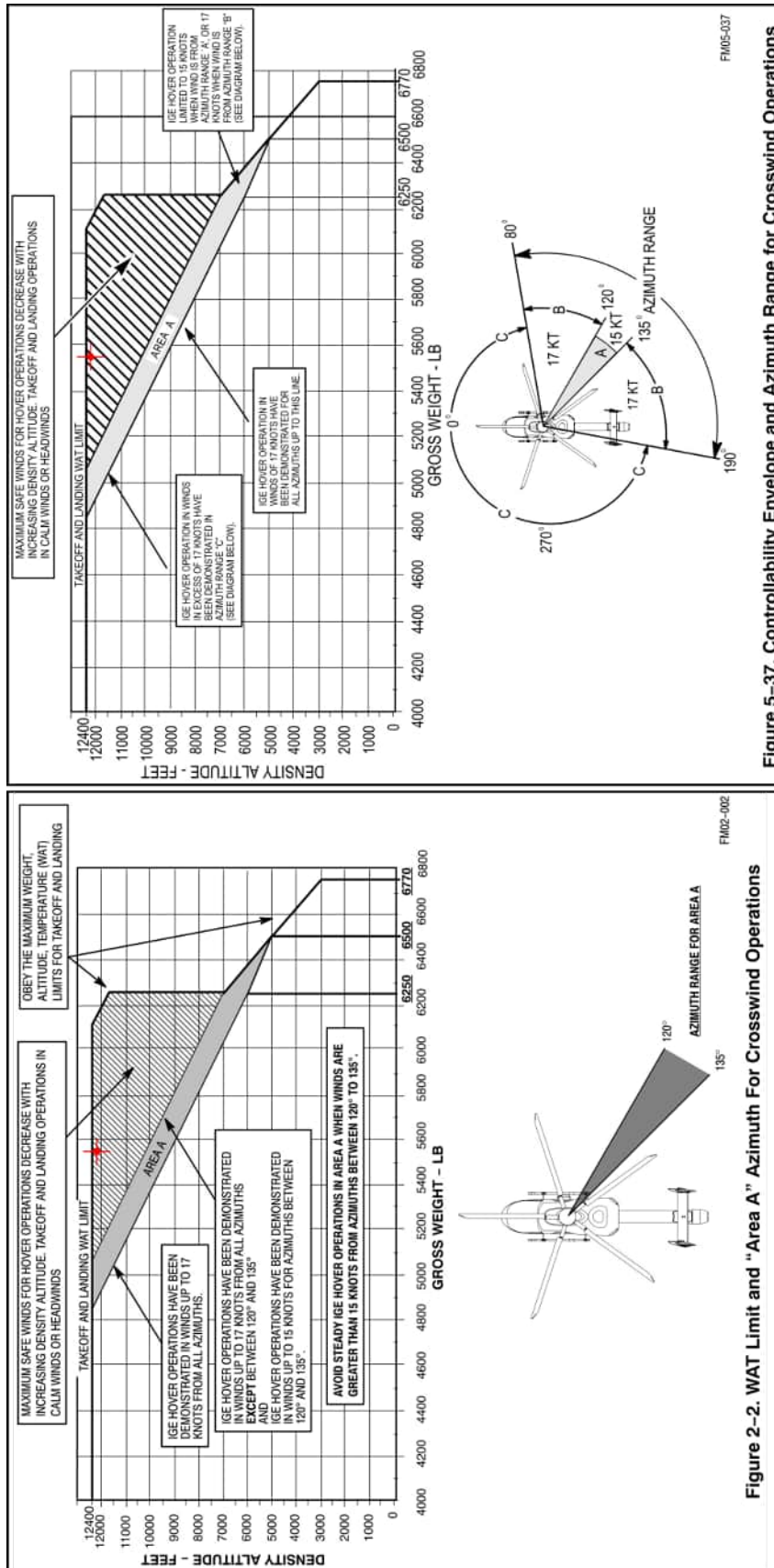
### **2.3.4 Flughandbuch**

Obwohl der Hubschrauber und das zugehörige Flughandbuch von der FAA ordnungsgemäß zertifiziert wurden, gibt es im Flughandbuch Stellen, die unter Umständen missverständlich interpretiert werden könnten.

Zur Ermittlung der maximalen Schwebhöhe innerhalb und außerhalb des Bodeneffekts (Hover Ceiling, IGE und OGE) stehen in Kapitel 5 des RFM („Performance Data“) die Diagramme (Figure) 5-38 bis 5-45 für verschiedene Luftfahrzeugkonfigurationen zur Verfügung. Die Angaben in Kapitel 5 stellen grundsätzlich die technologischen Grenzen dar, die aufgrund von z. B. der verfügbaren Triebwerksleistung nicht überschritten werden können, während die Angaben in Kapitel 2 („Limitations“) die betrieblichen, verpflichtend einzuhaltenden Grenzen darstellen, die für einen sicheren Betrieb eingehalten werden müssen.

Figure 5-37 bezieht sich auf Schweben im Bodeneffekt bei Wind. Dabei entspricht das Diagramm inhaltlich größtenteils Figure 2-2 (Abbildung 21). Obwohl nur die Angaben aus dem Kapitel Limitations des RFM als verpflichtende Betriebsgrenzen im Sinne der im Type Certificate angeführten Betriebsgrenzen anzusehen sind, ist in Figure 5-37 ebenfalls der Vermerk „TAKEOFF AND LANDING WAT LIMIT“ bei 12400 ft dargestellt.

Abbildung 21 Figure 2-2 und Figure 5-37, Flughandbuch MD900



Quelle: MDHI RFM, ergänzt durch SUB

Die beiden Diagramme unterscheiden sich auch inhaltlich in einigen Details. So sind die Windangaben in Figure 5-37 etwas detaillierter. Während in Figure 2-2 die Angabe gemacht wird „IGE HOVER OPERATIONS HAVE BEEN DEMONSTRATED IN WINDS UP TO 17 KNOTS FROM ALL AZIMUTHS“, findet sich in Figure 5-37 die widersprüchliche Angabe „IGE HOVER OPERATION IN WINDS IN EXCESS OF 17 KNOTS HAVE BEEN DEMONSTRATED IN AZIMUTH RANGE ‚C‘ [...]“. Demzufolge wäre nach Figure 5-37 auch Schweben im Bodeneffekt bei Windstärken größer als 17 Knoten möglich („demonstrated“, also im Zuge der Zertifizierung nachgewiesen). Andererseits ist Figure 5-37 zu entnehmen, dass „IGE HOVER OPERATION LIMITED TO 15 KNOTS WHEN WIND IS FROM AZIMUTH RANGE ‚A‘, OR 17 KNOTS WHEN WIND IS FROM AZIMUTH RANGE ‚B‘ [...]“. Die Tatsache, dass hier eine Betriebsgrenze („Limit“) im Kapitel Performance Data des RFM genannt ist, die im selben Diagramm im Kapitel Limitations nicht genannt ist, ist missverständlich. Beiden Diagrammen ist weiters zu entnehmen, dass „MAXIMUM SAFE WINDS FOR HOVER OPERATIONS DECREASE WITH INCREASING DENSITY ALTITUDE. TAKEOFF AND LANDING OPERATIONS IN CALM WINDS OR HEADWINDS“, mit einem Verweis auf den schraffierten Bereich im Diagramm. Dies würde auch für Wind von vorne gelten.

Da hier keine genaue Angabe gemacht wird, was unter sicheren Windverhältnissen („Safe Winds“) zu verstehen ist und in welchem Verhältnis die sicheren Windverhältnisse mit steigender Höhe abnehmen, könnte aufgrund der restlichen Angaben im Diagramm angenommen werden, dass auch Wind von vorne mit 17 kt in einer Höhe von 12400 ft im erlaubten Bereich liegt. Dies widerspricht jedoch der grundsätzlichen Aussage des Satzes, wonach sichere Windverhältnisse mit steigender Höhe geringer werden.

Figure 2-2 trägt den Titel „WAT Limit and „Area A“ Azimuth For Crosswind Operations“, während Figure 5-37 mit „Controllability Envelope and Azimuth Range for Crosswind Operations“ betitelt ist. Hier wäre es sinnvoll, gleiche Inhalte gleich zu benennen und dadurch für Konsistenz zu sorgen. Außerdem lässt die Bezeichnung „[...] For Crosswind Operations“ den irrtümlichen Schluss zu, dass diese beiden Diagramme nur bei Seitenwind („Crosswind“) anzuwenden wären.

Beim gegenständlichen Vorfall wurde der Hubschrauber in dem mit einem roten Kreuz markierten Bereich betrieben (Abbildung 21). Die Wortwahl „Take-off“ und „Landing“ im Diagramm impliziert zwar laut Hersteller, dass der Hubschrauber im Regelfall auch in den Bodeneffekt eintritt. Es sind aber auch Fälle möglich, in denen das nicht der Fall ist, z. B. bei einer erhöhten Landeplattform, bei Felswänden oder Taubergungen. Inwieweit der Bodeneffekt im konkreten Fall wirksam war, wurde bereits in Abschnitt 2.3.3 erläutert.

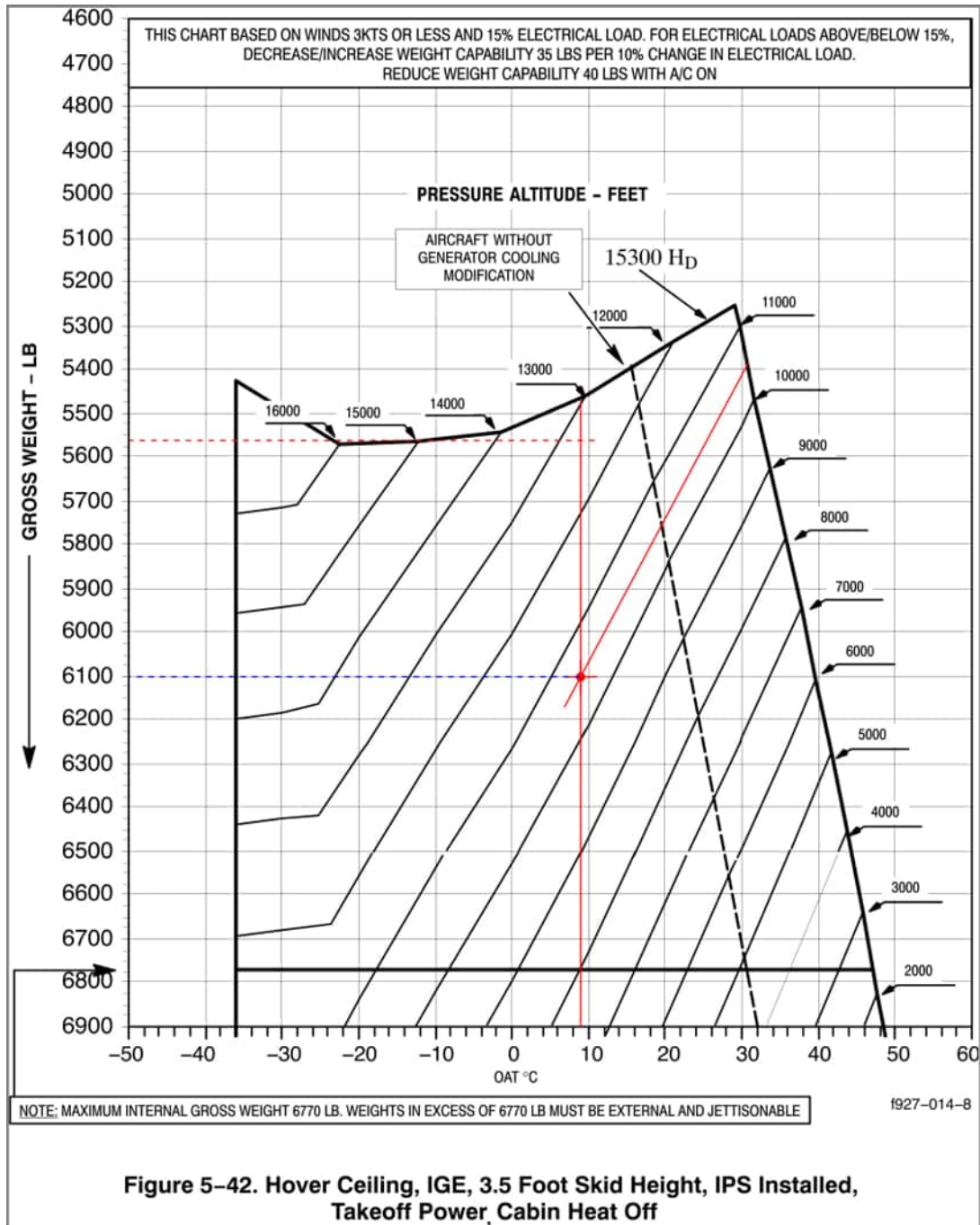
Es konnte im Zuge der Unfalluntersuchung nicht festgestellt werden, ob in Figure 2-2 bzw. Figure 5-37 Sicherheitsreserven berücksichtigt wurden. Da in den Diagrammen Angaben zu Windverhältnissen als „demonstrated“ aufgeführt sind, ist davon auszugehen, dass hier die Werte verwendet wurden, die bei der Erprobung bzw. bei der Zulassung vom Testpiloten erreichbar bzw. erfliegbar waren. Es ist denkbar, dass eine Pilotin oder ein Pilot, der oder die keine Testpilotenausbildung erhalten hat, und unter schwierigeren Realbedingungen (HEMS Einsatz, Hochgebirge, Single Pilot Operation, etc.) fliegt, früher an diese Betriebsgrenzen stößt. Außerdem muss davon ausgegangen werden, dass typischerweise die Höhe mit dem Höhenmesser nur auf etwa 100 ft<sup>1</sup> genau bestimmt werden kann (Toleranzen und Genauigkeit des Höhenmessers, QNH Einstellung). Gleiches gilt für die Temperatur (Dichtehöhe). Ob die Bestimmung der Windrichtung auf  $\pm 5^\circ$  und die Windgeschwindigkeit auf  $\pm 1$  kt am Einsatzort möglich ist, d.h. ohne Windsack oder sonstige Messgeräte, kann jedenfalls bezweifelt werden.

Die Abbildungen 22 und 23 aus dem Kapitel Performance Data des RFM werden benötigt, um die maximal mögliche Schwebhöhe (Hover Ceiling) für innerhalb und außerhalb des Bodeneffekts zu bestimmen. Die zum gegenständlichen Vorfall gehörigen Daten sind in roter Farbe eingezeichnet. In blau ist das maximal mögliche Gewicht als Ergebnis des Schnittpunktes zwischen aktueller Temperatur und aktueller Höhe eingetragen.

---

<sup>1</sup> Je nach tatsächlicher Höhe und Modell des Höhenmessers

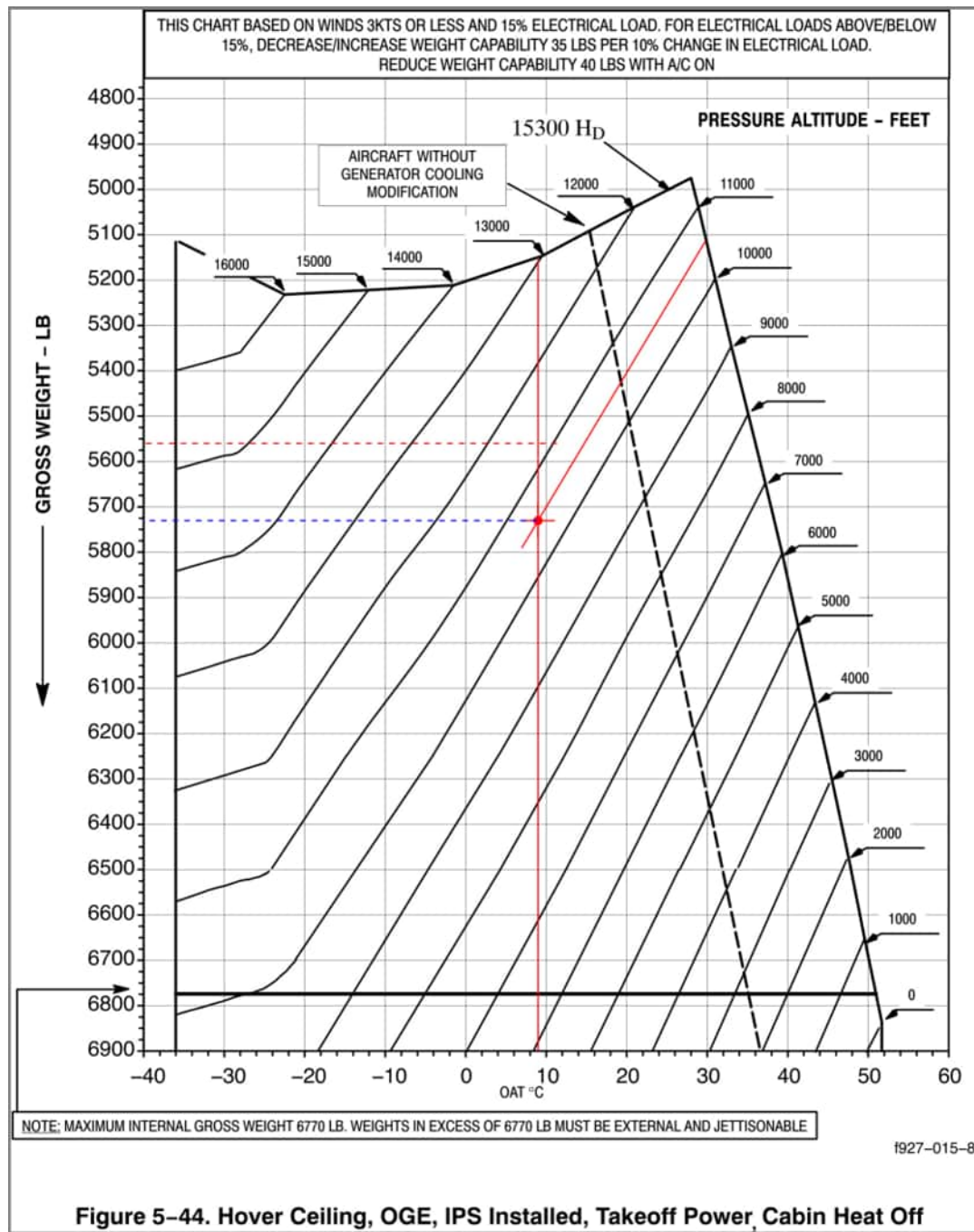
Abbildung 22 Figure 5-42, Hover Ceiling, IGE, Flughandbuch MD900



Quelle: MDHI RFM, ergänzt durch SUB



Abbildung 23 Figure 5-44, Hover Ceiling, OGE, Flughandbuch MD900



Quelle: MDHI RFM, ergänzt durch SUB

Was auffällt ist, dass im Vergleich zu Figure 2-2 bzw. 5-37 Höhen als Druckhöhe abzulesen sind. Weiters auffällig ist, dass in allen Diagrammen von Figure 5-38 bis Figure 5-45 als oberer Grenzwert 15300 ft Dichtehöhe eingetragen ist. Das ist aus zwei Gründen bemerkenswert. Einerseits, weil im Kapitel 2 („Limitations“) als „Maximum operating altitude“ 20000 ft Dichtehöhe angegeben ist. Dennoch gibt es keine Möglichkeit, eine Leistungsberechnung in größeren Höhen als 15300 ft durchzuführen, da alle Diagramme

hier enden. Zweitens, weil auch die Diagramme, die Schweben im Bodeneffekt betreffen (HIGE), z. B. Figure 5-42 (Abbildung 22), Bereiche größer als 12400 ft abdecken, obwohl ein Betrieb in Höhen größer als 12400 ft im Bodeneffekt gemäß Kapitel Limitations gar nicht zulässig ist. Das kann dazu führen, dass Pilotinnen und Piloten irrtümlicherweise annehmen, dass ein derartiger Betrieb zulässig wäre. Das Einzeichnen einer Betriebsgrenze bei 12400 ft Dichtehöhe wäre hier sinnvoll. Zusätzlich liegt diesen Diagrammen die Annahme zugrunde, dass Wind mit 3 kt oder weniger vorliegt. Da keine Diagramme oder sonstigen Angaben für stärkeren Wind verfügbar sind, können für die Leistungsberechnung bei stärkerem Wind die Diagramme in Figure 5-38 bis Figure 5-45 nur bedingt verwendet werden.

## 2.4 Flugverlauf und Flugbetrieb

Der Hubschrauber wurde vom Betreiber für den Rettungsdienst verwendet und am Hubschrauber-Stützpunkt Matri in Osttirol (LOMM) stationiert. Der Flug startete am 1. August um ca. 18:04 Uhr von Matri Richtung Einsatzort auf der Adlersruhe. Zuvor wurde eine ordnungsgemäße Flugvorbereitung inklusive Wetterberatung, Leistungsberechnung und Masseberechnung durchgeführt. Die Masseberechnung des Piloten beinhaltete ein zusätzliches Besatzungsmitglied mit 85 kg, welches tatsächlich nicht mitflog, und etwa 40 kg mehr Treibstoff als von der Sicherheitsuntersuchungsstelle bei der technischen Untersuchung festgestellt wurde. Daraus ergibt sich eine für die Flugdurchführung günstige Abweichung zwischen der vom Piloten angenommenen Luftfahrzeugmasse von 5658 lbs (2566 kg) und der von der Sicherheitsuntersuchungsstelle ermittelten tatsächlichen Luftfahrzeugmasse von 5558 lbs. Die Leistungsberechnung erfolgte entsprechend den Vorgaben des Betreibers. Dieser verweist im Betriebshandbuch Teil B (OM-B) korrekt auf das RFM. Allerdings ist am Leistungsberechnungsblatt keine explizite Betrachtung bzw. Berechnung der am Einsatzort zu erwartenden Dichtehöhe vorgesehen. Auch im OM-B wird die Dichtehöhe und dessen Relevanz für die Betriebsgrenzen nicht explizit erwähnt. Diese ist aber – speziell beim vorliegenden Hubschraubermodell MD900 – entscheidend für die Bestimmung der maximal erreichbaren geographischen Höhe und für eine Landung oder einen Start.

Die Dichtehöhe entspricht der Luftdichte an einem bestimmten Ort und wird als Äquivalent der entsprechenden Höhe in Standardatmosphären-Bedingungen ausgedrückt. Sie ist somit abhängig von der Höhe (des Einsatzortes) und der Temperatur. Eine Temperaturerhöhung um 1°C verringert die maximal mögliche Start- und Landehöhe zum Beispiel im vorliegenden Fall um etwa 22 m (72 ft). Die Limits bezüglich der Dichtehöhe (RFM Figure 2-2) waren im

vorliegenden Fall auf Basis der verfügbaren Wetter- und Triebwerksdaten nicht überschritten, der Hubschrauber befand sich allerdings sehr nahe an der Betriebsgrenze (12261 ft Dichtehöhe am Einsatzort vs. 12400 ft Betriebsgrenze). Es muss jedenfalls angemerkt werden, dass die weiteren Umgebungsbedingungen keinesfalls Idealbedingungen darstellten (siehe auch Abschnitt 2.3.3). Wetter ist im Hochgebirge im Allgemeinen sehr wechselhaft. Vor allem der über den Berggrat strömende Wind stellt einen nicht zu vernachlässigenden Unsicherheitsfaktor dar, da es durch unterschiedlich regionale Erwärmungen und durch boden- und wandnahe Luftzirkulationen zu kleinräumig unterschiedlichen Windrichtungen und auch Temperaturvariationen kommen kann. Auch Temperaturschwankungen am Einsatzort hätten einen wahrnehmbaren Einfluss ausüben können. Die oben ermittelte Temperatur stellt keine Messung am Einsatzort dar, sondern eine Interpolation und Interpretation verschiedener Quellen um den Einsatzort. Außerdem wurde der Anflug zum Einsatzort in einem Sinkflug durchgeführt. Das bedeutet, dass der Hubschrauber für den Anflug tatsächlich in etwas größerer Höhe als den errechneten 12261 ft betrieben wurde. Gleiches gilt für den Abflug.

Die oben genannten Faktoren erschweren die Bestimmung der zu erwartenden Dichtehöhe am Einsatzort vor dem Flug bzw. resultieren in übermäßigen Toleranzen. Die Dichtehöhe lässt sich auch im Flug anhand von Umrechnungstabellen bzw. –grafiken<sup>1</sup> (Conversion Charts) oder mittels Navigationsrechner (z. B. E6-B, elektronische Varianten oder Smartphone Apps) bestimmen. Dies erfordert allerdings, dass die Pilotin bzw. der Pilot eine oder teilweise beide Hände verwenden muss. Werden Grafiken abgelesen, muss diese Tätigkeit exakt durchgeführt werden. Das gilt insbesondere dann, wenn geplant ist, sehr nahe an die Betriebsgrenzen zu kommen. Diese Methode ist für HEMS Einsatzflüge wenig praktikabel, da es sich in den meisten Fällen um Single Pilot Operations in schwierigen Umgebungsbedingungen (Hostile Environment) handelt. Die Letztbeurteilung kann allerdings erst von der Pilotin oder dem Piloten direkt am Einsatzort erfolgen und ist somit unabdingbar. Bei einem Flugbetrieb unter solchen erschwerten Bedingungen soll und muss eine Pilotin oder ein Pilot den Großteil der kognitiven Leistung, Aufmerksamkeit und Konzentration für die Steuerung des Hubschraubers, Navigation und Kommunikation mit der Besatzung aufwenden. Start und Landung bzw. ein Flug in Bodennähe oder Bergnähe stellen dementsprechend einen zusätzlichen Risikofaktor dar.

Beim vorliegenden Hubschraubermodell MD900 gibt es die Möglichkeit, die Druckhöhe und die Dichtehöhe gemeinsam am alphanumerischen Display des IIDS anzeigen zu lassen. Diese Daten sind jedoch nicht standardmäßig dargestellt und erst nach einer Navigation durch das

---

<sup>1</sup> Umrechnungsgrafik zwischen Druckhöhe und Dichtehöhe z. B. in RFM Kapitel 5 („Performance Data“).

Menü anzeigbar. Das RFM des Herstellers beschreibt diese Möglichkeit im Kapitel 7 („System Description“). Das OM-B des Betreibers erwähnte die Möglichkeit der Anzeige der Dichtehöhe bzw. den Einsatz dessen zur Feststellung der möglichen Überschreitung der Betriebsgrenzen nicht. Nach dem Unfall hat der Betreiber mittels Flying Staff Instruction die Verwendung dieser Anzeige verpflichtend vorgeschrieben. Es ist anzumerken, dass das alphanumerische Display auch zur Anzeige von Warnungen und Fehlermeldungen (Warnings, Advisories and Cautions) verwendet wird, welche gegebenenfalls mit Priorität angezeigt werden und die Anzeige der Dichtehöhe (kurzzeitig) verhindern können. Insofern kann die Anzeige der Dichtehöhe am IIDS nur als Hilfsfunktion angesehen werden.

Der Pilot gab an, zur Überprüfung der real verfügbaren Leistung vor der Landung noch einen Überflug bzw. einen Schwebeflug durchgeführt zu haben. Das stellt bei Hubschraubern mit konventionellem Heckrotor ein übliches Verfahren dar, um insbesondere den verbleibenden Pedalweg und Reserven zu bestimmen. Die Möglichkeit einer Landung hängt dabei prinzipiell vom Vorhandensein der verfügbaren Leistung ab. Ist bei Hubschraubern mit konventionellem Heckrotor ausreichend Leistung zum Schweben außerhalb des Bodeneffektes (HOGE) vorhanden, kann sicher gelandet werden, da zur Landung im Bodeneffekt (HIGE) weniger Leistung der Triebwerke erforderlich ist.

Beim Hubschraubermodell MD900 kann anhand eines solchen Überfluges außerhalb des Bodeneffektes (OGE) allerdings kein Rückschluss auf die (aerodynamischen) Leistungsreserven im Bodeneffekt (IGE) gezogen werden, da sich die Methode zum Drehmomentausgleich grundlegend von konventionellen Hubschraubermodellen unterscheidet und sich der Hubschrauber bei Annäherung an den Boden aerodynamisch anders verhält (siehe Abschnitte 1.15.3 und 2.3.3). Der Umstand, dass in einer bestimmten Höhe ausreichend Leistung zur Verfügung stehen kann, aber die Steuerbarkeit in Bodennähe dennoch limitiert sein kann, ist für Pilotinnen und Piloten, ohne in Bezug auf diese aerodynamische Besonderheit speziell ausgebildet oder geschult worden zu sein, nicht unmittelbar nachvollziehbar. Dies gilt insbesondere, da eine ähnliche Limitierung wie in RFM Figure 2-2 bei vergleichbaren (Part 27, CS-27) Hubschraubern nicht gegeben ist.

Auch wenn aus Figure 2-2 des RFM zu entnehmen ist, dass für den Hubschrauber bei einer Masse zwischen 4000 und ca. 6100 lb die Betriebsgrenze konstant bei 12400 ft für Start und Landung bei Windstille oder Wind von vorne liegt, kann davon ausgegangen werden, dass ein leichter Hubschrauber grundsätzlich günstiger ist und näher an die Betriebsgrenze gebracht werden kann. Insofern war die Entscheidung des Piloten richtig, Gewicht zu sparen und das vierte Besatzungsmitglied, welches zur Einschulung an Bord sein sollte, nicht

mitzunehmen. Umgekehrt ist anzunehmen, dass das zusätzliche Gewicht des Patienten beim Einsteigen zwangsläufig negativ zur Leistungsbilanz und wahrscheinlich auch zum Unfallgeschehen beigetragen hat. Das gilt vor allem dann, wenn der Hubschrauber ohnehin bereits knapp an der Leistungsgrenze sowie im Bodeneffekt bewegt wurde. Es ist nicht bekannt und am Zeugenvideo nicht deutlich zu erkennen, ob der Hüttenwirt beim Einsteigen des Patienten ebenfalls (teilweise) auf den Kufen stand. Allerdings war der Hubschrauber in dem Zeitraum, als der Hüttenwirt am Hubschrauber stand, mit einer Kufe am Boden abgestützt, was eine etwaige Mehrbelastung durch das Gewicht des Hüttenwirtes kompensiert hätte.

Gemäß Figure 2-2 des RFM wurde der Hubschrauber in Bezug auf die Luftfahrzeugmasse stets im zulässigen Bereich betrieben. Der Hubschrauber begann zu jenem Zeitpunkt das erste Mal etwa 30-40° ohne Steuereingabe des Piloten nach rechts zu gieren, als der Patient einstieg. Dies geschah zu einem Zeitpunkt, als sich der Hubschrauber im Bodeneffekt befand. Obwohl das Gewicht des Patienten zur Gesamtmasse des Hubschraubers beim Einsteigen nicht nennenswert beigetragen hatte, kann daher davon ausgegangen werden, dass diese Gesamtgewichtszunahme (trotz Betrieb im zulässigen Gewichtsbereich gem. RFM) entscheidend dazu beigetragen oder sogar auslösend war, dass der Hubschrauber unkontrolliert zu gieren begann. Zusätzlich wurde der Hubschrauber im Zuge der unkontrollierten Drehung vom vorherrschenden Wind nicht mehr von vorne, sondern immer mehr seitlich von links angeströmt. Diese Abweichung von der aerodynamisch idealen Anströmung von vorne hat ebenfalls negativ zur aerodynamischen Leistungsbilanz beigetragen.

Da der Pilot zum Zeitpunkt des Einsteigens des Patienten nicht genau sehen konnte, ob der Patient bereits angeschnallt und ob die Türe noch offen oder schon geschlossen war, war die einzige, für alle Beteiligten am sichersten erscheinende Möglichkeit, den Hubschrauber unter Kontrolle zu halten, diesen mit voll durchgedrücktem Pedal zuerst so lange wie möglich im Schwebeflug zu halten und dann zu versuchen, durch leichtes Steigen Höhe und Abstand vom Berg zu gewinnen. Wenn ein Hubschrauber (aufgrund von Leistungslimits) unkontrolliert zu gieren beginnt, ist die übliche Vorgehensweise, den kollektiven Steuerknüppel zu senken, dadurch das Drehmoment am Hauptrotor zu reduzieren und als Folge dessen Höhe abzubauen, und/oder mit dem zyklischen Steuerknüppel die Nase des Hubschraubers nach unten zu drücken und dadurch Fahrt aufzunehmen. Beide Möglichkeiten bargen in der konkreten Situation eine hohe Gefahr, mit dem Gelände zu kollidieren. Ein Aufsetzen auf der Landefläche war ebenfalls keine Option, da keine ebene Fläche zur Verfügung stand.

Da die zu diesem Zeitpunkt sehr ausgeprägte Drehbewegung nicht mehr ausleitbar war, blieb die Möglichkeit, den kollektiven Steuerknüppel nach unten zu drücken, alternativlos und war somit richtig. Jeder gegenteilige Versuch, weiter Höhe zu gewinnen, hätte die Drehbewegung des Hubschraubers weiter verstärkt und das Luftfahrzeug noch schwerer kontrollierbar gemacht. In weiterer Folge baute der Hubschrauber Höhe ab und setzte äußerst unsanft und noch immer in einer Drehbewegung am felsigen Untergrund auf. Eine „Flucht“ aus dieser Situation wäre höchstwahrscheinlich nur bis zum Zeitpunkt kurz vor der Landung möglich gewesen. Der Anflug bzw. die Landung wurden fortgesetzt, da zu diesem Zeitpunkt die Pedalauslenkung nicht wesentlich erhöht und gemäß Pilot noch genügend Reserve an den Pedalen verfügbar war.

Der Pilot konnte im konkreten Fall den Hubschrauber nicht vollständig am Boden aufsetzen, da eine ebene Fläche zur Landung nicht zur Verfügung stand. Er musste daher den Patienten aufnehmen, während er den Hubschrauber – mit einer Kufe am schrägen Berghang aufgestützt – im Schwebeflug hielt. Im Allgemeinen ist dies ein übliches Verfahren, birgt allerdings auch ein erhöhtes, inhärentes Risiko in sich. So hatte der Pilot im vorliegenden Fall keine Möglichkeit mehr, den Start abubrechen, als er bemerkte, dass sich der Hubschrauber nicht mehr um die Hochachse kontrollieren ließ.

Bei HEMS Einsätzen müssen Pilotinnen und Piloten in den meisten Fällen auf unbefestigten Plätzen wie Wiesen und Feldern, oder auf Straßen und Wegen landen, um Patienten aufzunehmen. Die flächendeckende Errichtung von Landeplätzen für Hubschrauber ist jedenfalls nicht sinnvoll durchführbar. Der Bereich um die Erzherzog-Johann-Hütte wird allerdings in regelmäßigen Abständen für die Aufnahme von Patienten genutzt, da dort eine frequentierte Route für die Besteigung des Großglockners verläuft. Entsprechende Einsatzdaten sind bei den HEMS Betreibern verfügbar. Die Errichtung einer Plattform<sup>1</sup> für Landungen mit Hubschraubern in der Nähe der Erzherzog-Johann-Hütte sollte auf jeden Fall vor allem unter Berücksichtigung des Sicherheitsgewinns für HEMS Einsätze geprüft werden. Bei Vorhandensein einer geeigneten Landefläche hätte der Pilot die Möglichkeit gehabt, schon beim geringsten Anzeichen einer einsetzenden Drehbewegung den Hubschrauber wieder vollständig und sicher auf der Plattform aufzusetzen. Dieser Sicherheitsgewinn betreffe nicht nur Flüge mit dem Hubschraubermodell MD900, sondern alle HEMS Flüge.

---

<sup>1</sup> z. B. „Portable Heliport“ von *Soloy Aviation Solutions* oder ähnliche Landeplattformen

### **2.4.1 Luftfahrtbehördliche Erfordernisse für den HEMS Betrieb**

Wie in Abschnitt 1.16.2 erläutert, sind für den HEMS Betrieb die Vorgaben der Verordnung (EU) Nr. 965/2012, speziell der Teil SPA.HEMS zu erfüllen. Eine sichere Fortsetzung des Fluges erfordert ausreichende Steigleistung in der jeweiligen Höhe des Einsatzortes und unter Berücksichtigung des Gewichtes und der Temperatur am Einsatzort. Konkret wäre hier nach dem Guidance Material der EASA zur Verordnung (EU) 965/2012 entsprechend Flugleistungsstufe 2 bei Ausfall eines Triebwerkes eine minimale Steigrate von 150 ft/min bis 1000 ft über dem Startpunkt erforderlich. Weder der Hubschrauber MD900 noch vergleichbare andere Hubschraubermuster erfüllen unter realistischen Einsatzbedingungen (Gewicht, Höhe und Temperatur) diese Forderung. Dieses Defizit wurde bereits von der EASA erkannt und eine geplante Änderung der Bestimmungen zu den Leistungserfordernissen im Rettungsflugbetrieb ist beabsichtigt (Siehe NPA 2018-04, 2.3.2.5).

Unter der Bezeichnung OSD (Operational Suitability Data) führt die EASA bzw. die Europäische Union ein Konzept, bei dem Inhaber einer Musterzulassung der EASA und Betreibern bestimmte Informationen zur Verfügung stellen, die für den sicheren Betrieb des Luftfahrzeuges als besonders wichtig angesehen werden. Derzeit sind für den Hubschrauber MD900 vom Inhaber der Musterzulassung bei EASA keine OSD FCD (Flight Crew Data) verfügbar. Dies wäre jedoch eine Möglichkeit, im Zuge der Pilotenaus- und -fortbildung auf die typenspezifischen Besonderheiten des Modells MD900 hinzuweisen, vor allem was die Betriebsgrenzen aus Figure 2-2 angeht.

Gemäß Verordnung (EU) Nr. 748/2012 ist der Inhaber einer Musterzulassung allerdings nur zur Genehmigung solcher Operational Suitability Data / Flight Crew Data verpflichtet, wenn dieser ein neues Luftfahrzeug am oder nach dem 17. Februar 2014 an einen europäischen Betreiber ausliefert. Beim Modell MD900 gibt es daher keine rechtliche Verpflichtung, um Operational Suitability Data / Flight Crew Data als Teil der Typenzulassung zur Verfügung zu stellen.

## 2.5 Safety Actions

Der Betreiber hat nach dem Unfall bereits proaktive Maßnahmen gesetzt, die ein erneutes Auftreten verhindern sollen. Diese werden seitens der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes befürwortet und decken sich mit den Erkenntnissen der Sicherheitsuntersuchung.

Zu den Maßnahmen gehört, dass die vorhandenen Hubschrauber vom Typ MD900 anders stationiert wurden bzw. andernorts eingesetzt werden, sodass Einsatzorte mit einer Dichtehöhe von 12400 ft nicht mehr im Einsatzradius des jeweiligen Hubschraubers liegen.

Zudem wurde eine Flying Staff Instruction (FSI) als Teil des OM-A ausgegeben, die speziell auf die Limits bezüglich der Dichtehöhe und Figure 2-2 hinweist. Darin wird außerdem vorgeschrieben, dass die Dichtehöhe-Anzeige am Alphanumeric Display des IIDS von Start bis Landung zu aktivieren ist.



# 3 Schlussfolgerungen

## 3.1 Befunde

- Zum Unfallzeitpunkt herrschten natürliche Tageslichtverhältnisse und Sichtflugwetterbedingungen.
- Der Pilot hatte alle für die Flugdurchführung erforderlichen Lizenzen und Berechtigungen.
- Der Pilot hatte sowohl auf der Unfalltype als auch mit anderen Hubschraubertypen ausreichend Flugerfahrung.
- Der Pilot konnte ausreichende Ruhezeiten angeben und war ausgeruht.
- Physische oder psychologische Einflussfaktoren des Piloten können ausgeschlossen werden.
- Die Jahreswartung war inklusive Überziehungsrahmen um 3 Tage überschritten. Diese überschrittene Jahreswartung war nicht unfallkausal.
- Bei der Untersuchung wurde eine fehlerhaft montierte Upper Inlet Ramp festgestellt.
- Die fehlerhafte Montage der Upper Inlet Ramp ist auf eine falsche Verklebung bzw. Grundierung und Lackierung zurückzuführen.
- Ein negativer Einfluss der abgelösten Upper Inlet Ramp auf den Luftstrom im Heckrohr ist nicht belegbar und daher unwahrscheinlich, kann jedoch letztendlich nicht vollständig ausgeschlossen werden.
- Abgesehen von der überschrittenen Jahreswartung und der fehlerhaft montierten Upper Inlet Ramp war das Luftfahrzeug ordnungsgemäß gewartet.
- Alle verpflichteten Service Bulletins und Airworthiness Directives waren ordnungsgemäß durchgeführt.
- Zulassungsbasis für den Hubschrauber war CFR 14 Part 27, Amendment 1 bis 26.
- Die Steuerbarkeit (Controllability) in Bezug auf Figure 2-2 war bereits bei der erstmaligen Zulassung durch die FAA (ELOS Finding TD9369LA-R/F-2) und bei der Prüfung eines Service Bulletins (SB900-099R1, AD US-2009-07-13) durch die FAA ein für die Lufttüchtigkeit kritischer Bereich, der besondere Beachtung auf sich zog.
- Bei der Zulassung musste eine alternative Methode zur Erfüllung von CFR 14 Part 27.143 gewählt werden, da die erforderliche Steuerbarkeit (Controllability) in einer Höhe von 7000 ft nicht nachweisbar war. Dazu wurde das „WAT Limit and Area A Azimuth For Crosswind Operations“ Diagramm (RFM Figure 2-2) im Flughandbuch als Betriebsgrenze festgelegt.

- Bei der Bearbeitung des Service Bulletin SB900-099R1 durch die FAA wurde im Zuge von Flugtests festgestellt, dass die tatsächlichen Steuerbarkeitsgrenzen nicht konsistent mit den im WAT und Crosswind Limits Diagramm (RFM Figure 2-2) angegebenen Grenzen waren. Folglich wurde von der FAA die Airworthiness Directive AD US-2009-07-13 zur verpflichtenden Durchführung herausgegeben.
- Angaben im Flughandbuch in Bezug auf Figure 2-2 und Figure 5-37 können aufgrund der Art und Weise, wie diese dargestellt sind, von Pilotinnen und Piloten irrtümlicherweise falsch interpretiert werden. Diese könnten so unbeabsichtigt dazu verleitet werden, die Betriebsgrenzen des Hubschraubers falsch einzuschätzen.
- Im Datenblatt der Musterzulassung (Type Certificate Data Sheet) findet sich kein Vermerk über die Limitierung von 12400 ft Dichtehöhe für Starts und Landungen oder eine Abbildung ähnlich Figure 2-2.
- An den meisten HEMS Einsatzorten ist es höchstwahrscheinlich nicht möglich, die Windrichtung und die Windgeschwindigkeit exakt genug zu bestimmen, vor allem ohne Windsack oder sonstige Messgeräte. Die strikte Einhaltung der Windangaben aus Figure 2-2 dürfte sich daher schwierig erweisen oder gar nicht durchführbar sein.
- Ein viertes Besatzungsmitglied, welches zur Einschulung an Bord hätte sein sollen, wurde am Boden gelassen, um das Gesamtgewicht des Hubschraubers zu verringern.
- Masse und Schwerpunkt lagen während des gesamten Fluges im zulässigen Bereich.
- Eine Flugvorbereitung wurde ordnungsgemäß durchgeführt.
- Gemäß Flughandbuch Kapitel „Performance Data“ (Figure 5-38 bis 5-45) stand während des gesamten Fluges immer ausreichend Leistung zur Verfügung.
- Ein Überflug und Schwebeflug zur Beurteilung der Leistungsreserven wurde durchgeführt, ist aber beim Hubschraubermodell MD900 zur Abschätzung der Reserven bzgl. Steuerbarkeit (Controllability) im Bodeneffekt aufgrund der aerodynamischen Eigenschaften und Besonderheiten des NOTAR Systems nur bedingt geeignet.
- Die Temperatur am Einsatzort bzw. an der Unfallstelle konnte anhand der vorliegenden Daten zum Unfallzeitpunkt auf 9,2°C (ISA+16) bestimmt werden.
- Der Einsatzort bzw. die Unfallstelle liegt in einer geographischen Höhe von 11220 ft.
- Die errechnete Dichtehöhe an der Unfallstelle betrug zum Unfallzeitpunkt 12231 ft.
- Der Anflug zum Landeplatz fand in einem Sinkflug statt. Folglich befand sich der Hubschrauber für den Anflug in größerer Höhe als der errechneten Dichtehöhe von 12231 ft an der Unfallstelle. Die Reserve betrug demnach etwa 169 ft. Dasselbe gilt für den Abflug.

- Die gemäß Hersteller im Flughandbuch angegebene Betriebsgrenze für Starts, Landungen und den Betrieb im Bodeneffekt beträgt 12400 ft (Dichtehöhe). Diese Betriebsgrenze war an der Unfallstelle nicht überschritten.
- Der Wind an der Unfallstelle betrug zum Unfallzeitpunkt gem. Videoauswertung etwa 12-15 kt von vorne.
- Die Maßnahme, den kollektiven Steuerknüppel zu senken, um die unkontrollierte Drehbewegung zu verringern, war richtig. Die Aufnahme von Fahrt war im konkreten Fall aus dem Schwebeflug heraus aufgrund der Drehbewegung und der Nähe zum Berg nicht möglich.
- Die Bestimmung der Dichtehöhe vor dem Flug ist nur selten exakt durchführbar. Meist ist die Höhe des Einsatzortes und die dort herrschende Temperatur nicht genau bekannt. Eine Letztbeurteilung am Einsatzort durch die Pilotin oder den Piloten ist unabdingbar.
- Die Verwendung von Navigationsrechnern oder Umrechnungstabellen und –grafiken für die Bestimmung der Dichtehöhe ist grundsätzlich möglich. Dies stellt aber bei HEMS Einsatzflügen – vor allem bei Single Pilot Operations – eine zusätzliche kognitive Belastung für Pilotinnen und Piloten dar, die vermieden werden sollte. Instrumente, die die Dichtehöhe direkt anzeigen, wären zu bevorzugen.
- Die Verwendung des IIDS zur Anzeige der Dichtehöhe ist grundsätzlich möglich, allerdings vom Hersteller oder einer Zulassungsbehörde für die Bestimmung der Einhaltung der Betriebsgrenzen weder vorgeschrieben noch empfohlen. Der Betreiber hat dies mittels einer Flying Staff Instruction nach dem Unfall vorgeschrieben.
- Eine ebene Landefläche stand am Einsatzort bzw. am Unfallort nicht zur Verfügung. Der Patient musste verladen werden, während der Hubschrauber im Schwebeflug war. Eine Landefläche hätte die Möglichkeit geboten, den Hubschrauber beim ersten Anzeichen einer Drehbewegung wieder vollständig und sicher aufzusetzen.
- Vom Betreiber wurden bereits proaktive Maßnahmen gesetzt, um ein Wiederauftreten eines ähnlich gelagerten Vorfalls zu verhindern.
- Die von der Europäischen Union bzw. der EASA vorgeschriebenen Anforderungen über Flugleistungsklassen (Performance Classes) für HEMS Einsatzflüge (Verordnung (EU) 965/2012) sind in großen Höhen von vielen im Einsatz befindlichen Hubschraubermodellen nicht erfüllbar. Die Problematik ist der EASA bekannt, entsprechende Änderungen sind bereits in Bearbeitung.

## 3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Verlust der Kontrolle um die Hochachse während des Starts im Bodeneffekt

### 3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Betrieb des Hubschraubers nahe an der Grenze der aerodynamischen Steuerbarkeit um die Hochachse.
- Fehlende Landemöglichkeit, um den Hubschrauber in der Nähe der Erzherzog-Johann-Hütte vollständig aufzusetzen.
- Aerodynamische Besonderheit des NOTAR Systems und dadurch im Vergleich zu Hubschraubern mit konventionellem Heckrotor anderes Verhalten im Bodeneffekt.
- Angaben bzgl. Betriebsgrenzen im Flughandbuch sind zwar luftfahrtbehördlich genehmigt, können aber aufgrund der Art und Weise, wie diese dargestellt sind, von Pilotinnen und Piloten irrtümlicherweise falsch interpretiert werden.

## 4 Sicherheitsempfehlungen

Da der Betreiber bereits proaktive Maßnahmen gesetzt hat, wird von einer zusätzlichen Sicherheitsempfehlung an diesen abgesehen. Es wird auch von einer zusätzlichen Sicherheitsempfehlung an die EASA abgesehen, da die Problematik bzgl. der Flugleistungsklassen für den HEMS Flugbetrieb in großen Höhen bereits bekannt und in Bearbeitung ist.

Nr. SE/SUB/LF/6/2022, ergeht an den Inhaber der Musterzulassung:

Obwohl als nicht unfallkausal betrachtet, wurde beim gegenständlichen Unfall festgestellt, dass die Upper Inlet Ramp falsch verklebt bzw. montiert war. Es wird empfohlen, alle Betreiber darauf aufmerksam zu machen, die korrekte Montage der Inlet Ramps zu prüfen.

Nr. SE/SUB/LF/7/2022, ergeht an den Inhaber der Musterzulassung:

Der Hubschrauber MD900 besitzt für Starts, Landungen und den Betrieb im Bodeneffekt ein Limit bezüglich der Dichtehöhe. Die Dichtehöhe kann je nach Außentemperatur stark von der Druckhöhenanzeige des Höhenmessers abweichen. Es wird empfohlen, alle Betreiber im Zuge von Safety Promotion auf die Möglichkeit hinzuweisen, die Dichtehöhe direkt am IIDS anzeigen zu lassen. Auch andere Maßnahmen sollten geprüft werden. So könnte z. B. das Flughandbuch im Kapitel „Limitations“ um einen Hinweis ergänzt werden, die IIDS Anzeige zur Einhaltung der Dichtehöhe-Betriebsgrenze heranzuziehen.

Nr. SE/SUB/LF/8/2022, ergeht an die EASA:

Es wurde festgestellt, dass Figure 2-2 aus dem MD900 Flughandbuch, Kapitel 2 „Limitations“, luftfahrtbehördlich genehmigt ist, aber einige Angaben irrtümlicherweise falsch interpretiert werden könnten. Es wird empfohlen, eine Neu beurteilung der Angaben in Figure 2-2 durchzuführen und in Zusammenarbeit mit FAA und dem Hersteller unter Berücksichtigung möglicher Fehlinterpretationen zu prüfen, ob und wie die relevanten Informationen in diesem Diagramm unmissverständlicher dargestellt werden können. Dazu gehört unter anderem, dass der Text „TAKEOFF AND LANDING WAT LIMIT“ um das Wort „HIGE“ erweitert wird, das Einführen von Sicherheitsmargen vor allem um die Betriebsgrenze von 12400 ft, die Klarstellung, dass auch Wind von vorne sich negativ auswirken kann, und gegebenenfalls die Änderung des Titels, da „[...] For Crosswind

Operations“ den falschen Eindruck erwecken könnte, dass das Diagramm nur bei Seitenwind anzuwenden wäre.

Nr. SE/SUB/LF/9/2022, ergeht an die EASA:

Für den Hubschrauber MD900 sind vom Inhaber der Musterzulassung bei der EASA keine OSD (Operational Suitability Data) verfügbar und für die Type MD900 auch nicht vorgeschrieben. Die Betriebsgrenze bzgl. der aerodynamischen Steuerbarkeit (Controllability, Flughandbuch Figure 2-2) ist jedoch eine Besonderheit dieses Hubschraubermodells und des NOTAR Systems, die in dieser Form bei vergleichbaren Hubschraubermodellen mit konventionellem Heckrotor nach FAR Part 27 bzw. CS-27 unüblich ist. Es wird empfohlen, in Zusammenarbeit mit FAA und dem Inhaber der Musterzulassung Möglichkeiten zu prüfen, Pilotinnen und Piloten auf die aerodynamischen und operationellen Besonderheiten der Type MD900 aufmerksam zu machen.

Nr. SE/SUB/LF/10/2022, ergeht an das Amt der Kärntner Landesregierung:

Der gegenständliche Unfall wäre wahrscheinlich vermeidbar gewesen, wenn eine geeignete Landefläche oder eine Landeplattform zur Verfügung gestanden wäre. Die Erzherzog-Johann Hütte ist die höchstgelegene Hütte für und letzte Station vor der Besteigung des Großglockners. Aus diesem Grund wird diese häufig zur Abholung von Patienten genutzt. Es wird empfohlen, in Zusammenarbeit mit dem Amt der Tiroler Landesregierung die Errichtung einer Landemöglichkeit – z. B. in Form einer mobilen Plattform – in der Nähe der Erzherzog-Johann-Hütte zu prüfen.

# 5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) einzuholen.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, einzuhalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idGF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit zu geben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Bei der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes sind Stellungnahmen bzw. Leermeldungen des Piloten, der österreichischen Luftfahrtbehörde Austro Control (ACG), der europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA), des Inhabers der Musterzulassung des Hubschraubers/Hubschrauberherstellers und des Inhabers der Musterzulassung der Triebwerke/Triebwerksherstellers eingelangt.

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.



## Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden.....	11
Tabelle 2 Masse- und Schwerpunktberechnung für den Flug vom Einsatzort .....	20
Tabelle 3 Masse- und Schwerpunktberechnung des Piloten für den Flug vom Einsatzort .	21
Tabelle 4 AUTOMETAR Daten Station Zell am See.....	23
Tabelle 5 AUTOMETAR Daten Station Lienz.....	24
Tabelle 6 AUTOMETAR Daten Station Kals.....	24
Tabelle 7 AUTOMETAR Daten Station Sillian .....	25
Tabelle 8 TAWES Daten Station Sonnblick .....	25
Tabelle 9 TAWES Daten Station Rudolfshütte.....	26
Tabelle 10 ACG Daten Station Rudolfshütte .....	26
Tabelle 11 METAR Daten LOWS .....	26
Tabelle 12 TAF Daten LOWS.....	27
Tabelle 13 METAR Daten LOWK.....	28
Tabelle 14 TAF Daten LOWK.....	28
Tabelle 15 METAR Daten LOWI .....	28
Tabelle 16 TAF Daten LOWI.....	29
Tabelle 17 Wetterdaten Stüdlhütte 01.08.2017 (auszugsweise).....	35
Tabelle 18 Aufgezeichnete Triebwerksdaten der rechten DCU.....	39
Tabelle 19 Aufgezeichnete Triebwerksdaten der linken DCU.....	40

## Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Übersicht Flugverlauf Heliport Matrei zur Erzherzog-Johann-Hütte.....	9
Abbildung 2 Komponenten des NOTAR® Systems .....	14
Abbildung 3 Detailumströmung des Heckauslegers .....	15
Abbildung 4 WAT und Crosswind Limits .....	17
Abbildung 5 Masse und Schwerpunktlage .....	20
Abbildung 6 GAFOR Karte .....	30
Abbildung 7 Wind/Temperatur Karte .....	31
Abbildung 8 Low-Level SWC Karte .....	32
Abbildung 9 Wind Barbs .....	33
Abbildung 10 QNH / Föhn-Potential Karte .....	34
Abbildung 11 Windberechnung aus Video .....	36
Abbildung 12 Unfallort, Karte .....	43
Abbildung 13 Unfallort und Erzherzog-Johann-Hütte.....	43
Abbildung 14 Endlage des Wracks (Betreiber-Logo geschwärzt) .....	44
Abbildung 15 Insassenposition zum Unfallzeitpunkt .....	45
Abbildung 16 Upper und Lower Inlet Ramp.....	52
Abbildung 17 Resultierende Luftkräfte, Simulation .....	54
Abbildung 18 Resultierende Momente, Simulation.....	55
Abbildung 19 Wetter-Messstationen um den Unfallort .....	59
Abbildung 20 Temperaturverlauf anhand Messdaten an der Unfallstelle um 18:10 Uhr UTC .....	60
Abbildung 21 Figure 2-2 und Figure 5-37, Flughandbuch MD900 .....	68
Abbildung 22 Figure 5-42, Hover Ceiling, IGE, Flughandbuch MD900.....	71
Abbildung 23 Figure 5-44, Hover Ceiling, OGE, Flughandbuch MD900 .....	72

## Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 idF BGBl. I Nr. 92/2017

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz 2005 – UUG**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 231/2021

**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

**Verordnung (EU) Nr. 376/2014** des Europäischen Parlaments und des Rates vom 03. April 2014 über die Meldung, Analyse und Weiterverfolgung von Ereignissen in der Zivilluftfahrt, zur Änderung der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates und zur Aufhebung der Richtlinie 2003/42/EG des Europäischen Parlaments und des Rates und der Verordnungen (EG) Nr. 1321/2007 und (EG) Nr. 1330/2007 der Kommission

**Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012** der Kommission vom 26. September 2012 zur Festlegung gemeinsamer Luftverkehrsregeln und Betriebsvorschriften für Dienste und Verfahren der Flugsicherung und zur Änderung der Durchführungsverordnung (EG) Nr. 1035/2011 sowie der Verordnungen (EG) Nr. 1265/2007, (EG) Nr. 1794/2006, (EG) Nr. 730/2006, (EG) Nr. 1033/2006 und (EU) Nr. 255/2010. (**SERA**)

**Verordnung (EU) Nr. 965/2012** der Kommission vom 5. Oktober 2012 zur Festlegung technischer Vorschriften und von Verwaltungsverfahren in Bezug auf den Flugbetrieb gemäß der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates

Code of Federal Regulations, Title 14 - Aeronautics and Space, Chapter I - Federal Aviation Administration, Department Of Transportation, Subchapter C – Aircraft, Part 27 – Airworthiness Standards: Normal Category Rotorcraft. (**14 CFR 27 – Part 27**)

## Abkürzungen

<b>ACG</b>	Austro Control GmbH
<b>AD</b>	Airworthiness Directive (Lufttüchtigkeitsanweisung)
<b>AEO</b>	All Engines Operative (Alle Triebwerke funktionstüchtig)
<b>AFM</b>	Aircraft Flight Manual (Flughandbuch)
<b>ARC</b>	Airworthiness Review Certificate (Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit)
<b>ASCM</b>	Aircraft Systems Condition Monitoring
<b>ATPL(H)</b>	Airline Transport Pilot License, Helicopter (Lizenz für Verkehrspiloten, Hubschrauber)
<b>BMS</b>	Balance Monitoring System
<b>CG</b>	Center of Gravity (Schwerpunkt)
<b>CPL</b>	Commercial Pilot License (Berufspilotenlizenz)
<b>DCU</b>	Data Collection Unit
<b>EASA</b>	European Aviation Safety Agency (Europäische Agentur für Flugsicherheit)
<b>ECET</b>	End of Civil Evening Twilight (Ende der bürgerlichen Abenddämmerung)
<b>EEC</b>	Electronic Engine Control
<b>EFB</b>	Electronic Flight Bag (Elektronischer Pilotenkoffer)
<b>ELOS</b>	Equivalent Level of Safety (Äquivalentes Sicherheitsniveau)
<b>ELT</b>	Emergency Locator Transmitter (Notfunkbake)
<b>EMS</b>	Emergency Medical Services (Rettungsdienst)
<b>FAA</b>	Federal Aviation Administration
<b>FAR</b>	Federal Aviation Requirements
<b>FCD</b>	Flight Crew Data (im Rahmen von OSD)
<b>FI</b>	Flight Instructor (Fluglehrer)
<b>GAFOR</b>	General Aviation Forecast (Flugwettervorhersage für die Allgemeine Luftfahrt)
<b>HCM</b>	HEMS Crew Member (Rettungshubschrauber-Besatzungsmitglied, Flugretter)
<b>HEMS</b>	Helicopter Emergency Medical Services (Hubschrauber-Rettungsdienst)
<b>HIGE</b>	Hover in Ground Effect (Schweben im Bodeneffekt)
<b>HOGE</b>	Hover out of Ground Effect (Schweben außerhalb des Bodeneffekts)
<b>IGE</b>	In Ground Effect (im Bodeneffekt)

<b>IIDS</b>	Integrated Instrumentation Display System
<b>IPS</b>	Inlet Particle Separator (Einlass-Partikelabscheider)
<b>IR</b>	Instrument Rating (Instrumentenflugberechtigung)
<b>JAA</b>	Joint Aviation Authorities
<b>JAR</b>	Joint Aviation Requirements
<b>LOMM</b>	ICAO Kennung des Hubschrauberlandeplatzes Matri in Osttirol
<b>LOWI</b>	ICAO Kennung des Flughafens Innsbruck Kranebitten
<b>LOWK</b>	ICAO Kennung des Flughafens Klagenfurt
<b>M&amp;B</b>	Mass & Balance (Masse und Schwerpunkt)
<b>MCC</b>	Multi Crew Coordination
<b>MET(H)</b>	Multi-Engine Turbine, Helicopter (Hubschrauber mit mehreren Turbinentriebwerken)
<b>METAR</b>	Meteorological Aerodrome Report (Flughafen-Wetterbeobachtungsmeldung)
<b>MDHI</b>	MD Helicopters, Inc.
<b>MGT</b>	Measured Gas Temperature (Gemessene Gastemperatur)
<b>MSL</b>	Mean Sea Level (Meereshöhe)
<b>MTM</b>	Maintenance Training Manual
<b>MTOM</b>	Maximum Take Off Mass (Maximale Abflugmasse)
<b>NOTAR®</b>	No Tail Rotor (eingetragene Handelsmarke von MDHI)
<b>NTSB</b>	National Transportation Safety Board
<b>OGE</b>	Out of Ground Effect (außerhalb des Bodeneffekts)
<b>OM</b>	Operations Manual (Betriebshandbuch)
<b>OSD</b>	Operational Suitability Data
<b>PPL</b>	Private Pilot License (Privatpilotenlizenz)
<b>QNH</b>	Atmosphärischer Luftdruck bezogen auf Meeresniveau in hPa
<b>RFM</b>	Rotorcraft Flight Manual (Flughandbuch für Hubschrauber)
<b>SB</b>	Service Bulletin
<b>SERA</b>	Standardised European Rules of the Air (gemeinsame europäische Luftverkehrsregeln)
<b>SFC</b>	Surface (Erdoberfläche)
<b>SWC</b>	Significant Weather Chart
<b>TAF</b>	Terminal Aerodrome Forecast (Flughafen-Wetterprognose)

<b>TAWES</b>	Teilautomatisches-Wetter-Erfassungs-System
<b>TCDS</b>	Type Certificate Datasheet (Datenblatt der Musterzulassung)
<b>TW</b>	Triebwerk
<b>UTC</b>	Coordinated Universal Time (koordinierte Weltzeit)
<b>VAMES</b>	Voll-Automatisches-Meteorologisches-Erfassungs-System
<b>VFR</b>	Visual Flight Rules (Sichtflugregeln)
<b>VMC</b>	Visual meteorological conditions (Sichtwetterbedingungen)
<b>VSCS</b>	Vertical Stabilizer Control System
<b>WAT</b>	Weight-Altitude-Temperature (Gewicht-Flughöhe-Temperatur)
<b>WGS84</b>	World Geodetic System 1984 (ein globales Referenzsystem der Geodäsie und Navigation)
<b>W/T</b>	Wind/Temperatur
<b>ZAMG</b>	Zentralanstalt für Meteorologie und Geodynamik
<b>ft</b>	Fuß (1 ft = 0,3048 m)
<b>ft/min</b>	Fuß pro Minute (1 ft/min = 0,00508 m/s)
<b>Hz</b>	Hertz
<b>in</b>	Inch (1 in = 0,0254 m)
<b>in-lbs</b>	Inch-Pound (1 in-lbs = 0,1129848 Nm)
<b>kt</b>	Knoten (1 kt = 0,514444 m/s)
<b>lb</b>	Pfund (1 lb = 0,453592 kg)
<b>psia</b>	Pound-force per square inch absolute (1 psia = 0,0689476 bar)

Abkürzungen bzgl. Wetterbeobachtungen (METAR) und Prognosen (TAF) können dem WMO Handbuch „Aerodrome Reports and Forecasts“, WMO-No. 782, entnommen werden ([https://library.wmo.int/doc\\_num.php?explnum\\_id=5981](https://library.wmo.int/doc_num.php?explnum_id=5981)).

# 6 Anhänge

## 6.1 Auszug aus 14 CFR

„§ 27.143 Controllability and maneuverability

- (a) The rotorcraft must be safely controllable and maneuverable—
    - (1) During steady flight; and
    - (2) During any maneuver appropriate to the type, including—
      - (i) Takeoff;
      - (ii) Climb;
      - (iii) Level flight;
      - (iv) Turning flight;
      - (v) Glide;
      - (vi) Landing (power on and power off) ; and
      - (vii) Recovery to power-on flight from a bailed autorotative approach.
  - (b) The margin of cyclic control must allow satisfactory roll and pitch control at  $V_{ne}$  with—
    - (1) Critical weight;
    - (2) Critical center of gravity;
    - (3) Critical rotor r.p.m.; and
    - (4) Power off (except for helicopters demonstrating compliance with paragraph (e) of this section) and power on.
  - (c) A wind velocity of not less than 17 knots must be established in which the rotorcraft can be operated without loss of control on or near the ground in any maneuver appropriate to the type (such as crosswind takeoffs, sideward flight, and rearward flight), with—
    - (1) Critical weight;
    - (2) Critical center of gravity;
    - (3) Critical rotor r.p.m.; and
    - (4) Altitude, from standard sea level conditions to the maximum altitude capability of the rotorcraft or 7,000 feet, whichever is less.
  - (d) [...]“
- (Part 27.143, Amendment 1 bis 26)**

## 6.2 Strömungssimulation

Das von flowdynamics erstellte Gutachten „Untersuchung des Bodeneffekts auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Helikopters mit NOTAR-System“ ist nachfolgend angefügt.



# Untersuchung des Bodeneffekts auf die aerodynamischen Eigenschaften eines Helikopters mit NOTAR-System

Markus Trenker

Dieter Reisinger

21. November 2019

# Inhaltsverzeichnis

<b>1</b>	<b>Einleitung</b>	<b>2</b>
<b>2</b>	<b>Durchführung</b>	<b>3</b>
2.1	Geometrieaufbereitung .....	3
2.2	Netzgenerierung .....	5
2.3	Definition der Randbedingungen .....	7
<b>3</b>	<b>Einschränkungen</b>	<b>9</b>
<b>4</b>	<b>Auswertung</b>	<b>11</b>
4.1	Stromlinien im Strömungsfeld .....	12
4.2	Druckverteilung am Helikopter .....	20
<b>5</b>	<b>Zusammenfassung</b>	<b>23</b>
<b>6</b>	<b>Literatur</b>	<b>26</b>

# 1 Einleitung

Die Strömung am Heckausleger des Helikopters MD-900, Abb. ( 1.1) mit NOTAR-System soll untersucht werden. Hierzu wird sowohl die Ausströmung der Luft an den Längsschlitzen des Heckauslegers als auch die vom Hauptrotor erzeugte Strömung berücksichtigt. Im Besonderen soll der Einfluss der Bodennähe auf die Umströmung des Helikopters untersucht werden. Aus den Ergebnissen der Simulationen werden sowohl Erkenntnisse über die lokale Strömung am Heckausleger als auch deren Auswirkung auf die globalen Eigenschaften des Helikopters, wie angreifende Kräfte und Momente gewonnen.



Abbildung 1.1: Helikopter MD-900 der Londoner Air Ambulance

© [https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b2/\(cropped\)\\_London\\_Air\\_Ambulance\\_G-EHNS.jpg](https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/b/b2/(cropped)_London_Air_Ambulance_G-EHNS.jpg)

## 2 Durchführung

In den nachfolgenden Kapiteln werden die einzelnen Schritte der Strömungsberechnung vorgestellt. Die Aufbereitung der Geometrie wurde in verschiedenen CAD-Programmen, unter anderem in ANSYS durchgeführt. Die Vernetzung des Strömungsgebietes wurde in ANSYS Fluent Meshing durchgeführt, und zur Berechnung der stationären Umströmung des Helikopters wurde der finite Volumen Solver ANSYS Fluent eingesetzt.

### 2.1 Geometrieaufbereitung

Ein Geometriemodell des Helikopters wurde bei <https://tum3d.com/> in den zwei Datenformaten „stl“ und „iges“ erworben. Die beiden Formate unterscheiden sich in der Definition der Geometrie: Während das stl-Format die Oberflächen des Objekts als tessellierte Dreiecksflächen darstellt, speichert das iges-Format einzelne Flächen des Objekts durch die Angabe von Kontrollpunkten der Fläche ab. Mithilfe dieser Kontrollpunkte wird während des iges-imports die Fläche mit speziellen Routinen zum Zwecke der Darstellung berechnet. Abbildung Abb. ( 2.1) zeigt den Helikopter im stl-format, Abb. ( 2.2) zeigt die iges-Repräsentation.



Abbildung 2.1: stl-Repräsentation des Helikopters MD-900



In beiden Datenformaten übersteigt der Detaillierungsgrad des Modells bei Weitem den Erfordernissen für die vorgesehene Simulation. Das Modell musste deshalb vereinfacht werden. Die Längsschlitze am Heckausleger, die in der Simulation berücksichtigt werden sollen, fehlten jedoch in beiden Datenformaten. Die Modelle des Anbieters hum3d werden zumeist für die Programmierung bzw. Erweiterung von Computerspielen, Flugsimulatoren usw. eingesetzt, deren Anforderungen sich deutlich von denen einer Strömungssimulation unterscheiden:

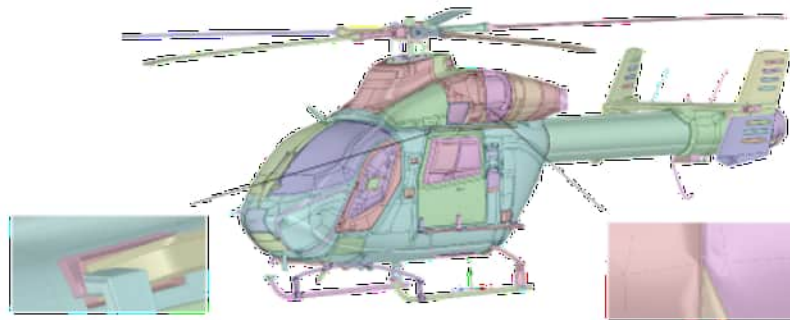


Abbildung 2.2: iges-Repräsentation des Helikopters MD-900

Während der hohe Detaillierungsgrad für realitätsnahe Computeranimationen wichtig ist, kann dieser für Strömungssimulationen oftmals störend sein, da geometrische Details aufgelöst sind, die für die vorgesehene Untersuchung unwesentlich sind und den Bearbeitungs- und Berechnungsaufwand deutlich erhöhen würden. Eine wesentliche Unterscheidung zwischen dem Modell zur Animation und dem Modell zur Strömungssimulation stellt jedoch die zwingende Bedingung der „Wasserdichtheit“ für das Simulationsmodell dar.

Die übliche Vorgehensweise ist nun das Geometriemodell soweit wie notwendig zu vereinfachen und alle Flächen in einer Weise zu verbinden, so dass ein wasserdichtes Modell entsteht, ohne jedoch das globale Erscheinungsbild des Modells nicht zu stark zu verändern. Zur Berechnung der Umströmung muss in weiterer Folge ein ausreichend großer Strömungsbereich um das Modell definiert werden, von dem das Helikoptermodell durch eine Boole'sche Operation geometrisch abgezogen wird. Das auf diese Weise erhaltene, sogenannte Negativvolumen ist der Bereich in dem die Strömung berechnet wird.

Für Strömungssimulationen wird üblicherweise eine iges- bzw. stp-Repräsentation herangezogen, da sie bestens für die Bearbeitung in CAD-Programmen geeignet ist. Es zeigte sich jedoch, dass aufgrund der vielen nicht verbundenen Flächen, siehe Details in Abb. ( 2.2), dieses Modell nicht geeignet für die weitere Verarbeitung ist. Es wurde deshalb die stl-Repräsentation herangezogen. Die Bearbeitung der facettier-

ten stl-Geometrie stellt sich ebenfalls als schwierig heraus, da keine Flächeninformationen vorhanden sind, sondern nur die Darstellung durch Dreiecke. Das stl-Modell wurde deshalb soweit wie möglich vereinfacht und danach einem wrapping-Prozess unterzogen. Hierbei wird die stl-Geometrie mit einer numerischen „Haut“ deren Steifigkeit einstellbar ist, umhüllt. Die neu generierte Oberfläche schmiegt sich an die stl-Geometrie an und erzeugt eine wasserdichte Oberfläche des Modells. Das auf diese Weise erzeugte Modell des Helikopters wird, wie bereits erwähnt, vom Umgebungsvolumen abgezogen, um so das Strömungsvolumen zu erhalten. Da das Leitwerk am Heckausleger erst bei höheren Geschwindigkeiten im Vorwärtsflug wirksam wird, wurde dieser nach Rücksprache mit dem Auftraggeber entfernt, um die Strömung an den Längsschlitzten am Heckausleger besser untersuchen zu können.

## 2.2 Netzgenerierung

In Abbildung ( 2.3) ist das erstellte Strömungsgebiet um den Helikopter dargestellt. Alle Oberflächen sind bereits mit dreieckigen Oberflächenelementen vernetzt. Am Boden des Rechengebietes wurde das Oberflächennetz im Bereich des Helikopters entsprechend verfeinert.

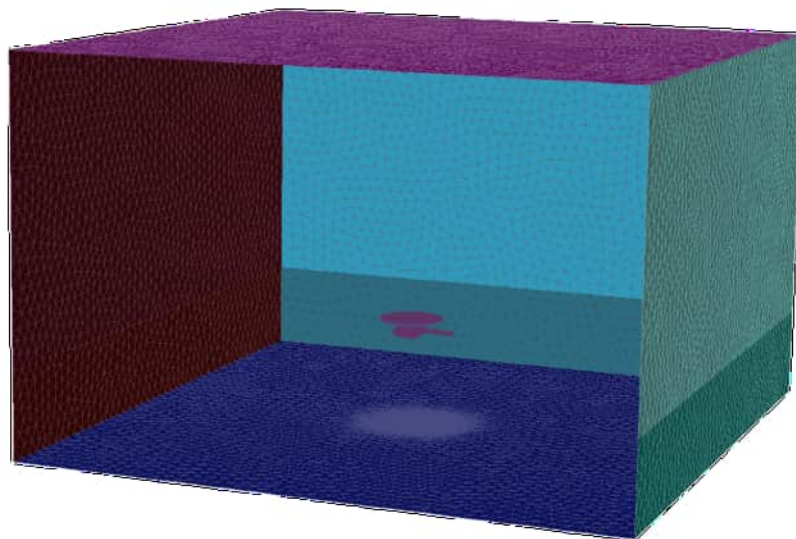


Abbildung 2.3: Das erstellte Rechengebiet, die Vorderseite ist zur besseren Sichtbarkeit entfernt.



Anstelle des Rotors wurde ein zylindrisches Volumen mit Rotordurchmesser erzeugt, dessen Basisfläche in späterer Folge mit einem Drucksprung („actuator disc“) beaufschlagt wird. Der für die Berechnung schlussendlich aufbereitete Helikopter ist in Abb. ( 2.4) dargestellt.

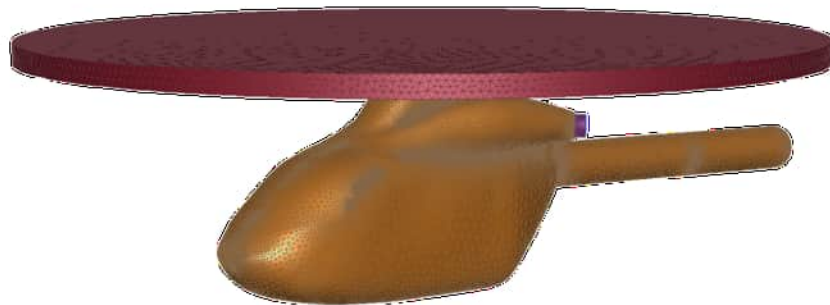


Abbildung 2.4: Der Helikopter mit dem Rotorvolumen

Nachdem alle Oberflächen mit hinreichender Qualität vernetzt sind, wird das Volumennetz im Rechengebiet erstellt. Das Netz besteht aus zirka 15 Millionen Zellen. Abbildung ( 2.5) zeigt einen Schnitt durch das Berechnungsgebiet.



Abbildung 2.5: Das erstellte Volumennetz in einem Isoschnitt

## 2.3 Definition der Randbedingungen

Zur Definition der Strömungssimulation müssen nun an allen Flächen, die das Strömungsvolumen begrenzen, Strömungsparameter definiert werden. Die im Strömungsvolumen zu lösenden Erhaltungsgleichungen, inklusive der beiden Turbulenzgleichungen des  $k-\omega$ -SST Turbulenzmodells sind nichtlineare, partielle Differentialgleichungen 2. Ordnung (Reynolds-gemittelte Navier-Stokes Gleichungen), die iterativ gelöst werden. Die Beschreibung der zu lösenden Aufgabenstellung erfolgt neben der Geometriedefinition, durch die Beschreibung des Verhaltens der Strömung an allen begrenzenden Flächen, den Randbedingungen. Abbildungen ( 2.6) und ( 2.7) zeigen das Strömungsvolumen mit den definierten Randbedingungen.

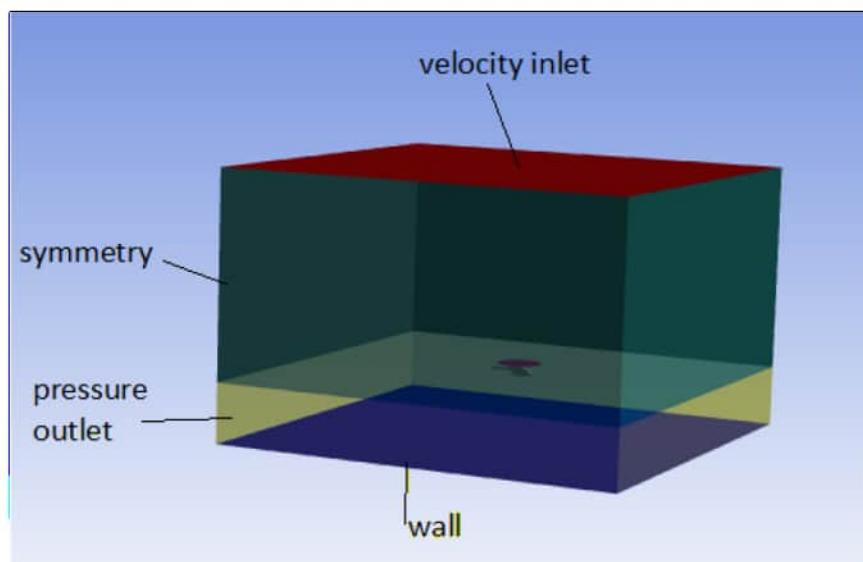


Abbildung 2.6: Definition der Randbedingungen

Die Längsschlitze am Heckausleger wurden gemäß den Angaben des Auftraggebers in das Modell eingebaut, siehe folgende Abb. ( 2.7).



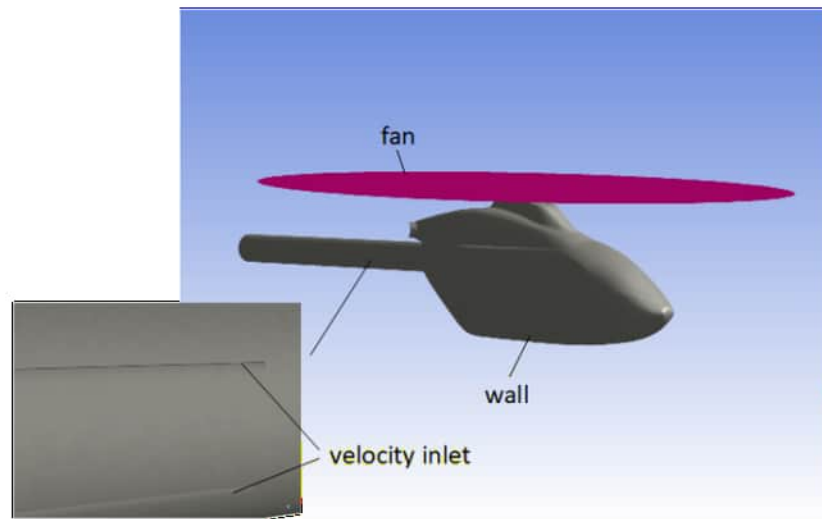


Abbildung 2.7: Definition der Randbedingungen am Helikopter. Die Detailabbildung zeigt die tangentialen Längsschlitz am Heckausleger.

Der Erdboden und die Außenflächen des Helikopters werden als reibungsbehaftete Wände („wall“) mit der entsprechenden Haftbedingung modelliert. An der Randbedingung „velocity inlet“ wird eine Einlassgeschwindigkeit definiert. An den beiden Längsschlitz wurde gemäß den Angaben des Auftraggebers eine Geschwindigkeit von 60 m/s gesetzt. Diese Strömung tritt hier aus dem Helikopter aus, und ist deshalb für die Simulation der Strömung um den Helikopter eine Eintrittsgeschwindigkeit. Zur Stabilisierung des Lösungsverfahrens wurde an der Oberseite des Strömungsvolumens eine einheitliche Strömungsgeschwindigkeit von 0.5 m/s angegeben. Dies erzeugt eine vertikale Windgeschwindigkeit im gesamten Strömungsgebiet. Die Geschwindigkeit ist mit 0.5 m/s gering genug, um nicht Gefahr zu laufen, die Berechnung zu verfälschen. Diese Randbedingung dient lediglich zu einem besseren Konvergenzverhalten des Lösungsverfahrens und wurde nicht aufgrund der Flugphysik in die Berechnung eingebracht. Die Richtung der Geschwindigkeitsrandbedingungen ist stets normal zur jeweiligen Fläche.

An der „fan“ Randbedingung wird ein Drucksprung von 300 Pa definiert. Dieser Wert, multipliziert mit der Fläche des Rotors von 84 m<sup>2</sup> ergibt eine Kraft von 25200 N, die einer Masse des Helikopters von zirka 2.5 t entspricht. An den „pressure-outlets“ kann die Strömung sowohl das Strömungsgebiet verlassen als auch mit Umgebungsdruck wieder einfließen. Die Symmetrierandbedingung entspricht einer reibungsfreien Wand.

Die Luft wird als inkompressibles, ideales Gas mit einer Dichte von 0.8 kg/m<sup>3</sup> bei einem Umgebungsdruck von 67020 Pa angenommen. Dies entspricht in etwa einer Höhe von 3000 m.

### 3 Einschränkungen

Der gewählte Lösungsweg zur Berechnung der Strömung unterliegt den folgenden wesentlichen Einschränkungen:

- Die Berechnungen werden stationär durchgeführt. Es können deshalb keine Aussagen über den zeitlichen Verlauf der Bewegung des Helikopters und der Strömung gemacht werden.
- Das Leitwerk wurde nicht modelliert. Es wird davon ausgegangen, dass das Leitwerk erst ab einer Fluggeschwindigkeit von ca. 7 m/s erste Wirkung zeigt. Im Moment des Abhebens, im Schwebeflug, ist die Fluggeschwindigkeit sehr gering. Das Leitwerk ist damit nicht wirksam. Sobald sich der Helikopter in eine Drehbewegung um die Hochachse bewegt, würden die Leitwerksflächen allerdings aufgrund des Strömungswiderstandes bei seitlicher Anströmung dämpfend wirken. Eine mögliche Interferenz zwischen Rotor-Downwash und Leitwerk müsste ggf. ebenfalls berücksichtigt werden.
- Die beiden Abgasströme der Turbinen wurden aufgrund nicht vorhandener Daten nicht berücksichtigt.
- Die drehbar gelagerte Schubdüse am Ende des Heckauslegers wurde nicht modelliert. Der Pilot bringt über die Anti-Torque Pedale eine Seitenkraft auf, die durch die drehbar gelagerte Schubdüse verändert werden kann. In dieser Berechnung stellen wir die Frage, ob die Umströmung des Heckauslegers an sich, in Verbindung mit der aus den Schlitzen austretenden Strömung, sich bei Annäherung an den Erdboden verändert und wenn ja wie. Das Nicht-Modellieren der Schubdüse hat daher keine Einschränkung auf die gegenständliche Fragestellung.
- Der Rotor wird durch einen konstanten Drucksprung simuliert („actuator disc“). Der Rotorabwind ist daher über den gesamten Rotordurchmesser konstant, d.h. der Abwind an den Blattspitzen ist gleich dem Abwind im Innenbereich der Rotorscheibe. In einer realen Rotorströmung muss man davon ausgehen, dass sich die Abwinde von innen nach außen verändern.



- Die Austrittsgeschwindigkeit am Heckausleger wurde konstant mit 60 m/s angenommen. Am realen Hubschrauber muss man davon ausgehen, dass sich die Austrittsgeschwindigkeit am Schlitz von vorne nach hinten verändert.
- Ablösungen sind sehr von der Reynoldszahl und vom Zustand der Strömung (laminar, turbulent) und von der Oberflächenbeschaffenheit abhängig. Für die Berechnungen werden alle Oberflächen des Modells als hydraulisch glatt angenommen. Am realen Fluggerät können Verschmutzungen, vorstehende Nieten, oder Bleche und Kanten, die nicht modelliert wurden, das Strömungsbild verändern.
- Der Erdboden wird als glatte, homogene Wand definiert. Die in der Praxis oftmals bei Außenlandungen beobachteten Geländestufen oder Unebenheiten werden in der Berechnung nicht berücksichtigt.

## 4 Auswertung

Es wurden vier stationäre Simulationen für unterschiedliche Bodenabstände durchgeführt: Für den geringsten Abstand wurde ein Bodenabstand des Helikopters von 8 cm gewählt. Dieser Fall wird im Folgenden mit „Bodenabstand 0 m“ bezeichnet. Die weiteren Abstände zwischen den Kufen des Helikopters und dem Boden wurden mit 3 m, 6 m und 15 m festgelegt.

Die folgende Auswertung zeigt Stromlinien, die aus dem erhaltenen Geschwindigkeitsfeld berechnet wurden. Die farbliche Kodierung entspricht der lokalen Geschwindigkeit  $U = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$  als vektorielle Summe der lokalen Geschwindigkeitskomponenten  $u, v, w$  in  $x, y$  und  $z$ -Richtung. Die Stromlinien wurden sowohl bei den beiden Schlitzen am Ausleger, die unter  $80^\circ$  und  $135^\circ$  bezogen auf die vertikale Symmetrieebene angeordnet sind, als auch vom Rotor gestartet. In allen folgenden Abbildungen wird zur besseren Sichtbarkeit nur jede 50'ste Stromlinie dargestellt. Das verwendete Koordinatensystem ist in Abb. (4.1) abgebildet.

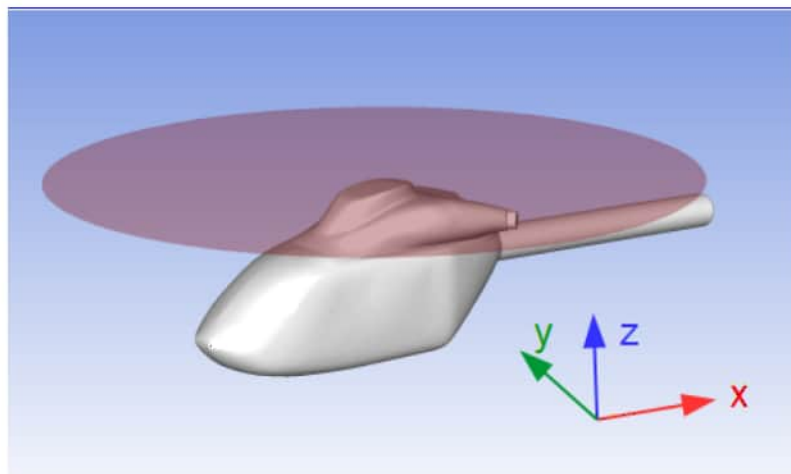


Abbildung 4.1: Helikopter mit verwendetem Koordinatensystem

## 4.1 Stromlinien im Strömungsfeld

### Schwebehöhe 0 m

Die folgenden Abbildungen (4.2, 4.3, 4.4) und (4.5) zeigen das Ergebnis für einen Bodenabstand von 0 m, das heißt die Bodenplatte des Helikopters befindet sich 8 cm über dem Boden. Die von den Längsschlitzen am Heckausleger ausströmende Luft fließt annähernd horizontal seitlich vom Helikopter ab.

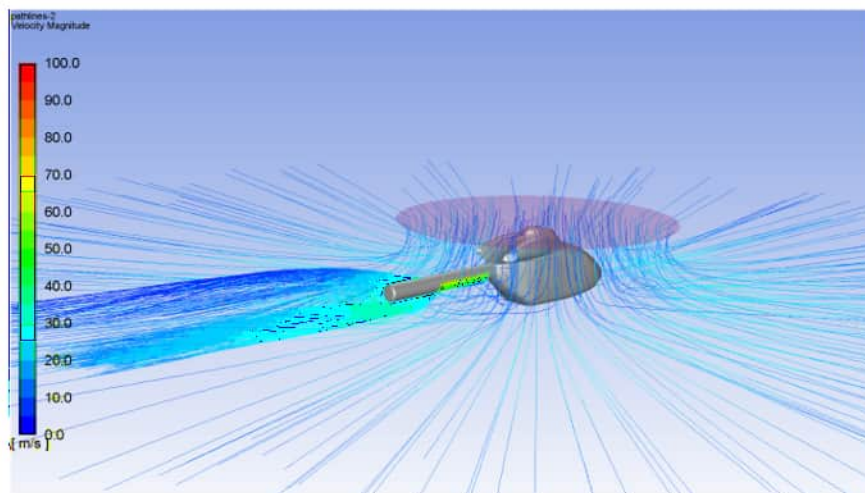


Abbildung 4.2: Stromliniendarstellung bei 0 m Bodenabstand

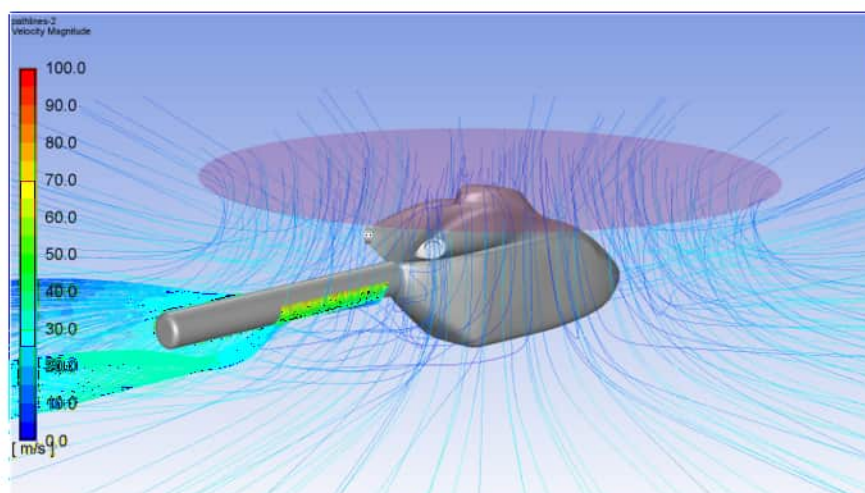


Abbildung 4.3: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 0 m Bodenabstand

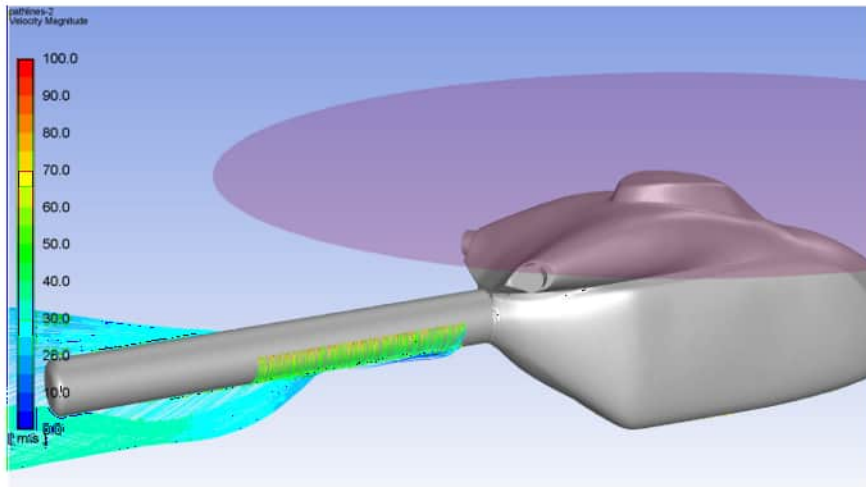


Abbildung 4.4: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 0 m Bodenabstand

In Abb.( 4.5) ist eine Ablöselinie auf der Backbordseite des Helikopters zu erkennen. Am Beginn der Längsschlitzes löst die Strömung bei etwa  $180^\circ$  bezogen auf die vertikale Symmetrieebene ab. Dieser Winkel vergrößert sich auf etwa  $270^\circ$  am Ende der Ausblasung. Aufgrund des instationären Charakters der Strömung muss jedoch eine, in der realen Strömung vermutliche zeitliche Veränderung dieser Linie, die in der stationären Rechnung nicht dargestellt werden kann, bei der Interpretation berücksichtigt werden.

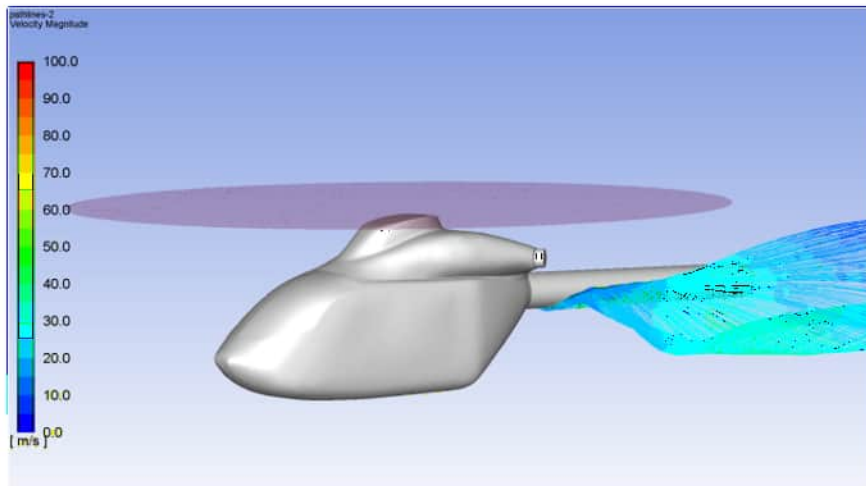


Abbildung 4.5: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 0 m Bodenabstand



## Schwebehöhe 3 m

Die folgenden Abbildungen ( 4.6, 4.7, 4.8) und ( 4.9) zeigen das Ergebnis für einen Bodenabstand von 3 m. Am Heckausleger haben sich 2 großskalige Wirbel gebildet.

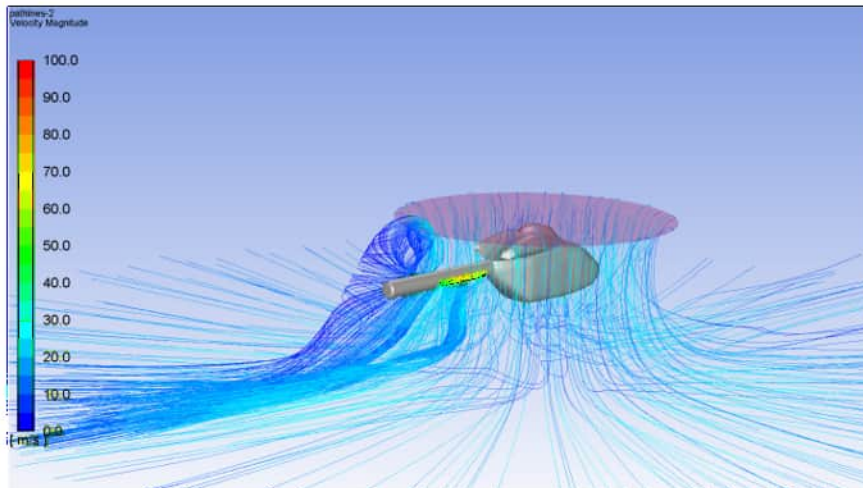


Abbildung 4.6: Stromliniendarstellung bei 3 m Bodenabstand

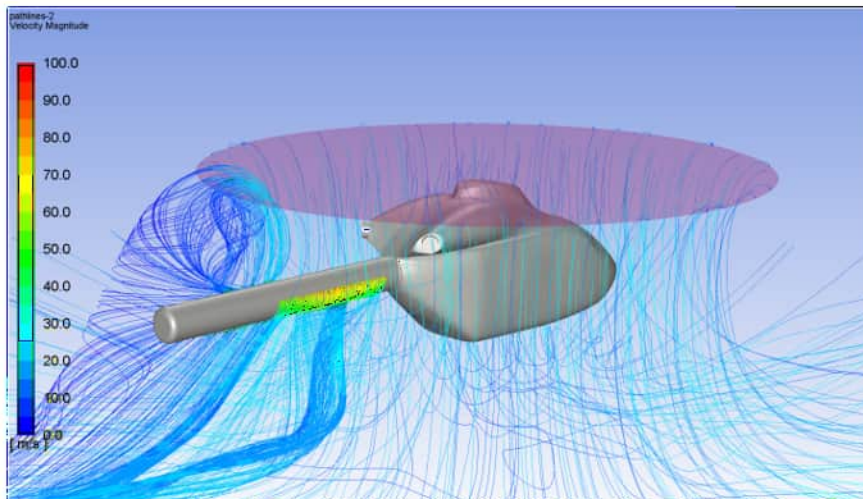


Abbildung 4.7: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 3 m Bodenabstand

Am hinteren Teil des Heckauslegers führt die tangentielle Ausblasung an den beiden Längsschlitzen zu einer Umströmung des Heckauslegers bis zirka  $270^\circ$  auf die Backbordseite des Helikopters, siehe Abb. ( 4.9). Danach löst die Strömung nach oben ab und wird durch den Rotorabwind wieder nach unten gedrückt. Der zweite Wirbel, am Beginn der tangentialen Ausblasung an den beiden Längsschlitzen, löst bereits an der Unterseite des Heckauslegers ab und bildet einen vertikalen Wirbel, dessen Geschwindigkeit höher ist als die des hinteren Wirbels.

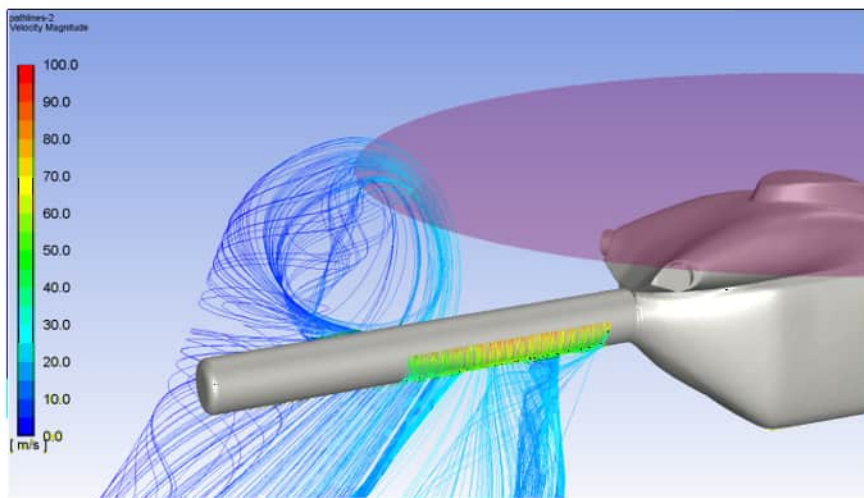


Abbildung 4.8: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 3 m Bodenabstand

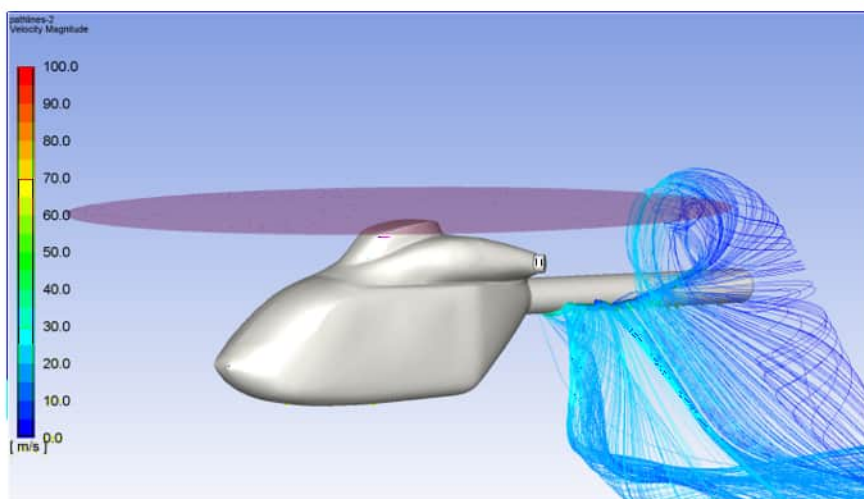


Abbildung 4.9: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 3 m Bodenabstand



## Schwebehöhe 6 m

Abbildung ( 4.10) zeigt die Strömung bei einem Bodenabstand von 6 m.

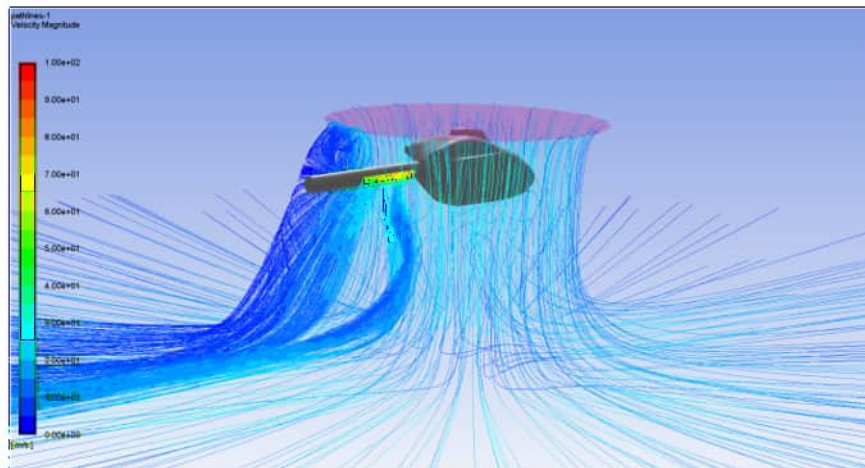


Abbildung 4.10: Stromliniendarstellung bei 6 m Bodenabstand

Der hintere Wirbel interagiert weiterhin mit dem Hauptrotor.

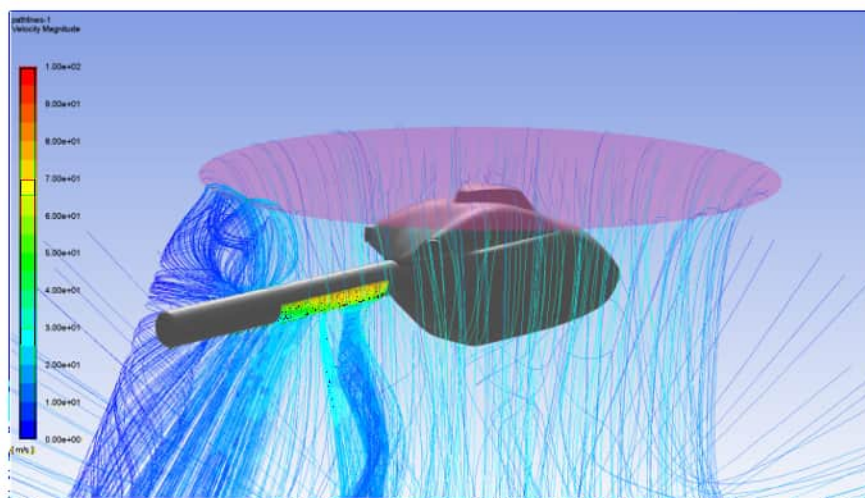


Abbildung 4.11: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 6 m Bodenabstand

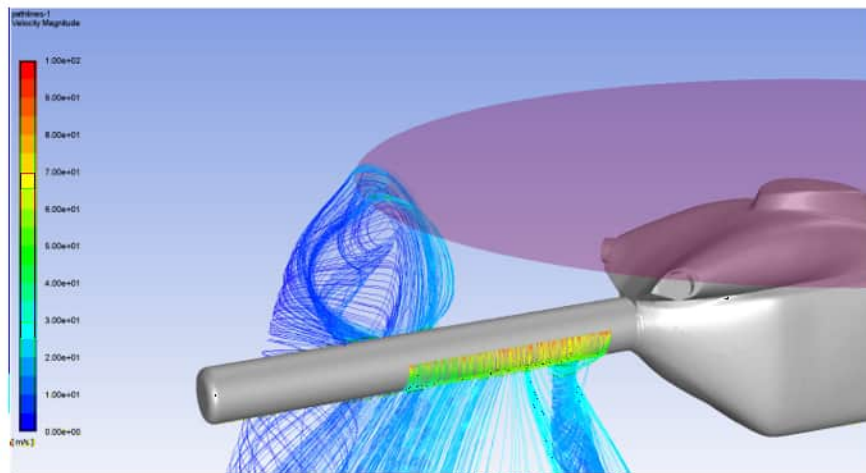


Abbildung 4.12: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 6 m Bodenabstand

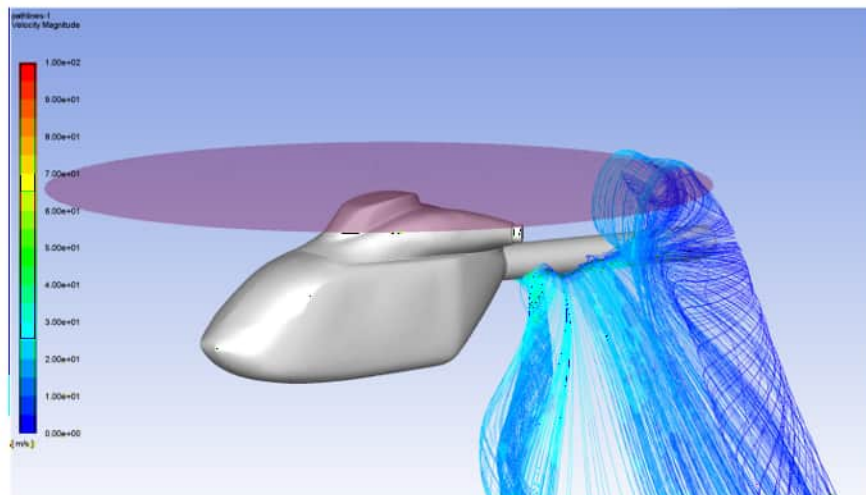


Abbildung 4.13: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei 6 m Bodenabstand

## Schwebehöhe 15 m

Abbildung ( 4.14) zeigt das Ergebnis der Simulation für die in dieser Untersuchung maximale Entfernung des Helikopters vom Boden von 15 m. Die beiden großskaligen Wirbel sind weiterhin vorhanden und dominieren das Strömungsbild.

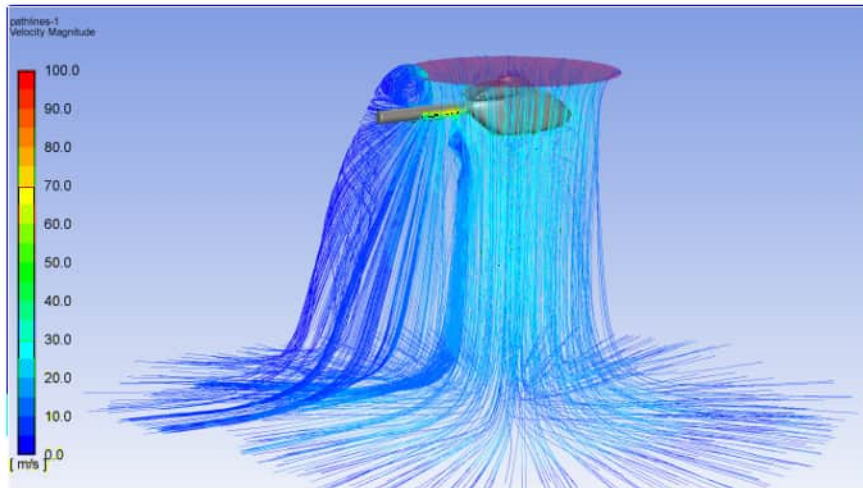


Abbildung 4.14: Stromliniendarstellung bei maximalen Bodenabstand

Die Abbildungen ( 4.15, 4.16) und ( 4.17) zeigen Detaildarstellungen dieser Wirbel.

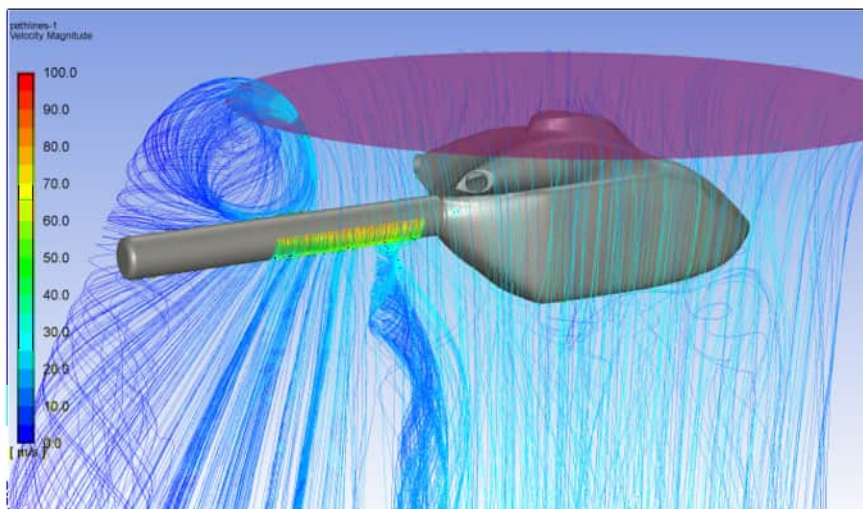


Abbildung 4.15: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei maximalen Bodenabstand



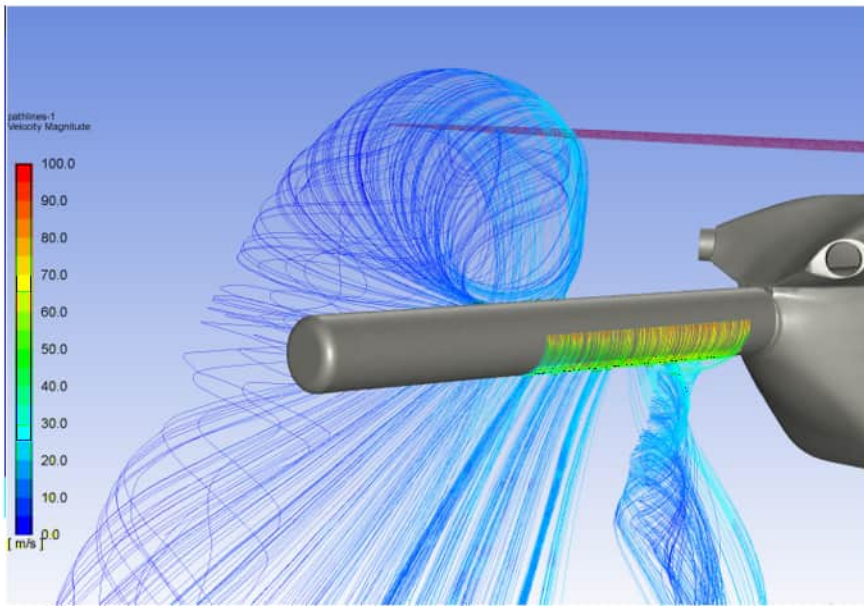


Abbildung 4.16: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei maximalen Bodenabstand

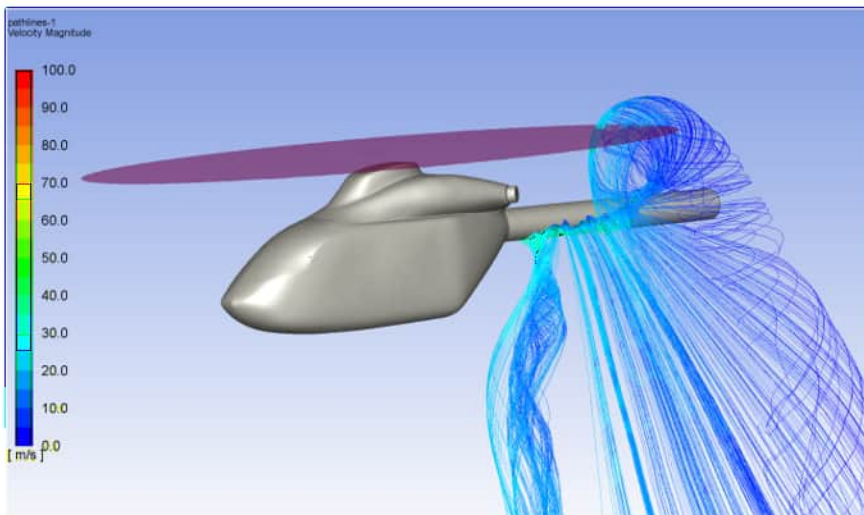


Abbildung 4.17: Detaildarstellung, Stromliniendarstellung bei maximalen Bodenabstand

### **Anmerkung:**

Eine Frage, die sich aus den vorangegangenen Abbildungen stellt, ist, ob die beiden Wirbel Auswirkungen auf die Steuerbarkeit des Helikopters um dessen Hochachse (Gierbewegung) haben. In diesem Falle würden die Wirbel Kräfte und Momente hervorrufen, die die durch die Anti-Torque Pedale und letztlich über die Längsschlitze und Schubdüse erzeugte Seitenkraft beeinflussen. Eine Interaktion zwischen Wirbel und Rotorblatt führt im allgemeinen zunächst zu Vibrationen und zu einer Abnahme der Strömungsqualität, der Hauptrotorströmung.

## **4.2 Druckverteilung am Helikopter**

Die folgenden Abbildungen (4.18, 4.19, 4.20) und (4.21) zeigen die statische Druckverteilung am Helikopter als Differenz zum Umgebungsdruck ( $p_{\infty} = 67020 \text{ Pa}$ ). Die farbliche Codierung ist zur besseren Vergleichbarkeit einheitlich zwischen  $-2000 \text{ Pa}$  und  $+500 \text{ Pa}$  gewählt. Drücke kleiner als Null bedeuten Unterdruck gegenüber der ungestörten, freien Atmosphäre.

Mit Hilfe der Differenzdrücke ist leichter nachvollziehbar, ob am Heckausleger eine Seitenkraft entsteht, und wenn ja, wie sie sich verändert. Wirbel haben im Wirbelkern niedrige Drücke und induzieren daher in der Nähe zu festen Wänden ebenfalls niedrige Drücke. Dieses Phänomen kennt man von militärischen Hochleistungsflugzeugen, wo abgelöste Wirbel über Teile der Tragfläche streichen und dadurch Wirbelauftrieb erzeugen. Im gegenständlichen Fall ist die Sache etwas anders gelagert, weil die Wirbel sich vom Heckausleger nach oben und unten entfernen und damit wenig Fläche mit Unterdruck beaufschlagen können. Die Ablösung von Wirbeln an gekrümmten Oberflächen ist von der Reynolds-Zahl abhängig.

Ein Vergleich der folgenden Abbildungen liefert folgendes Ergebnis:

- Am Rumpf des Hubschraubers gibt es kaum einen Unterschied zwischen der Druckverteilung auf der rechten und auf der linken Seite. Der Beitrag des Rumpfs auf das Giermoment ist somit vernachlässigbar.
- Am Heckausleger ist ein Unterschied in der Druckverteilung zwischen rechter und linker Seite zu beobachten, und zwar für alle Schwebehöhen. Während auf der rechten Seite vor allem Unterdrücke dominieren, sind es auf der linken Seite lokale Überdrücke. Dies lässt den Schluss zu, dass das Giermoment, und damit eine Drehbewegung um die Hochachse, durch die lokalen Druckverteilungen am Heckausleger induziert wird, wenn das durch den Rotor erzeugte Moment unberücksichtigt bleibt.
- Der lokale Druckunterschied im Ablösebereich des vorderen Wirbels nimmt mit zunehmenden Bodenabstand an Stärke zu. Auf der Steuerbordseite ist

ein Gebiet mit lokalem Unterdruck ersichtlich, welches ab 3 m Bodenabstand seine Lage nicht wesentlich ändert und im Einflussbereich des Rotor liegt. Dieses Unterdruckgebiet entsteht während des Abhebenvorganges bei einem Bodenabstand zwischen 0 m und 3 m.

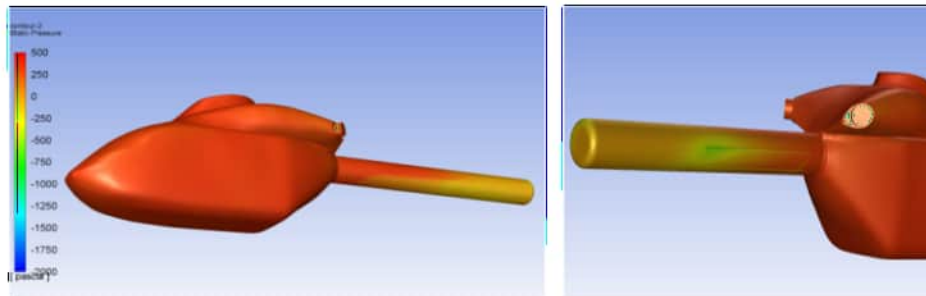


Abbildung 4.18: Druckverteilung am Helikopter bei 0 m Bodenabstand, Minimum und Maximum der Farbskala geclippt.

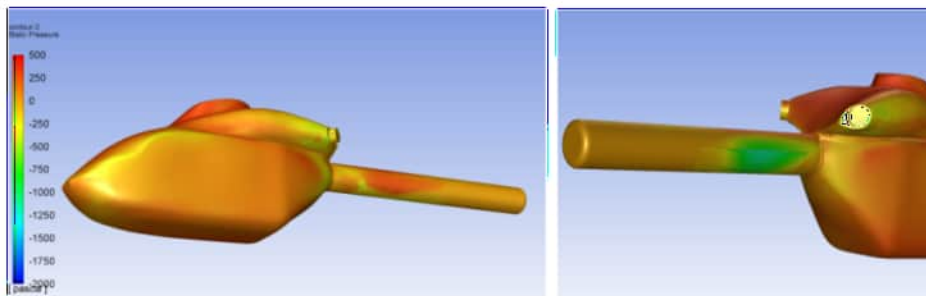


Abbildung 4.19: Druckverteilung am Helikopter bei 3 m Bodenabstand, Minimum und Maximum der Farbskala geclippt.



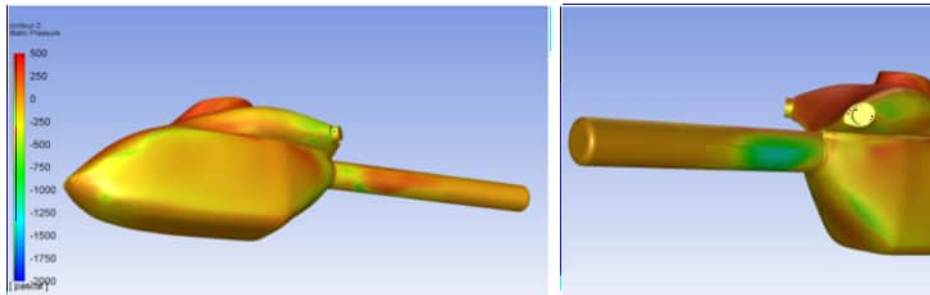


Abbildung 4.20: Druckverteilung am Helikopter bei 6 m Bodenabstand, Minimum und Maximum der Farbskala geclippt.

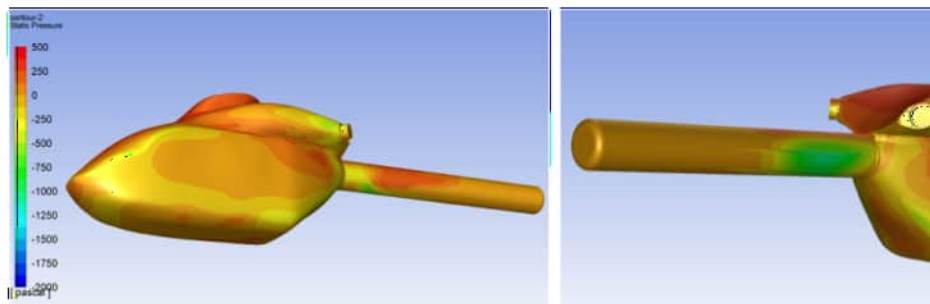


Abbildung 4.21: Druckverteilung am Helikopter bei 15 m Bodenabstand, Minimum und Maximum der Farbskala geclippt.

## 5 Zusammenfassung

Es wurden vier stationäre Simulationen für Schwebehöhen von 0 m, 3 m, 6 m und für 15 m durchgeführt. Im Lösungsverlauf der Simulationen zeigte sich ein zeitabhängiges Verhalten der Strömung. Die Lösungen der Simulationen bestehen aus den berechneten Strömungsgrößen, wie beispielsweise den Geschwindigkeitskomponenten und dem Druck in jedem Zellmittelpunkt des Netzes. Aus dieser Datenmenge wurden exemplarisch Stromlinien im Strömungsgebiet und Druckverteilungen an der Oberfläche des Helikopters berechnet und dargestellt. Aus den Druckverteilungen wurden die, auf den Helikopter angreifenden Kräfte und Momente in  $x$ ,  $y$  und  $z$ -Richtung des kartesischen Koordinatensystems berechnet. Die Kraft  $F_z$  ist jene Kraft, welche im Wesentlichen durch den Rotorabwind entsteht. Diese Kraft muss zur Gewichtskraft addiert werden, wenn die für einen Schwebeflug erforderliche Gesamtautriebskraft, die der Rotor aufbringen muss, bestimmt werden soll. In Abb. (5.1) werden die Kräfte  $F_x$ ,  $F_y$  und  $F_z$  über der Schwebehöhe dargestellt. Die vier simulierten Fälle sind als Knoten dargestellt und Zwecks besserer Darstellung durch kubisches Spline verbunden.

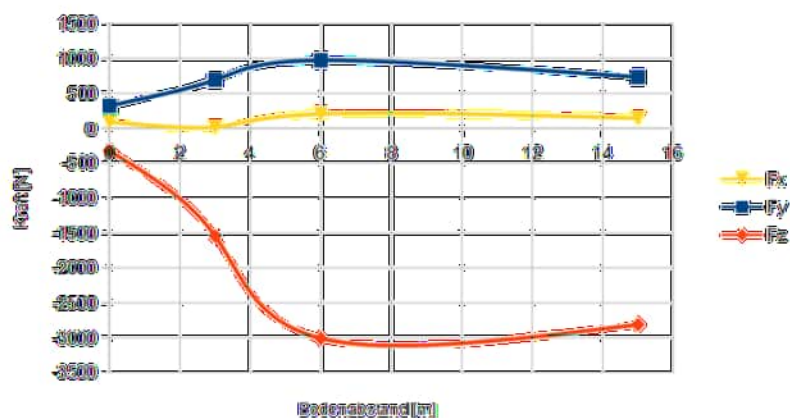


Abbildung 5.1: Kräfte  $F_x$ ,  $F_y$  und  $F_z$ , orientiert als Kräfte, die von der Strömung auf den Helikopter wirken, dargestellt über dem Abstand des Helikopters vom Boden



Während die Kraft  $F_x$ , in Richtung der Längsachse des Helikopters, relativ wenig variiert und die kleinste absolute Größe über dem Bodenabstand aufweist, nimmt die Kraft  $F_y$ , die seitlich auf den Helikopter wirkt, ähnlich der Kraft  $F_z$  mit größer werdenden Bodenabstand zu.

Ebenso wie die Kraft, ist das Moment  $M_z$  jenes Moment um die Hochachse, welches von der Strömung auf den Helikopter ausgeübt wird. Da die z-Achse von der Erde weggerichtet positiv gezählt wird, ist das Moment  $M_z$  im Uhrzeigersinn drehend. Für die Auswertung des Moments wurde ein Schwerpunkt in der Rotorachse, 1.15 m über der Bodenplatte des Helikopters angenommen. Die erhaltenen Werte sind in Abb. ( 5.2) über dem Bodenabstand dargestellt. Das Moment  $M_z$  wächst von 1000 Nm bei 0 m Bodenabstand auf ca. 3000 Nm in 4 m Höhe. Ein Zuwachs bedeutet eine Drehbewegung um die Hochachse nach links, welche der Pilot mit rechtem Pedal ausgleichen müsste. Ab einer Schwebehöhe von zirka vier Metern hat der Abstand vom Boden keinen Einfluss mehr ( $M_z \approx$  konstant). Das Moment  $M_y$ , in Richtung der Querachse, nimmt ähnlich dem Giermoment mit größer werdenden Bodenabstand zu.

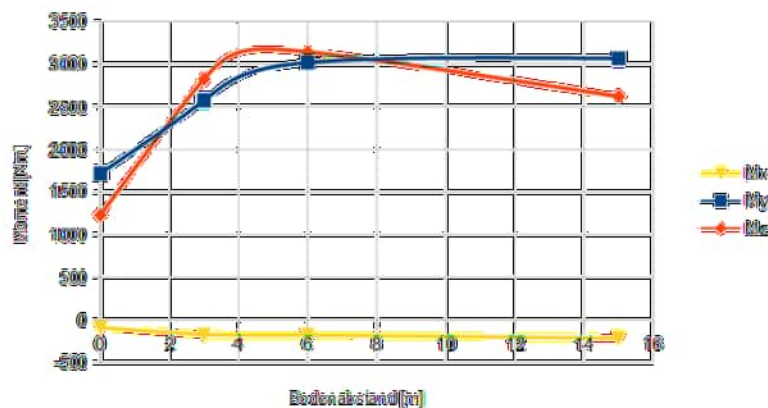


Abbildung 5.2: Momente  $M_x$ ,  $M_y$  und  $M_z$ , orientiert als Momente, die von der Strömung auf den Helikopter wirken, dargestellt über dem Abstand des Helikopters vom Boden

Abbildungen ( 5.1) und ( 5.2) zeigen, dass mit der Entfernung des Helikopters vom Boden, im Zuge des Abhebevorgangs sowohl die Kräfte als auch die Momente zunehmen. Geht man also davon aus, dass der Hauptrotor unverändert dieselbe Auftriebskraft erzeugt, würde der Gesamtauftrieb des Helikopters sinken.

Aus dem Lösungsverlauf war ersichtlich, dass die Ablösung am Heckausleger stark mit dem Rotor-Downwash interagiert. Bei einem Bodenabstand zwischen 0 m und 3 m löst die Strömung vom Heckausleger an der Backbordseite ab. Während im dem Bereich des Heckauslegers, der sich im Wirkungsbereich des Rotors befindet, die Ablösung durch den Abwind des Rotors nach unten gedrückt wird, löst die Strömung am hinteren Teil des Heckauslegers, der nicht vom Rotor beaufschlagt wird, nach oben ab. Die Anwendung der  $\lambda_2$ -Methode zur Wirbeldetektion bestätigt den vorderen Wirbel. Während die Wirbelstärke des hinteren, größeren Wirbels, die der abfließenden Strömung nicht wesentlich übersteigt, ist die Wirbelstärke des vorderen Wirbel deutlich höher. Eine genaue Untersuchung dieser komplexen, wirbelbehafteten Strömungen ist nur bedingt mit stationären Simulationen möglich. Wirbel sind physikalisch zeitabhängige Phänomene. Eine stationäre Simulation ist zeitunabhängig und kann deshalb nur einen momentanen Zustand der Strömung berechnen. Die angegebenen Werte für Kräfte und Momente in Abhängigkeit vom Bodenabstand können daher nur als Richtwerte verstanden werden. Die Schwankungsbreiten dieser Werte können durch instationäre Simulationen über einen definierten Zeitraum bestimmt werden. Aus den so erhaltenen Werten können dann Mittelwerte und Schwankungsbreiten angegeben werden. Eine diesbezügliche Voruntersuchung zeigte, dass hierfür Zeitschrittgrößen im Bereich von 0,01 s und kleiner dafür nötig wären. Die Berechnungsdauer müsste der Dynamik der Wirbel entsprechend angepasst werden. Der rechnerische und zeitliche Aufwand zur Durchführung dieser transienten Simulation ist im Vergleich zur stationären Simulation ungleich höher.

## 6 Literatur

- **MD Helicopters, technical description MD 902 Explorer**  
[https://www.mdhelicopters.com/files/Models/MD902\\_Tech\\_Desc.pdf](https://www.mdhelicopters.com/files/Models/MD902_Tech_Desc.pdf)
- **Abmessungen und Geschwindigkeiten MD900, [REDACTED], email vom 30.9.2019**  
*(Anm.: Name des Untersuchungsleiters)*
- **Fotos, [REDACTED], email vom 10.10.2019**  
*(Anm.: Name des Untersuchungsleiters)*
- **ANSYS, Fluent Manual v. 19.2**

## 6.3 Druckhöhe und Dichtehöhe

Die Druckhöhe ist definiert als:

„Pressure-altitude. An atmospheric pressure expressed in terms of altitude which corresponds to that pressure in the standard atmosphere.“ (ICAO Annex 8, Part 1)

„101. „Druckhöhe“: ein atmosphärischer Druck, der als die Höhe angegeben ist, die diesem Druck in der Normatmosphäre gemäß Anhang 8 Teil 1 des Abkommens von Chicago entspricht;“ (Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012)

Die Druckhöhe lässt sich anhand der folgenden barometrischen Höhenformel unter Annahme eines konstanten Temperaturgradienten exakt berechnen:

$$H = \frac{T_0}{\beta} \cdot \left[ \left( \frac{p}{p_0} \right)^{-\frac{R \cdot \beta}{g_0}} - 1 \right]$$

- $T_0$  ist dabei die Lufttemperatur auf Bezugsniveau (MSL),
- $\beta$  ist der Temperaturgradient,
- $p$  ist der atmosphärische Luftdruck, für den die Druckhöhe bestimmt werden soll,
- $p_0$  ist der Luftdruck auf Bezugsniveau (MSL),
- $R$  ist die spezifische Gaskonstante für Luft (287 J/kgK),
- $g_0$  ist die Schwerebeschleunigung (9,81 m/s)

Die Druckhöhe  $H$  erhält man somit durch Einsetzen des gesuchten Luftdrucks  $p$  und der Parameter der Standardatmosphäre für  $T_0$  (288,2 K),  $\beta$  (-0,0065 K/m) und  $p_0$  (1013,25 hPa).

Eine äquivalente Definition für die Dichtehöhe ist in ICAO Annex 8 und Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012 nicht zu finden. Allerdings definiert die FAA bzw. das European Helicopter Safety Team der EASA die Dichtehöhe wie folgt:

„Density altitude is the vertical distance above sea level in the standard atmosphere at which a given density is to be found.“ (FAA „Pilot’s Handbook of Aeronautical Knowledge“, FAA-H-8083-25B)

„Density Altitude: Density Altitude represents the combined effect of pressure altitude and temperature. DA is defined as the height in the standard atmosphere that has a density corresponding to the density at the particular location (on the ground or in the air) at which the density altitude is being measured.“ („Helicopter Performance“ von European Helicopter Safety Team)

Die Dichtehöhe lässt sich anhand der folgenden barometrischen Höhenformel unter Annahme eines konstanten Temperaturgradienten exakt berechnen:

$$H = \frac{T_0}{\beta} \cdot \left[ \left( \frac{\rho}{\rho_0} \right)^{-\frac{R \cdot \beta}{R \cdot \beta + g_0}} - 1 \right]$$

- $T_0$  ist dabei die Lufttemperatur auf Bezugsniveau (MSL),
- $\beta$  ist der Temperaturgradient,
- $\rho$  ist die atmosphärische Luftdichte, für den die Dichtehöhe bestimmt werden soll,
- $\rho_0$  ist die Luftdichte auf Bezugsniveau (MSL),
- $R$  ist die spezifische Gaskonstante für Luft (287 J/kgK),
- $g_0$  ist die Schwerebeschleunigung (9,81 m/s)

Die Dichtehöhe  $H$  erhält man somit durch Einsetzen der gesuchten Luftdichte  $\rho$  und der Parameter der Standardatmosphäre für  $T_0$  (288,2 K),  $\beta$  (-0,0065 K/m) und  $\rho_0$  (1,225 kg/m<sup>3</sup>).



**Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes**

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 71162 65 0

[fus@bmk.gv.at](mailto:fus@bmk.gv.at)

[bmk.gv.at/sub](http://bmk.gv.at/sub)