

Untersuchungsbericht

Unfall mit dem Motorflugzeug der Type Gulfstream GIV-X (G450),
am 11.04.2017, um ca. 08:30 Uhr UTC am Flughafen Salzburg (LOWS),
A-5020, Salzburg
GZ.: BMVIT-85.245/0003-IV/SUB/ZLF/2019

Inhalt

Vorwort	5
Hinweis	6
Einleitung	7
1 Tatsachenermittlung	8
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	8
1.1.1 Flugvorbereitung.....	11
1.2 Personenschäden.....	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	11
1.4 Andere Schäden.....	13
1.5 Besatzung.....	13
1.5.1 Pilot.....	13
1.5.2 Copilot.....	14
1.6 Luftfahrzeug.....	14
1.6.1 Bord Dokumente.....	15
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung und Lufttüchtigkeit.....	15
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges.....	16
1.6.4 Fahrwerksystem.....	18
1.6.5 Checklisten.....	21
1.7 Flugwetter.....	24
1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH.....	24
1.7.2 Wetterberatung der Besatzung.....	24
1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse.....	24
1.8 Navigationshilfen.....	25
1.9 Flugfernmeldedienste.....	25
1.10 Flughafen.....	25
1.11 Flugschreiber.....	27
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall.....	28

1.12.1	Unfallort.....	28
1.12.2	Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	28
1.12.3	Cockpit und Instrumente.....	28
1.12.4	Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	31
1.13	Medizinische und pathologische Angaben.....	32
1.14	Brand.....	32
1.15	Überlebensaspekte.....	32
1.16	Weiterführende Untersuchungen.....	32
1.16.1	Untersuchung des Fahrwerksystems.....	32
1.17	Organisation und deren Verfahren.....	35
2	Auswertung.....	36
2.1	Flugwetter.....	36
2.2	Luftfahrzeug.....	36
2.2.1	Beladung und Schwerpunkt.....	36
2.2.2	Luftfahrzeug Wartung.....	36
2.2.3	Technische Untersuchung.....	36
2.2.4	Checklisten.....	37
2.2.5	Luftfahrzeug Systemdesign.....	38
2.3	Flugbetrieb und Besatzung.....	40
2.3.1	Besatzung.....	40
2.3.2	Flugverlauf.....	40
2.4	Humanfaktoren.....	41
2.4.1	Mensch-Maschine-Schnittstelle.....	41
2.4.2	Mangelnde System- und Verfahrenkenntnisse.....	42
3	Schlussfolgerungen.....	46
3.1	Befunde.....	46
3.2	Wahrscheinliche Ursachen.....	48
3.2.1	Wahrscheinliche Faktoren.....	48
3.3	Bekannte Maßnahmen allgemeiner Bedeutung.....	49

4	Sicherheitsempfehlungen	50
5	Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	53
	Tabellenverzeichnis.....	54
	Abbildungsverzeichnis	55
	Verzeichnis der Regelwerke	56
	Abkürzungen	57
6	Anhänge.....	59
6.1	Exterior Preflight Inspection (AFM 02-01-20).....	59
6.2	Landing Gear Failure to Retract (AFM 03-17-10)	68
6.3	Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed (AFM 03-18-90).....	69
6.4	Overweight Landing (AFM 04-19-10).....	70
6.5	Flugdatenaufzeichnungen, Gesamter Flug	71
6.6	Flugdatenaufzeichnungen Einfahren des Bugradfahrwerks (Übersicht)	72
6.7	Flugdatenaufzeichnungen Einfahren des Bugradfahrwerks (Detail)	73
6.8	Windaufzeichnungen Flughafen Dubrovnik (LDDU)	74
	Impressum	75

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 oder Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen.

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 Unfall, schweren Störung oder Störung beteiligten natürlichen oder juristischen Personen unterliegt der Untersuchungsbericht inhaltlichen Einschränkungen.

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

Hinweis

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. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 2.

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).

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Unternehmen (USA)
Betriebsart:	Privatflug (FAR Part 91) unter Instrumentenflugregeln (IFR)
Flugzeughersteller:	Gulfstream Aerospace
Musterbezeichnung:	GIV-X (G450)
Luftfahrzeugart:	Zweistrahliges Motorflugzeug
Staatszugehörigkeit:	Vereinigte Staaten von Amerika
Unfallort:	Flughafen Salzburg (LOWS)
Koordinaten (WGS84):	47° 47' 7,40" N 13° 0' 26,42" E
Ortshöhe über dem Meer:	430 m / 1411 ft
Datum und Zeitpunkt:	11.04.2017, 08:30 Uhr UTC (10:30 Uhr Lokalzeit)

Am 11. April 2017 startete das Luftfahrzeug der Type Gulfstream GIV-X (G450) um 08:12 Uhr vom Flughafen Salzburg Richtung Bangor International Airport im US-Bundesstaat Maine. Kurz nach dem Start konnte das Fahrwerk nicht eingefahren werden, da die Fahrwerks-Sicherungsbolzen noch gesetzt waren. Die Besatzung entschied sich für eine Rücklandung am Flughafen Salzburg. Nach etwa 10 Minuten am Rollweg konnte die Besatzung die Sicherungsbolzen entfernen. Dabei fuhr das Bugfahrwerk ein, das Luftfahrzeug schlug mit dem Bug am Boden auf.

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 11. April 2017 um 09:15 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:

Herstellerstaat, Betreiberstaat, Eintragungsstaat: Vereinigte Staaten von Amerika
Herstellerstaat der Triebwerke: Vereinigtes Königreich

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen der Besatzung, von Augenzeugen, von Flughafenpersonal, den Flugrekorden, in Verbindung mit den Erhebungen der Landespolizeidirektion Salzburg und der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Die Dienstzeit der Besatzung endete am Tag vor dem Unfall um 08:25 (Blockzeit: 1 Stunde, 14 Minuten) Uhr. Am 11. April 2017 traf der Pilot am Luftfahrzeug ein und begann, das Luftfahrzeug für den Flug vorzubereiten („Cockpit Preflight Check and Power-Up“). Kurze Zeit später trafen der Copilot und die Passagiere ein. Der Pilot gab gegenüber der Sicherheitsuntersuchungsstelle an, dass bei der Vorflugkontrolle übersehen wurde, die Sicherungsbolzen für das Fahrwerk (*Landing Gear Safety Pins*, im Folgenden als *Safety Pins* bezeichnet) zu entfernen. Inwieweit die anderen Prüfpositionen der Checkliste (siehe Abschnitt 1.6.5) abgearbeitet wurden, konnte nicht mit Sicherheit nachvollzogen werden.

Um 08:12 Uhr startete das Luftfahrzeug vom Flughafen Salzburg (LOW) in Richtung Bangor International Airport (KBGR) im US-Bundesstaat Maine über die Standardabflug-Route SIMBA 3A. Das Anlassen der Triebwerke, das Rollen zur Piste sowie der Start selbst verliefen laut Pilotenaussage normal und ohne besondere Vorkommnisse. An den Tagen davor wurden von derselben Besatzung bereits mehrere Flüge innerhalb Europas und den USA durchgeführt.

Wenige Sekunden nach dem Abheben von Piste 33 wurde der Fahrwerkshebel in die Position *UP* gestellt. Etwa 20 Sekunden später wurde von der Besatzung festgestellt, dass das Fahrwerk nicht eingefahren war. Das Fahrwerk befand sich aufgrund der gesetzten *Safety Pins* weiterhin in der Position *Down & Locked*. Die Besatzung vermutete, dass die *Safety Pins* noch gesetzt waren (CVR – Cockpit Voice Recorder, 08:13:05 – „Why won't the gear come up?“ – „I don't know“ – „Did you get the pins?“ – „We did put the pins in, remember?“ – „Oh [...], did we?“ – „Yeah“). Auch in den folgenden Minuten wurde noch mehrmals über die *Safety Pins* gesprochen. Der Pilot war der Überzeugung, dass diese nicht eingesteckt worden wären, weil sie am Vortag vom örtlichen Betreuer des Flugzeuges die Zusage erhielten, dass dieses nicht an eine andere Position verholt werden würde. Im Gegensatz zu den Vorgaben der Postflight inspection (AFM 2-06-30) erachtete die Besatzung deswegen das Einsetzen der

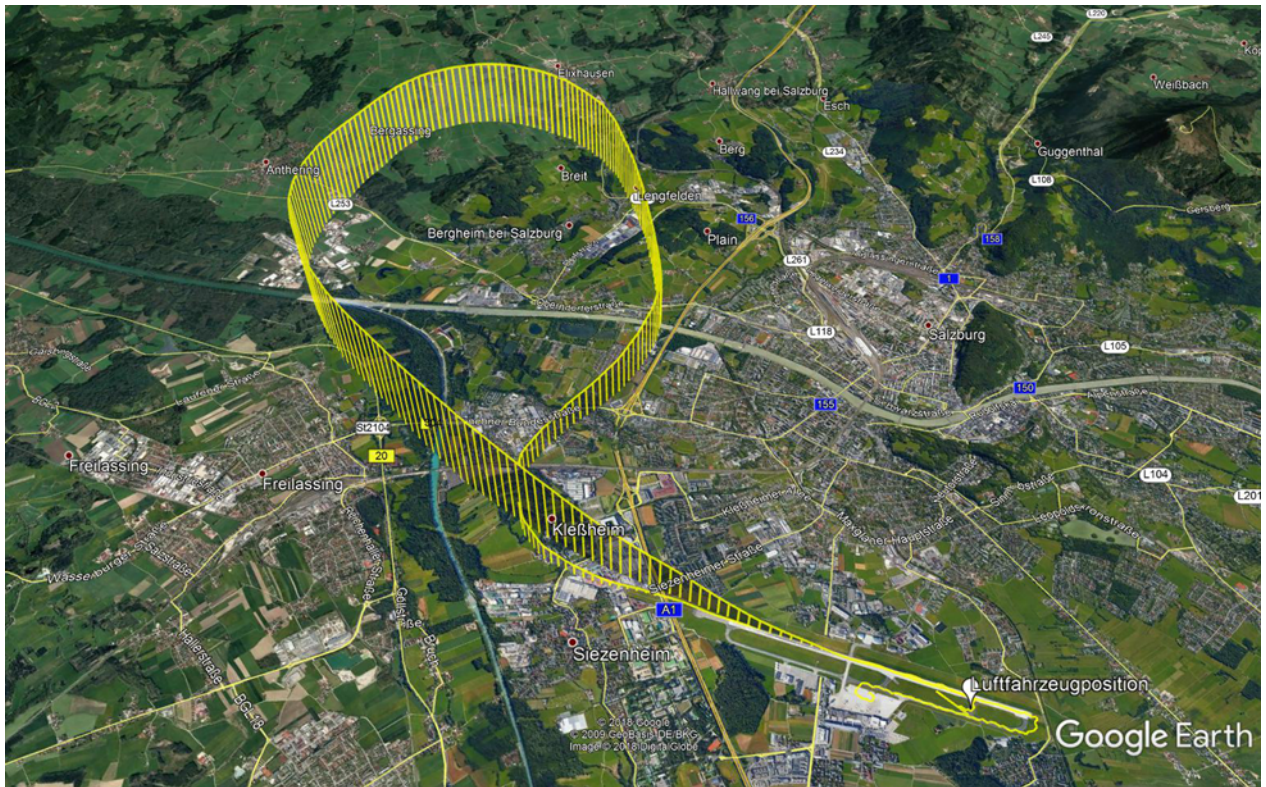
Sicherungsbolzen als nicht notwendig. Im weiteren Flugverlauf wurde kein Notruf („Mayday“ oder „Pan-Pan“) abgegeben.

Die Besatzung entschied sich für eine Rücklandung am Flughafen Salzburg, welche mit dem Kontrollturm koordiniert und auf Piste 15 durchgeführt wurde (Abbildung 1). Bei der Koordination der Rücklandung kam es zur Verwechslung bezüglich der Landerichtung, wobei der Kontrollturm immer folgerichtige Instruktionen und Freigaben erteilte. Die ursprüngliche Freigabe wurde für Piste 33 erteilt, wobei der Pilot zum Copiloten mehrmals sagte, dass er die Piste nicht in Sicht hätte (CVR, 08:15:02 – „Where's the runway?“, 08:15:07 – „I don't see the runway“, 08:15:19 – „I do not see it“). In einer Höhe von 1000 ft AGL entschied sich die Besatzung um für eine Landung auf Piste 15 (08:15:29 – „We just go land on 3-3“ – „okay“ – „or 1-5 rather“ – „1-5 got it“, 08:15:59 – „I thought we are going to 3-3“). Dies wurde vom Flugverkehrsleiter im Kontrollturm etwa 10 Sekunden später selbstständig erkannt und eine entsprechende Freigabe erteilt. Während des Endanfluges kam es mehrmals zu akustischen „Sink Rate“ Warnungen bei 300 ft (08:16:18), 200 ft (08:16:21) und 100 ft (08:16:25). Von keinem der Piloten konnte in den CVR-Aufzeichnungen eine Reaktion auf die „Sink Rate“ Warnungen festgestellt werden. Während der Zeitspanne von 08:16:15 bis 08:16:23 wurde am Flugdatenrekorder (FDR) ein *EGPWS Alert* aufgezeichnet.

Nach einer Flugzeit von etwa 5 Minuten und anschließender Landung verließ das Luftfahrzeug um ca. 08:17 Uhr die Piste über den Rollweg E mit der Anweisung des Kontrollturms, zur Abstellfläche (Apron) zurück zu rollen. Das Luftfahrzeug wurde kurz nach dem Rollhalt auf Rollweg E angehalten, da von der Besatzung ein erhöhter Rollwiderstand des Luftfahrzeuges bemerkt wurde, wobei die Besatzung einen geplatzten Reifen vermutete (CVR, 08:17:53 – „Are you on the brakes?“ – „No, I'm not“ – „Feels like it, though“ – „Oh, we blew a tire“ – „You think?“ – „I think so“). Die Besatzung entschied, direkt am Rollweg zu überprüfen, ob sich die *Safety Pins* noch an den Fahrwerken befanden, diese gegebenenfalls zu entfernen und zu prüfen, ob ein Reifen defekt war. Der Kontrollturm des Flughafens Salzburg wurde darüber von den Piloten nicht in Kenntnis gesetzt. Der CVR Aufzeichnung ist zu entnehmen, dass die Maßnahmen unter Eile getroffen wurden: 08:18:16 – „real quick“, 08:18:28 – „Go ahead“, 08:18:49 – „hurry up“. Der Copilot öffnete die Kabinentür und verließ das Luftfahrzeug, um diese Überprüfungen durchzuführen. Währenddessen verließ der Pilot das Cockpit, um die Passagiere in der Kabine über die Lage aufzuklären.

Um 08:20 und 08:22 Uhr wurde jeweils vom Flugverkehrsleiter des Kontrollturms des Flughafens Salzburg erfolglos versucht, mit der Besatzung des Luftfahrzeuges Kontakt aufzunehmen. Ein am Rollweg L vorbeierollendes Luftfahrzeug informierte den Flugverkehrsleiter des Kontrollturms über eine Person am Rollweg, die das gegenständliche Luftfahrzeug verlassen hatte.

Abbildung 1: Flugwegaufzeichnung des FDR



Quelle: Google Earth, SUB

Der Copilot, der sich zum Fahrwerk begeben hatte, erkannte, dass die *Safety Pins* installiert waren und versuchte, diese zu entfernen. Als dieser Versuch scheiterte, da Hydraulikdruck am Fahrwerkszylinder anlag und dadurch der *Safety Pin* eingeklemmt war, betätigte er mehrmals die *Landing Gear Door Control Valves* des Bug- und Hauptfahrwerks und installierte die *Landing Gear Doors Control Valve Pins* (im Folgenden als *Door Pins* bezeichnet). Dadurch schlossen sich die Fahrwerkstüren, die Hauptzylinder der Hydraulik des Haupt- und Bugfahrwerks wurden drucklos gesetzt und die *Safety Pins* ließen sich entfernen. Nachdem der Copilot den *Door Pin* des Bugfahrwerks wieder entfernte, öffneten sich die Bugfahrwerkstüren und das Bugfahrwerk knickte um etwa 08:30 Uhr ein (siehe Anhang 6.5 bis 6.7). Der Luftfahrzeugbug senkte sich und schlug auf dem Rollweg auf. 5 bis 10 Sekunden später wurden die Triebwerke abgestellt.

Es konnte kein Hinweis darauf gefunden werden, dass vom Bemerkten der installierten *Safety Pins* bis zum Zeitpunkt des Unfalls sowohl die *Landing Gear Failure to Retract* als auch die *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* Checkliste (siehe Abschnitt 1.6.5 und Anhang 6.2 und 6.3) abgearbeitet wurden. Einer der Piloten gab an, dass keine Checkliste für den Fall existiere, dass die *Safety Pins* im Fahrwerk vergessen wurden. Des Weiteren konnte in der Aufzeichnung des CVR ebenfalls keine vollständige Abarbeitung der folgenden Checklisten erkannt werden: *Before Starting Engines* (02-03-20), *Normal Engine Ground Start*

(02-03-40), *After Starting Engines* (02-04-10), *Taxi / Before Takeoff* (02-04-20), *Line Up* (02-04-30), *Climb* (02-05-10), *Traffic Pattern* (02-07-10), *Before Landing* (02-05-50), *After Landing* (02-06-10), *Overweight Landing* (04-19-10).

Die Rettungskette wurde laut Kontrollturm um ca. 08:30 Uhr in Gang gesetzt. Um ca. 08:45 Uhr rückten die Einsatzkräfte zur Bergung des Luftfahrzeuges aus. Um ca. 21:45 Uhr konnte das Luftfahrzeug mittels Drehschemel in Bewegung gesetzt werden und wurde vom Rollweg E zur Abstellfläche gezogen.

1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß Verordnung (EU) Nr. 923/2012 Anhang SERA.2010 b) idgF. erforderliche Flugvorbereitung wurde durchgeführt. Ein *Flight Support Package*, bestehend aus Flugplanung, Kraftstoffberechnung, NOTAMs und Streckeninformationen wurde der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes zur Verfügung gestellt.

1.2 Personenschäden

Im Zusammenhang mit dem gegenständlichen Unfall wurden keine Personen verletzt.

Tabelle 1: Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche			
Schwere			
Keine	2	2	–

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

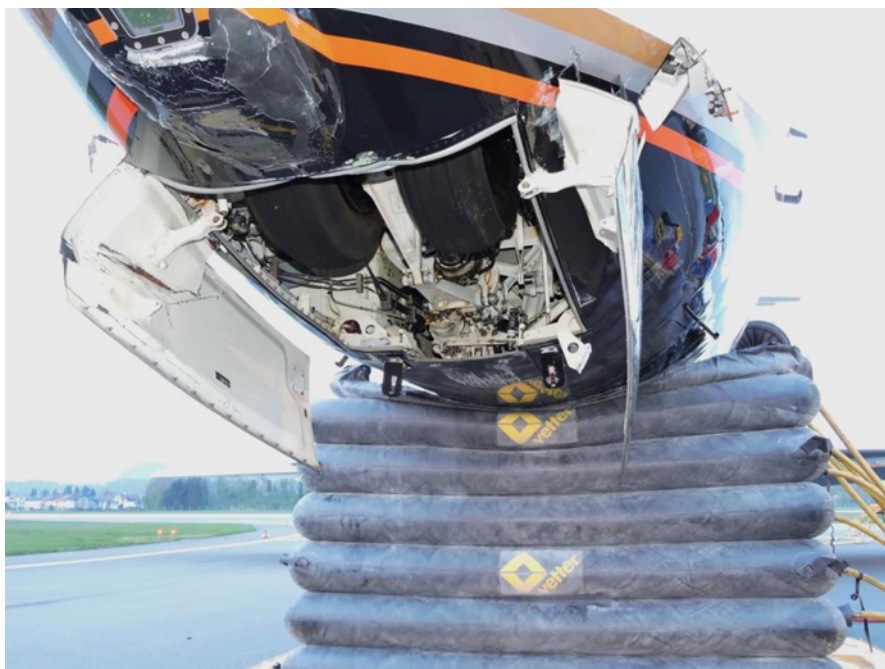
Am Luftfahrzeug entstand erheblicher Schaden am Bug (Abbildung 2). Das Radom wurde beschädigt, ebenso Schotte und Holme bis hinter den Einziehmechanismus des Bugfahrwerkes. Weiters wurde die Beplankung am Bug sowie die Fahrwerkstüren beschädigt. Das Bugfahrwerk selbst konnte aufgrund der Beschädigungen für die Bergung nicht mehr ausgefahren werden (Abbildung 3).

Abbildung 2: Luftfahrzeugzustand beim Eintreffen der SUB



Quelle: SUB

Abbildung 3: Luftfahrzeug nach Anheben des Bugs



Quelle: SUB

1.4 Andere Schäden

Keine.

1.5 Besatzung

Das Luftfahrzeug wurde bei dem Unfallflug vom Piloten gesteuert (PF, Pilot Flying), der gleichzeitig Direktor des Flugbetriebs (Director Flight Department) war und während dieses Fluges als SIC (Second in Command) eingetragen war. Der Copilot war der verantwortliche Pilot (PIC, Pilot in Command). In den letzten 7 Tagen vor dem Unfall wurden von der Besatzung 3 Flüge mit einer Gesamtflugzeit von 2 Stunden 24 Minuten durchgeführt (Blockzeit 3 Stunden 5 Minuten).

1.5.1 Pilot

Alter:	70 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	ATPL(A), USA
Berechtigungen:	Flächenflug
Muster/Typenberechtigung:	Cessna Citation I (CE-500), Douglas DC-6, DC7 and DC-9, Grumman Gulfstream II (G-1159), Gulfstream G-IV und G-V, Hawker Siddeley HS.125
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig

Überprüfungen (Checks) und Flugerfahrung

Medical check:	Medical Class 1 ausgestellt am 05.12.2016
Gesamtflugerfahrung	
(inkl. Unfallflug):	ca. 37400 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	ca. 57:48 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen:	ca. 18:30 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	ca. 1:12 Stunden
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	ca. 3500 Stunden

1.5.2 Copilot

Alter:	56 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	ATPL(A), USA
Berechtigungen:	Flächenflug
Muster/Typenberechtigung:	Boeing 737, Cessna Citation I (CE-500), Bombardier CL-600 Challenger 650, Gulfstream G-IV und G-V, IAI Westwind (IA-JET)
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig

Überprüfungen (Checks) und Flugerfahrung

Medical check:	Medical Class 1 ausgestellt am 23.02.2017
Gesamtflugerfahrung (inkl. Unfallflug):	ca. 10850 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	ca. 57:48 Stunden
davon in den letzten 30 Tagen:	ca. 18:30 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	ca. 1:12 Stunden
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	ca. 305:06 Stunden

1.6 Luftfahrzeug

Die Gulfstream GIV-X (G450) ist ein zweistrahliger Langstrecken-Geschäftsreiseflugzeug. Die Musterzulassung wurde 2004 von der FAA mit TCDS A12EA durchgeführt, als Zulassungsbasis diente FAR Part 25 (14 CFR 25). Von der EASA wurde das TCDS EASA.IM.A.070 ausgestellt.

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Gulfstream Aerospace
Herstellerbezeichnung:	GIV-X (G450)
Baujahr:	2008
Luftfahrzeugalter:	Unternehmen (USA)
Gesamtflugstunden*:	ca. 2633,9 Stunden
Landungen*:	1031
Max. Abfluggewicht (MTOM):	74600 lb (33838 kg)

* inkl. Unfallflug

Triebwerke

Typ:	2 Mantelstromtriebwerke
Hersteller:	Rolls-Royce
Herstellerbezeichnung:	TAY 611-8C

1.6.1 Bord Dokumente

Eintragungsschein:	ausgestellt am 08.12.2008 von FAA, am Unfalltag gültig
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt am 09.07.2008 von FAA, am Unfalltag gültig
Lärmzulässigkeitszeugnis:	ausgestellt am 03.09.2008 von FAA, am Unfalltag gültig
Versicherung:	gültig von 11.06.2016 bis 11.06.2017, am Unfalltag gültig
Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle:	ausgestellt am 08.10.2010 von Federal Communications Commission, am Unfalltag gültig

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung und Lufttüchtigkeit

Die Wartung und Überprüfung des Luftfahrzeuges wurde gemäß *FAR 91.409 (f)(3)* durchgeführt. Die durchgeführten Wartungen und Überprüfungen wurden ordnungsgemäß mittels „Gulfstream MyCMP“ dokumentiert. Die nächsten fälligen Wartungsereignisse bzw. Überprüfungen sind gemäß MyCMP Auszug vom 25.3.2017 bei 2852 Gesamtflugstunden, am 31.5.2017 oder bei einer Gesamtanzahl von 2957 Landungen durchzuführen. In der Dokumentation konnten keine ausstehenden Wartungen oder Überprüfungen gefunden werden. Es konnte keine Eintragung in der Borddokumentation über die fehlenden Fahnen an den *Landing Gear Safety Pins* (Abbildung 6) gefunden werden.

Relevante Airworthiness Directives

Von der FAA wurde bis zum Unfallzeitpunkt eine Airworthiness Directive (AD) herausgegeben, die das Fahrwerkssystem der GIV-X (G450) betrifft:

- 2016-18-11
Austausch der *actuator end cap fittings* des Hauptfahrwerks nach einer Gesamtanzahl von 9500 Landungen.
Die Aktivität wurde in das Wartungsprogramm aufgenommen. Zum Unfallzeitpunkt war die Durchführung noch nicht erforderlich.

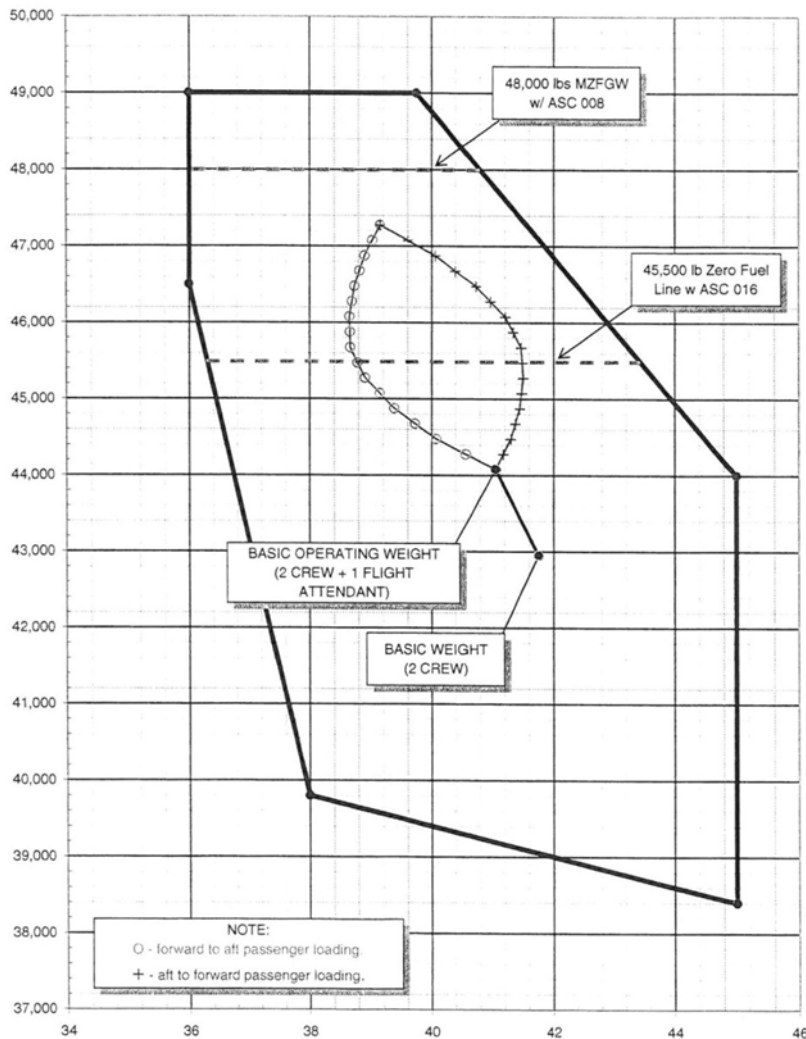
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges

Gem. Auskunft der Piloten wird die Masse- und Schwerpunktberechnung mit Hilfe des Flight Management System (FMS) des Luftfahrzeuges durchgeführt. Eine schriftliche bzw. ausgedruckte Berechnung konnte nicht vorgefunden bzw. vorgelegt werden.

Die Besatzung gab an, dass sich 29000 lb (13154 kg) Kraftstoff Jet A1 an Bord befanden und das Luftfahrzeug ein Abfluggewicht von 74000 lb (33566 kg) hatte. Das Airplane Flight Manual (AFM) und die Musterzulassung geben als maximales Abfluggewicht (MTOM) 74600 lb (33838 kg) vor. Für die Schwerpunktberechnung gibt das AFM an, dass der Schwerpunkt des vollgetankten Luftfahrzeuges innerhalb der Limits ist, sofern der Schwerpunkt des ungetankten Luftfahrzeuges (ZFGW, Zero Fuel Gross Weight) innerhalb der Limits ist. Des Weiteren ist im AFM als maximales Landegewicht 66000 lb (29937 kg) angegeben.

Im letzten Wiegebericht aus der Borddokumentation vom 10.5.2010 wird als Basic Weight (entspricht gemessenem Leergewicht + Zusatzausrüstung + Besatzung) 42951 lb (19482 kg) und 41,8% CG MAC angegeben. Das Basic Weight sowie verschiedene ungetankte Beladungszustände mit 0 bis 16 Passagieren sind in Abbildung 4 ersichtlich. Schwerpunktlage und Luftfahrzeugmasse ohne Kraftstoff liegen somit innerhalb der Grenzwerte, infolgedessen ist gem. AFM auch die Schwerpunktlage bei jedem getankten Zustand innerhalb der erlaubten Limits.

Abbildung 4: Schwerpunktlage (CG MAC, y-Achse) und Luftfahrzeugmasse (x-Achse) ohne Kraftstoff



Quelle: Gulfstream / Betreiber Weight and Balance Report

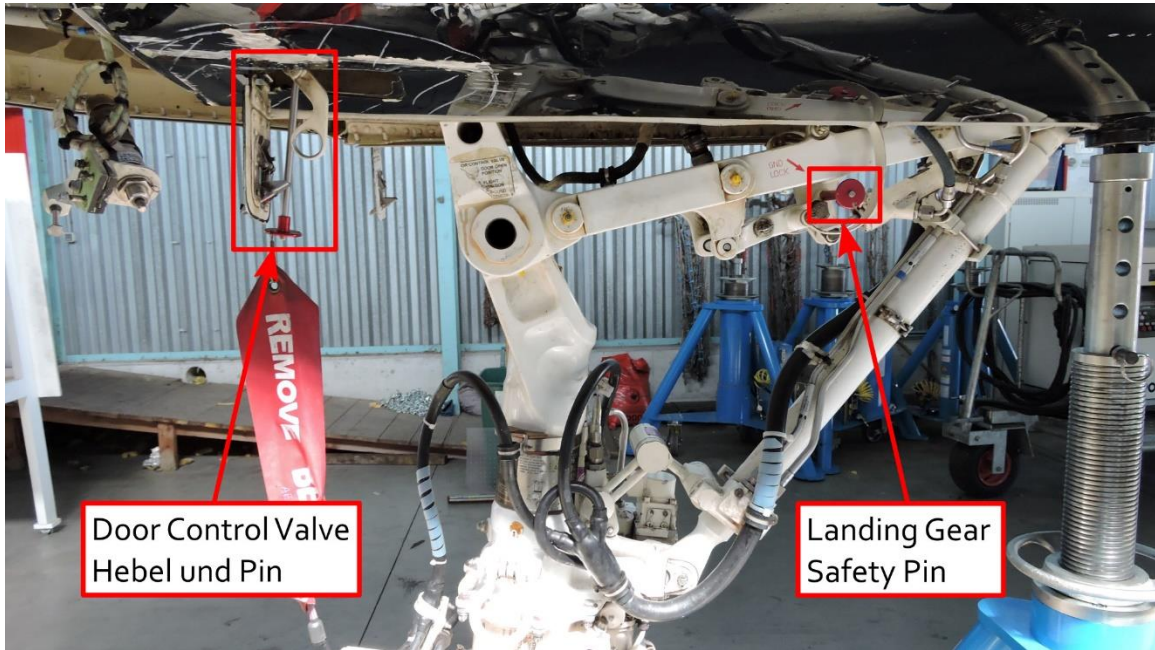
Der Start erfolgte innerhalb der Limits von sowohl Masse als auch Schwerpunktlage. Die Landung erfolgte innerhalb der Grenzen der Schwerpunktlage. Gemäß Auswertung der Daten des FDR (Flight Data Recorder) ergibt sich vom Anlassen der Triebwerke bis zum erneuten Aufsetzen auf der Piste ein Gesamtkraftstoffverbrauch von etwa 800 lb. Das Landegewicht betrug demnach 73200 lb, also 7200 lb (3266 kg) über dem im AFM angegebenen Landegewicht. Die Landung erfüllt daher die Bedingung, die die Durchführung der *Overweight Landing Checklist* (Abschnitt 1.6.5 und Anhang 6.4) notwendig macht. Laut Angaben der Piloten betrug das Landegewicht etwa 73600 lb (33384 kg).

1.6.4 Fahrwerkssystem

Das Fahrwerk der GIV-X (G450) ist ein einziehbares, elektrisch gesteuertes, hydraulisch betätigtes Bugrad- und Hauptfahrwerkssystem. Hydraulikdruck ist für das Ein- und Ausfahren des Fahrwerks sowie zum Steuern des Bugrads und Bremsen notwendig und wird vom linken Hydrauliksystem bereitgestellt (LEFT/PTU). Ein Teil der Hydraulikkomponenten des linken Systems (darunter auch das Fahrwerk und die Bremsen) können bei einem Ausfall des linken Hydrauliksystems auch über die PTU (Power Transfer Unit) vom rechten System betrieben werden. Für Wartungsaktivitäten kann das Fahrwerk außerdem mittels *Auxiliary Pump* betrieben werden. Hydraulikdruck wird je nach Stellung des *Landing Gear Selector/Dump Valve* zu den hydraulischen Aktuatoren des Fahrwerks geleitet. Zu diesen Aktuatoren gehören beim Bugradfahrwerk ein *Door Actuator*, ein *Uplock Actuator*, ein *Downlock Actuator* und ein *Nose Landing Gear Actuator*. Beim Hauptfahrwerk sind das jeweils ein *Door Actuator*, ein *Uplock Actuator* und ein *Side Brace Actuator*. Die Sequenzierung aller Aktuatoren erfolgt über *Timer Valves* und *Door Control Valves*. Diese befinden sich im jeweiligen Fahrwerksschacht und werden mechanisch durch den Fahrwerksmechanismus betätigt. Das Bugfahrwerk wird über eine Feder und über den *Downlock Actuator* in der ausgefahrenen, verriegelten Position gehalten. Wird das Luftfahrzeug geparkt oder rangiert, muss diese Verriegelung zusätzlich mit dem *Landing Gear Safety Pin* gesichert werden.

Die *Door Control Valves* steuern die Fahrwerkstüren an und können für Wartungs- und Inspektionstätigkeiten per Hand betätigt und mit einem Bolzen (*Door Control Valve Pin*) gesichert werden. Dadurch können die Fahrwerkstüren geöffnet und offen gehalten werden. Sind die Fahrwerkstüren bereits offen (z.B. durch ein Problem bei der Sequenzierung des Einziehmechanismus) und das *Door Control Valve* wird per Hand betätigt, dann schließen sich die Fahrwerkstüren. Abbildung 5 zeigt den Hebel zum Bedienen des *Door Control Valves*, den *Safety Pin*, der das *Door Control Valve* sichert und den *Landing Gear Safety Pin* des Bugfahrwerks. Es ist in Abbildung 5 sowie in Abbildung 6 zu erkennen, dass am *Landing Gear Safety Pin* die rote Fahne mit der Aufschrift „REMOVE BEFORE FLIGHT“ fehlt. Nach Angaben der Besatzung wurde sowohl diese Fahne als auch die Fahne an einem *Safety Pin* des Hauptfahrwerks wenige Tage zuvor durch starken, böigen Wind abgerissen, während das Luftfahrzeug über mehrere Tage am Flughafen Dubrovnik (LDDU) abgestellt war. Den METAR Daten des Flughafens Dubrovnik (Anhang 6.8) ist zu entnehmen, dass Windgeschwindigkeiten bis 28 kt und Böen bis 44 kt in der Nacht vom 6.4.2017 zum 7.4.2017 vorherrschten. Durch das Fehlen der Fahnen waren die Sicherungsbolzen unbrauchbar (unserviceable) und die Erkennbarkeit bei einer Vorflugkontrolle war reduziert.

Abbildung 5: Bugfahrwerksmechanismus nach der Bergung



Quelle: SUB

Abbildung 6: Landing Gear Safety Pin des Bugradfahrwerkes



Quelle: SUB

Das *Landing Gear Selector/Dump Valve* dient dazu, das Fahrwerk jeweils in die Position *Gear Up* oder *Gear Down* zu bringen. Das Ventil befindet sich im Fahrwerksschacht des Hauptfahrwerks. Die Ventilposition des *Landing Gear Selector Valves* ist am Ventil selbst ersichtlich und wird elektronisch nicht erfasst. Hydraulikdruck zum Einziehen des Bug- und Hauptfahrwerkes wird weiters über jeweils ein *Up Timer Valve* pro Fahrwerksbein geführt, sodass das jeweilige Fahrwerksbein erst eingefahren wird, wenn die entsprechenden Fahrwerkstüren geöffnet sind. Demzufolge liegt kein Hydraulikdruck zum Einziehen des *Nose Landing Gear Actuators* an, solange nicht die Fahrwerkstüren vollständig geöffnet sind.

Liegt am GEAR UP Anschluss des *Nose Landing Gear Actuators* Hydraulikdruck an, wird dieser Druck ebenfalls zu den *Brake Metering Valves* weitergeleitet. Diese Funktion ist Teil des *Wheel Despin*, um die Räder vor dem Einziehen in den Fahrwerksschacht abzubremsen. Dabei liegt an den Bremsen ein Druck von etwa 200 – 400 psi an, also etwa 10% des maximal möglichen Bremsdrucks. Ist die *Anti-skid* Funktion dabei aktiviert, kann im Zuge der *Touchdown Protection* der Bremsdruck wieder reduziert werden, sodass sich die Räder frei drehen lassen. Im gegenständlichen Szenario (Sicherungsbolzen eingesetzt) liegt der *Wheel Despin* Druck auch an, wenn der Fahrwerkshebel in die DOWN Position gebracht wird. Das *Anti-skid* System geht in den *Touchdown Protection* Modus. Nach dem Aufsetzen auf der Piste wird der *Touchdown Protection* Modus durch das beschleunigen der Räder deaktiviert und *Wheel Despin* Druck liegt wieder an. Das *Anti-skid* System verhindert dabei das Blockieren der Räder. Für die Piloten ist ein Bremsen durch das *Wheel Despin* System erst bei geringeren Rollgeschwindigkeiten bemerkbar. Zusätzlich ist etwas mehr Schub zum Rollen notwendig. Bei dem gegenständlichen Vorfall war die *Anti-skid* Funktion aktiviert.

Elektrisch wird das Fahrwerkssystem vom R EMER DC Bus versorgt. Wird der Fahrwerkshebel (Abbildung 9) in die Position UP / RETRACT gebracht, müssen die folgenden Bedingungen erfüllt sein, damit das *Landing Gear Selector/Dump Valve* in die Position GR UP (*Gear Up*) gestellt wird:

- Das *Combined WOW* Signal ist im Zustand AIR (das Luftfahrzeug befindet sich im Flug) und
- mindestens eines der Fahrwerksbeine befindet sich in der Position GEAR NOT UP (Fahrwerk ist nicht vollständig eingefahren).

Wird der Fahrwerkshebel in die Position DOWN / EXTEND gebracht, muss eine der folgenden Bedingungen erfüllt sein, damit das *Landing Gear Selector/Dump Valve* in die Position GR DN (*Gear Down*) gestellt wird:

- Mindestens ein Fahrwerksbein ist in der Position NOT DN AND LK (Fahrwerk nicht vollständig ausgefahren und verriegelt) oder
- der *Landing Gear Dump Valve Switch* (Abb. 9) ist gedrückt.

Der Fahrwerkshebel leuchtet zudem rot, wenn das Fahrwerk ein- oder ausfährt (Transition, Fahrwerksposition unterscheidet sich von der Position des Fahrwerkshebels). Das ist der Fall, wenn

- der Hebel in der Position UP / RETRACT ist und mindestens ein Fahrwerksbein in der Position GEAR NOT UP ist oder eine Fahrwerkstür offen (OPEN) ist oder
- der Hebel in der Position DOWN / EXTEND ist und mindestens ein Fahrwerksbein in der Position NOT DN AND LK ist.

Die drei *Downlock Indicators* (Abbildung 9) leuchten grün, wenn das zugehörige Fahrwerksbein in der Position DN AND LK (ausgefahren und verriegelt) ist. Der *Landing Gear Dump Valve Switch* leuchtet, wenn das *Dump Valve* im kombinierten *Landing Gear Selector/Dump Valve* in der Position DUMP ist. Außerdem werden von den MAUs (*Modular Avionics Units*) Sensorwerte erfasst, die in weiterer Folge am CAS (*Crew Alerting System*) oder auf der *Landing Gear Synoptic Page* (Abbildung 9, Abbildung 10, Mitte) angezeigt werden. Dazu gehören unter anderem für jedes Fahrwerksbein jeweils ein GEAR DOOR SW, GEAR UP SW, GEAR DOWNLOCK SW und WOW sowie ein GEAR HANDLE UP. Am *Synoptic Display* (Abbildung 10, mitte) wird das Fahrwerk in der Position DN AND LK grün, während des Ein- und Ausfahrens magenta und im eingefahrenen Zustand gar nicht angezeigt.

1.6.5 Checklisten

Checklisten für normale, anormale und Notfallverfahren befinden sich sowohl im AFM (Airplane Flight Manual) als auch im QRH (Quick Reference Handbook). Zu den für diesen Vorfall relevanten Checklisten gehören unter anderem aus dem Abschnitt *Normal Procedures*:

- *Exterior Preflight Inspection* (AFM 02-01-20) und
- *Before Starting Engines* (AFM 02-03-20),

aus dem Abschnitt *Abnormal Procedures*:

- *Landing Gear Failure to Retract* (AFM 03-17-10) und
- *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* (AFM 03-18-90)

und aus dem Abschnitt Emergency Procedures:

- *Overweight Landing* (AFM 04-19-10)

Die vollständigen Checklisten befinden sich im Anhang.

Die *Exterior Preflight Inspection* Checkliste schreibt 136 Prüfpositionen vor, unter anderem die folgenden Punkte betreffend *Safety Pins* (auszugsweise):

LEFT FORWARD FUSELAGE:	
15. NLG Safety Pin.....	REMOVE
16. NLG Door Control Valve.....	PIN REMOVED / FLIGHT POSITION / COVER SECURE
RIGHT FUSELAGE AND WING:	
62. Right Main Landing Gear Door Control Valve.....	PIN REMOVED / FLIGHT POSITION
63. MLG Safety Pin	REMOVE
LEFT FUSELAGE AND WING:	
119. MLG Door Control Valve	PIN REMOVED / FLIGHT POSITION
120. MLG Safety Pin	REMOVE
136. Door Control Valve Pins / Landing Gear Safety Pins / Pitot Probe Covers.....	STOWED

Demzufolge sind die Sicherungspins für das Bug- und Hauptfahrwerk sowie die Sicherungsbolzen für die Fahrwerkstüren zu entfernen und als letzter Punkt der Checkliste sind die Sicherungsbolzen im Luftfahrzeug zu verstauen. Nach jedem der drei *Door Control Valve* Prüfpunkte (16, 62, 119) ist die folgende Warnung ersichtlich:

WARNING
DO NOT REMOVE DOOR CONTROL VALVE PINS IF LEFT HYDRAULIC SYSTEM OR POWER TRANSFER UNIT HYDRAULIC SYSTEM IS IN OPERATION. THE VALVE LEVER ARMS ARE SPRING LOADED TO THE CLOSED POSITION AND, IF THE PINS ARE REMOVED, THE DOORS WILL IMMEDIATELY CLOSE.

Neben der *Exterior Preflight Inspection* gibt es noch eine *Cockpit Preflight Inspection* (AFM 02-01-10) und eine *Interior Preflight Inspection* (AFM 02-01-30).

Die *Before Starting Engines* Checkliste sieht in Prüfposition 1 vor:

1. Preflight Checklists	COMPLETE
-------------------------------	----------

Die *Landing Gear Failure to Retract* Checkliste schreibt für den Fall, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren lässt, unter anderem vor (auszugsweise):

- | |
|--|
| <p>IF LANDING GEAR STILL FAILS TO RETRACT:</p> <p>8. Landing Gear Handle DOWN</p> <p>9. Landing Gear DUMP VALVE Switch..... PRESS AND HOLD FOR THREE (3) SECONDS</p> |
|--|

Die *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* Checkliste schreibt für den Fall, dass die Safety Pins nicht entfernt wurden, unter anderem vor (auszugsweise):

- | |
|--|
| <p>1. Landing Gear Handle DOWN</p> <p>2. Landing Gear Dump Valve Switch PRESS AND HOLD FOR THREE (3) SECONDS</p> |
|--|

NOTE

Selection of the DUMP switch will not affect the dump system or illuminate the switch capsule, but will provide an alternate ground path for energizing the normal landing gear extend solenoid. This will return the landing gear system to the normal landing gear extend configuration for landing.

Sowohl die *Landing Gear Failure to Retract* als auch die *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* Checkliste enthalten einen Eintrag zum Betätigen des *Landing Gear Dump Valve Switch*, wobei letztere auch den Hinweis enthält, dass die Betätigung dieses Schalters keine Auswirkung auf die *Dump*-Funktion hat, jedoch als Zusatzfunktion einen weiteren Massepfad schließt, um das *Landing Gear Selector Valve* in die EXTEND Position zu bringen.

Die *Overweight Landing* Checkliste schreibt für den Fall einer Landung mit einem höheren Gewicht als dem maximalen Landegewicht gem. AFM vor (auszugsweise):

- | |
|--|
| <p>1. Longest Available Runway UTILIZE</p> <p>2. Sink Rate and Crab MINIMIZE AT TOUCHDOWN</p> <p>3. Maximum Reverse Thrust APPLY</p> <p>4. Overweight Landing REPORT FOR APPROPRIATE MAINTENANCE INSPECTIONS</p> |
|--|

Weiters ist der Hinweis gegeben, dass eine Überprüfung nach Punkt 4 nicht notwendig ist, wenn die bei der Landung aufgezeichnete und im CMC (Central Maintenance Computer) *End of Flight Report* ausgegebene Vertikalbeschleunigung unter dem im G450 Operating Manual gegebenen Grenzwert liegt. Die Überprüfung, ob die Vertikalbeschleunigung innerhalb der Grenzwerte liegt, wurde aufgrund des Unfalls nicht mehr durchgeführt.

Betreiberspezifische Checklisten waren nicht verfügbar, der Betreiber und die Besatzung verwendeten ausschließlich die Checklisten und Verfahren des Herstellers.

1.7 Flugwetter

1.7.1 METAR, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Für den Flughafen Salzburg wurden für den Unfallzeitraum folgende Wettermeldungen (METARs) und Wettervorhersagen (TAFs) veröffentlicht:

SAOS53 LOWS 110750

METAR LOWS 110750Z 31008KT 9999 FEW016 SCT023 BKN041 09/05 Q1023 NOSIG=

SAOS53 LOWS 110820

METAR LOWS 110820Z 29007KT 9999 -RA FEW015 SCT020 BKN042 09/04 Q1024 NOSIG=

SAOS53 LOWS 110850

METAR LOWS 110850Z 34009KT 290V360 9999 FEW018 SCT024 BKN042 09/04 Q1024 NOSIG=

SAOS53 LOWS 110920

METAR LOWS 110920Z 35007KT 9999 FEW018 SCT023 BKN040 09/04 Q1024 NOSIG=

FTOS32 LOWM 110500 AAA

TAF LOWS 110515Z 1106/1206 32005KT 9999 FEW020 BKN050

TX12/1115Z TN03/1204Z

TEMPO 1106/1110 32008KT 7000 -RA FEW012 BKN020

BECMG 1117/1120 15005KT FEW050 BKN300=

Zwischen 07:50 und 08:50 Uhr herrschte demnach Wind aus Richtung Westnordwest mit ca. 8 kt (14-15 km/h) mit einer Bodensichtweite von mehr als 10 km. Es gab wenig Bewölkung bei ca. 488 m (ca. 1500 ft) über dem Flughafen mit zeitweise leichtem Regen, mäßige Bewölkung bei ca. 701 m und starke Bewölkung bei ca. 1250 m. Die Temperatur betrug 9°C. Weiters wurden keine signifikanten Wetterveränderungen gemeldet.

1.7.2 Wetterberatung der Besatzung

Es wurde eine elektronische Wetterberatung durchgeführt. Es konnte keine schriftliche Wetterberatung der Besatzung vorgefunden werden.

1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse

Der Unfall ereignete sich um 10:30 Uhr Lokalzeit, es herrschten Tageslichtbedingungen bei mäßiger Bewölkung (siehe 1.7.1).

1.8 Navigationshilfen

Es wurde ein Flugplan nach Instrumentenflugregeln aufgegeben, wobei als primäre Navigationsmethode Satellitennavigation verwendet wurde. Die relevanten Navigationshilfen waren zum Unfallzeitpunkt verfügbar. Die Rücklandung am Flughafen Salzburg erfolgte als Sichtanflug (Visual Approach).

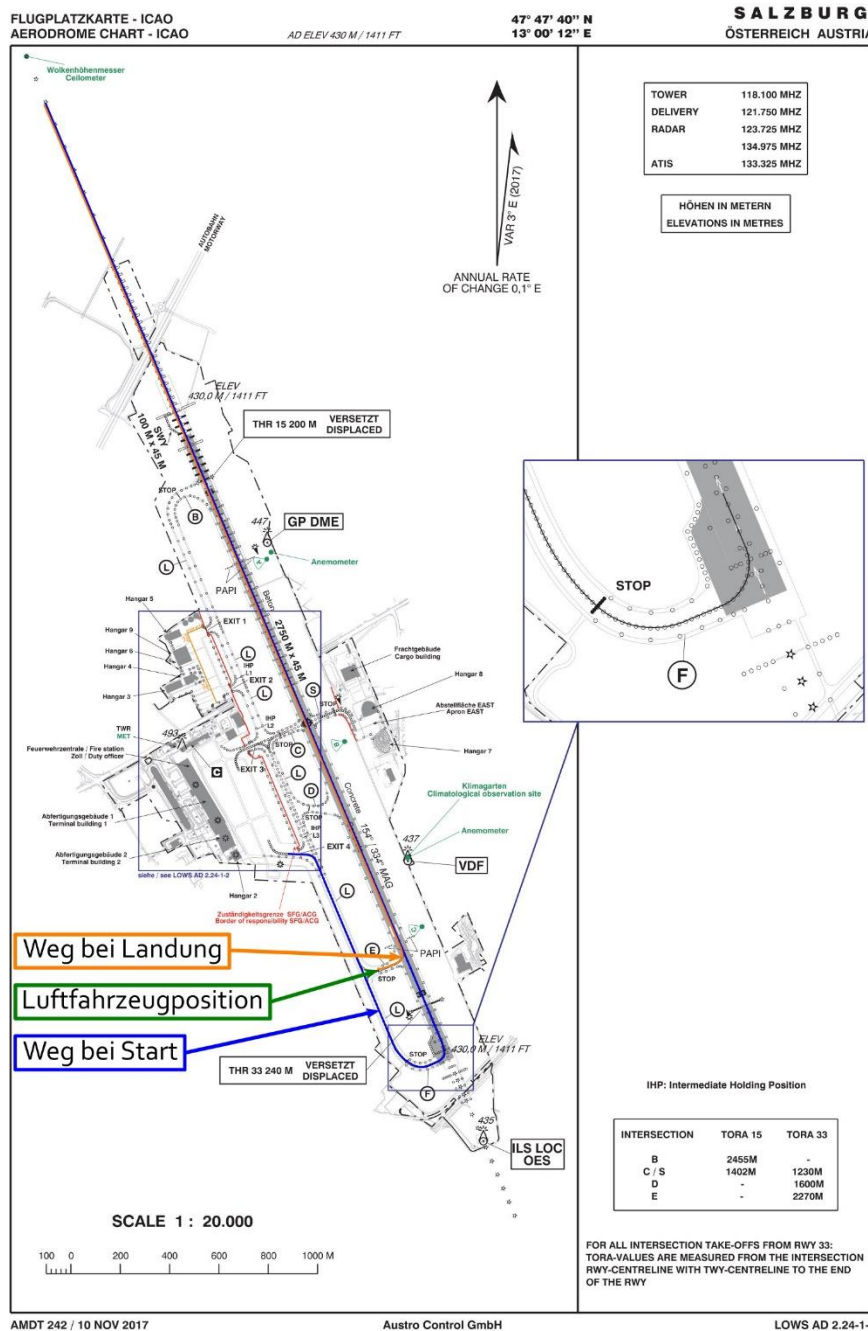
1.9 Flugfernmeldedienste

Während des Fluges bestand Funksprechverbindung zum Kontrollturm des Flughafens Salzburg über die VHF/COM Frequenz 118,100 MHz. Das Transkript der Sprechverbindung der ATC (Luftverkehrskontrolle) sowie die Radaraufzeichnungen wurden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes sichergestellt und für die Aufklärung und Darstellung des Sachverhalts verwendet.

1.10 Flughafen

Lage: Stadtgebiet von Salzburg
ICAO / IATA Kennung: LOWS / SZG
ARP (Aerodrome Reference Point): 47° 47' 40" N, 13° 00' 12" E
Flughafenhöhe über Meeresspiegel: 430 m / 1411 ft

Abbildung 7: Flugplatzkarte, Start- und Landeweg sowie Luftfahrzeugposition



Quelle: ACG AIP Austria, SUB

Der Abflug erfolgte über Exit 4, Rollweg L, Rollweg F und Piste 33 (TORA: 2750 m) über Abflugroute SIMBA 3A. Die Rücklandung erfolgte auf Piste 15 (LDA: 2460 m) mit anschließendem Abrollen über Rollweg E (siehe Abbildung 7).

1.11 Flugschreiber

Der vorgeschriebene Notsender ELT wurde mitgeführt und war betriebsbereit, löste jedoch aufgrund der geringen aufgetretenen Beschleunigungskräfte während des Aufpralls nicht aus.

Sowohl ein FDR (Flight Data Recorder) als auch ein CVR (Cockpit Voice Recorder) war für den Betrieb des Luftfahrzeuges gem. 14 CFR 91.609 vorgeschrieben und eingebaut. Der FDR und der CVR wurden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes sichergestellt und durch die BFU (Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung) ausgewertet. Die Daten des FDR und des CVR wurden für die Darstellung des Sachverhalts verwendet.

FDR:

- Hersteller: L-3COM
- Typ: FA 2 100
- Teilenummer: 2100-4045-022

Es wurden die gespeicherten Daten ausgelesen und die Daten des letzten Fluges von 08:05 bis 08:30 Uhr ausgewertet. Die Aufzeichnungen des FDR vom letzten Flug sowie vom Einziehen des Fahrwerks sind in Anhang 6.5 bis 6.7, der aufgezeichnete Flugweg ist in Abbildung 1 ersichtlich.

CVR:

- Hersteller: L-3COM
- Typ: FA 2 100
- Teilenummer: 2100-1025-022

Es wurden Aufzeichnung der letzten 120 Minuten aus 5 verschiedenen Mikrofonquellen generiert, ausgelesen und ausgewertet.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Der Unfall ereignete sich am Flughafen Salzburg am Rollweg E ca. 5 m hinter dem Rollhalt. Zum Unfallzeitpunkt hielt das Luftfahrzeug an der Position (Abbildung 7 und Abbildung 8).

Abbildung 8: Luftfahrzeug am Unfallort (Rollweg E, Kennzeichen unkenntlich gemacht)



Quelle: SUB

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Durch den Unfall lösten sich keine Wrackteile vom Luftfahrzeug, alle beschädigten Teile blieben mit dem Luftfahrzeug verbunden.

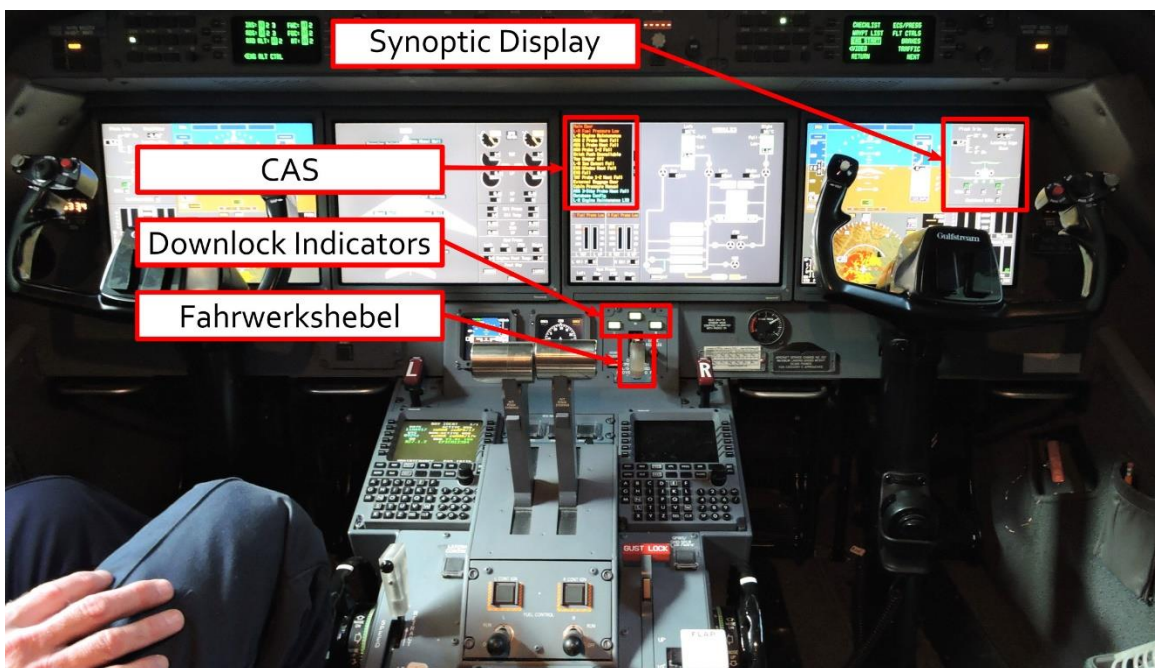
1.12.3 Cockpit und Instrumente

Die für das Fahrwerkssystem relevanten Bedienelemente und Anzeigen befinden sich sowohl am *Instrument Panel* als auch am *Overhead Panel*.

Am *Instrument Panel* befindet sich das *Landing Gear Control Panel*, bestehend aus Fahrwerkshebel und drei *Downlock Indicators* (grün), sowie einem Horn Silence Schalter (gelb, amber) und einem Handle Lock Release Schalter (Abbildung 9 und Abbildung 10, links). Weiters enthält das *Synoptic Display* am PFD (Primary Flight Display) Fahrwerksinformationen, unter anderem die Fahrwerksposition und den Zustand der WOW

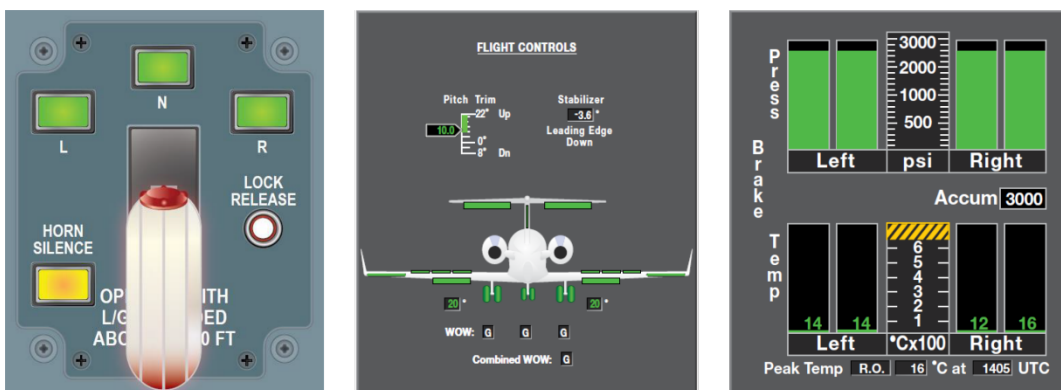
(Weight on Wheels) Sensoren (Abbildung 10, mitte). Am MFD (Multi-Function Display) ist außerdem das CAS (Crew Alerting System) angeordnet, auf dem Hinweise und Warnungen zu allen Luftfahrzeugsystemen angezeigt werden, unter anderem „Main Landing Gear Not Up L-R“ und „Nose Gear Not Up“ (jeweils gelb, amber), falls das Fahrwerk 15 Sekunden nach Betätigen des Fahrwerkshebels nicht vollständig eingefahren ist. Weitere Hinweise und Warnungen am CAS umfassen „Main Gear Not Down L-R“ und/oder „Nose Gear Not Down“ (Fahrwerk nicht ausgefahren und verriegelt) und „Main Gear Door Open, L-R“ und/oder „Nose Gear Door Open“ (Fahrwerkstüren offen), allesamt in gelb (amber).

Abbildung 9: Ansicht Instrument Panel, Fahrwerkshebel, CAS



Quelle: SUB

Abbildung 10: Landing Gear Control Panel, Synoptic Display und Brake Synoptic Page



Quelle: Gulfstream

Vom Luftfahrzeughersteller Gulfstream wird außerdem optional ein *Pinholder* zum Verstauen der Sicherungsbolzen angeboten. Sind die Sicherungsbolzen im Fahrwerk eingesetzt, dann wird der *Pinholder* wie in Abbildung 11 auf den Gust Lock Hebel gesteckt. Dies dient einerseits als visuelle Erinnerung. Andererseits lässt sich der Hebel für die Landeklappen nicht bedienen. Dadurch sollte spätestens beim Konfigurieren der Klappen für den Start auffallen, dass die Sicherungsbolzen noch gesetzt sind. Im gegenständlichen Luftfahrzeug war der *Pinholder* nicht verfügbar.

Abbildung 11: Pinholder (roter Block) am Gust Lock Hebel



Quelle: http://code7700.com/g450_landing_gear_abnormals.htm

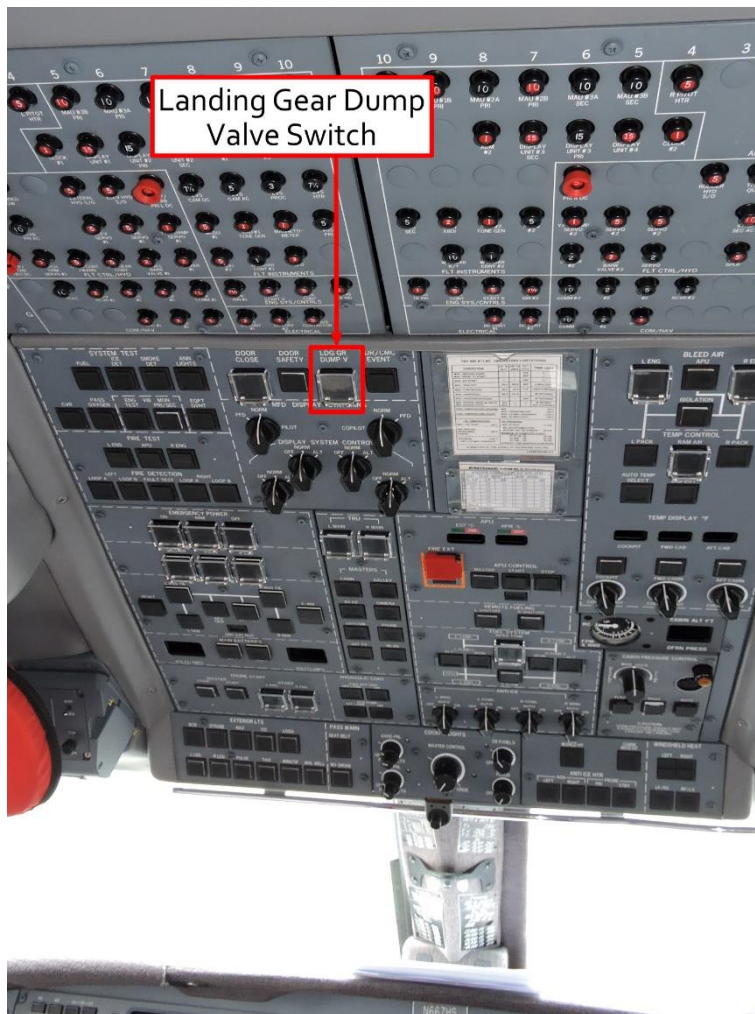
Am *Overhead Panel* befindet sich der *Landing Gear Dump Valve Switch* (Abbildung 12). Dieser Schalter hat zwei Funktionen:

- Wird das Fahrwerk mittels *Emergency Extension* ausgefahren, so wird das System mit Stickstoffdruck beaufschlagt, im kombinierten *Landing Gear Selector/Dump Valve* wird das *Dump Valve* in die *Dump Position* bewegt und unterbricht die reguläre Hydraulikdruckversorgung. Ist das der Fall, wird der *Landing Gear Dump Valve Switch*

blau beleuchtet. Durch Betätigung des *Landing Gear Dump Valve Switch* kann das *Dump Valve* elektrisch in die Normalposition zurück gebracht werden.

- Eine Betätigung des *Landing Gear Dump Valve Switch* für 3 Sekunden sorgt außerdem dafür, dass das *Landing Gear Selector Valve* im kombinierten *Landing Gear Selector/Dump Valve* durch Schließen eines zusätzlichen Massepfades in die *Gear Down* Position gebracht werden kann, sofern sich der Fahrwerkshebel in der Position *DOWN / EXTEND* befindet. Das ist vor allem dann notwendig, wenn Probleme mit der Sequenzierung der verschiedenen Hydraulikkomponenten des Fahrwerks auftreten, z.B. wenn die *Landing Gear Pins* nicht entfernt wurden und der Fahrwerkshebel bedient wird.

Abbildung 12: Ansicht Overhead Panel, Landing Gear Dump Valve Switch



Quelle: SUB

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Es liegen keinerlei Hinweise auf vor dem Unfall bestandene Mängel vor.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung der Besatzung vor. Etwa 4 Stunden nach dem Unfallzeitpunkt wurde von der Polizei ein Alkoholschnelltest durchgeführt. Dieser ergab für beide Besatzungsmitglieder jeweils 0,0 Promille.

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

Im Zuge dieser Untersuchung des gegenständlichen Vorfalls nicht relevant.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

Es wurde am 11.5.2017 von Mitarbeitern von Gulfstream Aerospace unter Aufsicht und Mitwirkung von Mitarbeitern der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes eine Untersuchung über die bestimmungsgemäße Funktion des Fahrwerksystems (*Landing Gear System Evaluation*) in einem Hangar am Flughafen Salzburg durchgeführt.

1.16.1 Untersuchung des Fahrwerksystems

Um die bestimmungsgemäße Funktion des Fahrwerksystems zu überprüfen wurde von Gulfstream Aerospace eine Verfahrensanweisung erstellt, anhand derer die selben Umgebungsbedingungen für das Fahrwerkssystem wie während des Vorfalls gegeben waren, um die Ereignisse des Unfalls exakt wiederholen und reproduzieren zu können. Die Untersuchung gliederte sich in drei Teilbereiche:

- Simulierter Start und Landung wie beim gegenständlichen Vorfall
- Evaluierung des GIV-X AFM / QRH Verfahrens
- Normales Ein- und Ausfahren des GIV-X-Fahrwerks

Die Durchführung des **simulierten Starts und der Landung wie bei gegenständlichem Vorfall** wurde wie folgt durchgeführt:

Das Luftfahrzeug wurde aufgebockt, die *Landing Gear Safety Pins* wurden eingesetzt, das Luftfahrzeug wurde als im Fluge befindlich konfiguriert. Abweichend davon wurden aus Sicherheitsgründen *Nose Wheel Steering* und die *Ground Spoiler* deaktiviert, der *Nose Wheel Steering Torque Link* wurde ausgebaut. Mithilfe eines Air Data Test Sets wurden die Static- und Pitotsensoren des Luftfahrzeuges mit Drücken entsprechend einer Höhe von 0 ft und 200 kt beaufschlagt. Der Fahrwerkshebel, das *Landing Gear Selector Valve* und das Fahrwerk selbst befanden sich in der ausgefahrenen Position. Die *Weight-On-Wheels* Keile wurden installiert. Um sicherzustellen, dass sich das Fahrwerk und die Fahrwerkstüren in der korrekten Position entsprechend der ausgefahrenen Fahrwerksposition befanden, wurde der *Landing Gear Dump Valve Switch* betätigt. Die *Weight-On-Wheels* Keile wurden wieder ausgebaut und der *Nose Wheel Steering Torque Link* eingebaut. Hydraulikdruck von 3000 psi wurde am linken Hydrauliksystem angelegt. Das Fahrwerk und die Fahrwerkstüren befanden sich zu diesem Zeitpunkt in der Position, die dem Zeitpunkt kurz nach dem Start vom Flughafen Salzburg entsprach.

Der Fahrwerkshebel wurde in die Position UP gestellt. Die Fahrwerkstüren öffneten sich bestimmungsgemäß, das Fahrwerk wird am *Synoptic Display* gelb (amber) angezeigt, die *Downlock Indicators* leuchteten grün, der Fahrwerkshebel leuchtete rot, nach ca. 15 Sekunden erschienen am CAS die Meldungen „L/R Main Landing Gear Not Up“ und „Nose Gear Not Up“. Auf der *Synoptic Page* der Bremsen (Abbildung 10, rechts) war ersichtlich, dass ein leichter Bremsdruck aufgebracht wurde.

Der Fahrwerkshebel wurde darauf wieder in die Position DOWN gestellt. Der Bremsdruck verschwand wieder (*Anti-skid* war aktiviert), der Fahrwerkshebel leuchtete nicht mehr, die *Downlock Indicators* leuchteten weiterhin grün, am CAS verschwanden die Meldungen „L/R Main Landing Gear Not Up“ und „Nose Gear Not Up“. Die Fahrwerkstüren blieben offen und die *Landing Gear Safety Pins* konnten aufgrund des Hydraulikdruckes zum Einziehen des Fahrwerkes nicht entfernt werden. Das *Landing Gear Selector Valve* stand weiter in der Position UP / RETRACT (mechanisch ersichtlich).

Hydraulikdruck wurde entfernt und die *Weight-On-Wheels* Keile eingebaut, um das Fahrwerk wieder in den *Ground Mode* zu versetzen. Hydraulikdruck wurde wieder angelegt und auf der *Synoptic Page* der Bremsen (Abbildung 10, rechts) war wieder das Vorhandensein eines leichten Bremsdrucks ersichtlich. Die *Landing Gear Safety Pins* konnten weiterhin nicht entfernt werden. Der *Nose Landing Gear Door* Hebel wurde daraufhin betätigt und mit dem *Nose Landing Gear Door Pin* in der betätigten Position gesichert. Die Bugrad-Fahrwerkstüren

schlossen, die *Landing Gear Safety Pins* des Bugradfahrwerks konnten entfernt werden. Der *Nose Landing Gear Door Pin* wurde daraufhin wieder entfernt, woraufhin die Fahrwerkstüren des Bugradfahrwerks wieder öffneten und das Bugradfahrwerk begann, einzufahren. Sobald das Fahrwerk in der Position NOT DN AND LK (Fahrwerk nicht vollständig ausgefahren und verriegelt) war, wechselte das *Landing Gear Selector Valve* in die Position DOWN / EXTEND. Das Fahrwerk fuhr wieder vollständig aus und verriegelte, die Fahrwerkstüren schlossen und der Bremsdruck verschwand wieder.

Alle *Landing Gear Safety Pins* wurden wieder eingesetzt und der Hydraulikdruck entfernt. Der *Landing Gear Dump Valve Switch* leuchtete dabei erwartungsgemäß zu keiner Zeit blau auf.

Das **GIV-X AFM / QRH Verfahren** für den Fall, dass das Fahrwerk betätigt wird, während die *Landing Gear Safety Pins* noch eingesetzt sind wurde wie folgt evaluiert:

Der Beginn der Überprüfung des Verfahrens war ident mit den ersten beiden Absätzen im oben beschriebenen Testablauf. Der Fahrwerkshebel wurde darauf wieder in die Position DOWN gestellt. Der Bremsdruck verschwand wieder (*Anti-skid* ist aktiviert), der Fahrwerkshebel leuchtete nicht mehr, die *Downlock Indicators* leuchteten weiterhin grün, am CAS verschwand die Meldungen „L/R Main Landing Gear Not Up“ und „Nose Gear Not Up“. Die Fahrwerkstüren blieben offen.

Nun wurde der *Landing Gear Dump Valve Switch* für drei Sekunden betätigt. Der Schalter leuchtete zu keinem Zeitpunkt blau. Die Bugrad-Fahrwerkstüren schlossen, der Bremsdruck verschwand und die *Landing Gear Safety Pins* des Bugradfahrwerks konnten entfernt werden.

Zuletzt wurde die Funktion des **normalen Ein- und Ausfahrens des GIV-X-Fahrwerks** überprüft:

Die Umgebungsbedingungen und Vorbereitungsmaßnahmen wurden analog zum ersten Testdurchlauf hergestellt und durchgeführt. Die *Landing Gear Safety Pins* des Hauptfahrwerks wurden entfernt. Da das Bugfahrwerk zum Testzeitpunkt noch beschädigt war und nicht vollständig ein- bzw. ausgefahren werden konnte wurde der *Landing Gear Safety Pin* des Bugradfahrwerks eingesetzt.

Der Fahrwerkshebel wurde in die Position UP gestellt. Die Fahrwerkstüren des Bug- und Hauptfahrwerks öffneten sich bestimmungsgemäß, das Fahrwerk wurde auf der *Synoptic Display* gelb (amber) angezeigt, die *Downlock Indicators* leuchteten grün, solange das Fahrwerk noch verriegelt war, der Fahrwerkshebel leuchtete rot. Auf der *Synoptics Page* des Bremssystems (Abbildung 10, rechts) wurde ein leichter Bremsdruck angezeigt. Das

Hauptfahrwerk fuhr ein, die Hauptfahrwerkstüren schlossen daraufhin. Der Bremsdruck blieb aufrecht, das Bugfahrwerk fuhr nicht ein, da es mit einem *Landing Gear Safety Pin* gesichert war.

Der Fahrwerkshebel wurde darauf wieder in die Position DOWN gestellt, der Bremsdruck verschwand wieder (*Anti-skid* war aktiviert). Die Türen des Bugradfahrwerks schlossen. Die Türen des Hauptfahrwerks öffneten, das Hauptfahrwerk fuhr aus und die Türen des Hauptfahrwerks schlossen wieder. Alle *Landing Gear Safety Pins* konnten entfernt werden.

Am Ende des dritten Testlaufs wurde der Hydraulikdruck entfernt, die *Landing Gear Safety Pins* wieder eingesetzt, das Air Data Test Set entfernt und der ursprüngliche Luftfahrzeugzustand wieder hergestellt.

Die drei durchgeführten Testdurchläufe zeigten, dass sich das Einziehfahrwerkssystem wie vom Hersteller vorgesehen verhält. Es konnten kein unerwartetes Verhalten oder der Defekt von Komponenten oder Baugruppen festgestellt werden.

1.17 Organisation und deren Verfahren

Das betreffende Luftfahrzeug ist als einziges Luftfahrzeug auf den Namen des Betreibers im Luftfahrzeugregister der USA eingetragen. Das Luftfahrzeug wird als Geschäftsreiseflugzeug für die Eigentümer verwendet. Diese waren auch beim Unfallflug als einzige Passagiere an Bord.

2 Auswertung

2.1 Flugwetter

Zum Unfallzeitpunkt herrschten Sichtflugwetterbedingungen bei leichtem Wind, mäßiger Bewölkung und einer Temperatur von 9°C. Die niedrigsten Wolken lagen über dem Flugweg während des Sichtanfluges. Die Wetterlage sollte für erfahrene Piloten, trotz eventuell leichten Regens, keine wesentliche Belastung dargestellt haben. Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Beladung und Schwerpunkt lagen während des gesamten Fluges im zulässigen Bereich. Bei der Rücklandung in Salzburg war aufgrund der getankten Treibstoffmenge die Luftfahrzeugmasse größer als das zulässige Landegewicht. Es war daher die Anwendung der *Overweight Landing (AFM 04-19-10)* Checkliste vorgeschrieben.

2.2.2 Luftfahrzeug Wartung

In den zur Verfügung gestellten Wartungsaufzeichnungen konnte kein Hinweis auf ausständige oder nicht durchgeführte Wartungen oder Überprüfungen gefunden werden.

2.2.3 Technische Untersuchung

Am Luftfahrzeug konnten keine technischen Mängel festgestellt werden. Das Fahrwerkssystem wurde von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes gemeinsam mit dem Luftfahrzeughersteller auf seine ordnungsgemäße Funktion geprüft. Die Überprüfung ergab, dass das Fahrwerk sowohl mit als auch ohne eingesetzte Sicherungsbolzen bestimmungsgemäß funktioniert. Es ist jedoch möglich, bei falscher Bedienung, z.B. durch Nichtbefolgung der entsprechenden Checklisten und QRH Verfahren, bzw. falscher Handhabung des Fahrwerkssystems, das Fahrwerk unbeabsichtigt in einen unerwünschten Zustand zu bringen. Das kann wie im vorliegenden Fall dazu führen, dass das Fahrwerk einfährt, während sich das Luftfahrzeug am Boden befindet.

Des Weiteren scheint es wahrscheinlich, dass starke Windböen in den Tagen vor dem Unfall in Dubrovnik zur Beschädigung der Fahnen mit der Aufschrift „REMOVE BEFORE FLIGHT“ an den *Safety Pins* geführt haben. Wenngleich dieser Defekt im gegenständlichen Unfall vermutlich nicht ausschlaggebend gewesen sein dürfte, weil auch auf die Entfernung der anderen Sicherungsbolzen vergessen wurde, hätte eine Fahne im vorderen Flugzeugbereich, nahe dem Einstieg und unverdeckt von den Tragflächen, möglicherweise auffallen können und die Piloten erinnert, die Sicherungsbolzen zu entfernen. Eine Eintragung dieses Defektes in das *Aircraft Discrepancy Form* wäre eine Vorkehrung gegen das Übersehen eines Sicherungsbolzens. Auch eine Reparatur oder Austausch der betreffenden Sicherungsbolzen oder sonstige alternative Verfahren, die das Risiko minimiert hätten, die Sicherungsbolzen zu vergessen, wären in Frage gekommen.

2.2.4 Checklisten

Wie im Kapitel 1.6.5 dargestellt, stehen zur Problemlösung der Fahrwerksbedienung mit eingesetzten Fahrwerkssicherungsbolzen im AFM und im QRH zwei Checklisten zur Verfügung. Das *Abnormal Procedures Verfahren Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed (AFM 03-18-90)* spricht das Problem, dass die Sicherungsbolzen vor dem Start nicht entfernt worden waren, vollinhaltlich an. Hingegen behandelt das *Abnormal Procedures Verfahren Landing Gear Failure to Retract (AFM 03-17-10)* den allgemeineren Fall, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren lässt, der neben eingesetzten Sicherungsbolzen auch andere Ursachen haben kann. Beide Checklisten korrespondieren in der abschließenden Maßnahme, den *Landing Gear Dump Valve Switch* zu aktivieren und hätten somit das Problem gelöst.

Die *Exterior Preflight Inspection (AFM 02-01-20)* Checkliste umfasst 136 Positionen und scheint für den täglichen Flugbetrieb äußerst umfangreich. Unabhängig vom Umfang einer Checkliste sollen Besatzungen sich immer an die verfügbaren und genehmigten Checklisten halten und alle Prüfpositionen gewissenhaft abarbeiten. Aus humanfaktorischer Sicht ist allerdings auch denkbar, dass diese lange Checkliste von Piloten im Alltag auf wenige, nur als wichtig erachtete Positionen reduziert, angewendet wird. Dazu würde auch die Entfernung der Fahrwerkssicherungsbolzen zählen. Wenn jedoch von den Piloten davon ausgegangen wird, dass diese nicht eingesetzt sind, entfällt auch die Durchführung dieser Checkliste. Es steht außer Frage, dass aus Sicherheits-, operationellen- und Zulassungsgründen Besatzungen niemals Checklisten auf ausgewählte Prüfpunkte reduzieren sollten, die sie als wichtig erachten.

Zum Vergleich enthält die Checkliste für die *Exterior Preflight Inspection* einer Cessna 525B 82 Positionen, die Checkliste einer 737-8Z9 enthält nur 76 Positionen. Wenngleich es sich gerade

für die *Exterior Preflight Inspection* als schwierig erweisen kann, sollte dennoch soweit realistisch umsetzbar für diese und andere Checklisten der Einsatz von elektronischen Checklisten vorgesehen werden. Dadurch können bestimmte Prüfpositionen auch automatisch abgearbeitet und geprüft werden, und infolgedessen kann der manuell durchzuführende Anteil der Checklisten reduziert werden.

Trotz der Möglichkeit, die der Hersteller sowie die Zulassungsbehörde einräumt, wurde vom Luftfahrzeugbetreiber keine eigenen, auf die speziellen Anforderungen des Betreibers abgestimmten Checklisten zur Verfügung gestellt. Auch dadurch hätten Checklisten auf die speziellen Anforderungen des Flugbetriebes des Betreibers ausgerichtet werden können.

Ein Pinholder (siehe Abschnitt 1.12.3 und Abbildung 11) hätte die Piloten wahrscheinlich auch daran erinnert, die Sicherungsbolzen zu entfernen. Dies setzt aber die gleiche disziplinierte Verwendung voraus, wie es bei gewissenhafter Durchführung der vorhandenen Checklisten sowieso der Fall gewesen wäre.

2.2.5 Luftfahrzeug Systemdesign

Wegen der eingesetzten Sicherungsbolzen konnte das Fahrwerk nicht eingefahren werden und es wurde der technische Ablauf für das Einfahren des Fahrwerks unterbrochen. Dadurch verblieb das Hydrauliksystem, speziell das *Landing Gear Selector Valve*, in einer für die Piloten in der Systemanzeige nicht direkt erkennbaren Stufe. Zur Behebung dieses unterbrochenen Ablaufs ist die Aktivierung des *Landing Gear Dump Valve Switches* vorgesehen. Dieser Schalter ist mit einer Doppelfunktion belegt (siehe Abschnitt 1.12.3):

1. Wird das Fahrwerk mittels Emergency Extension ausgefahren, leuchtet der Schalter blau und durch Betätigung dessen wird das *Dump Valve* wieder in die Normalposition gebracht werden.
2. Bei eingesetzten Sicherungsbolzen kann das *Landing Gear Selector Valve* zwar in die Position UP gestellt werden, wenn das Luftfahrzeug sich im Fluge befindet, ein Zurückstellen des *Landing Gear Selector Valves* in die Position DOWN mittels Fahrwerkshebel ist aber nicht möglich, da dazu mindestens ein Fahrwerksbein nicht mehr in der ausgefahrenen, verriegelten Position sein muss (NOT DN AND LK, Abschnitt 1.6.4). Dies wird durch die eingesetzten Sicherungsbolzen verhindert, alle Fahrwerksbeine verbleiben in dieser Konfiguration in der ausgefahrenen, verriegelten Position. Der *Landing Gear Dump Valve Switch* schließt deshalb einen zusätzlichen Massepfad, durch den das *Landing Gear Selector Valve* auch dann in die Position DOWN gestellt werden kann, wenn alle Fahrwerksbeine in der ausgefahrenen, verriegelten Position sind.

Die Anzeigen für die Piloten 15 Sekunden nachdem der Fahrwerkshebel in die Position UP gestellt wurde waren wie folgt:

- Gear position indicators am Landing Gear Control Panel – Alle drei Grün
- Fahrwerkshebel – Rot
- Synoptic Display – Fahrwerk Grün
- CAS Anzeigen in Gelb (amber):
 - “L-R Main Gear Not Up”
 - “L-R Main Gear Door Open”
 - “Nose Gear Not Up”
 - “Nose Gear Door Open”

Die beiden „Gear Not Up“ Anzeigen hätten die Piloten dazu veranlassen sollen, das Quick Reference Handbook (QRH) zu konsultieren und den *Landing Gear Dump Valve Switch* zu betätigen.

Die Anzeigen für die Piloten direkt nach dem Anhalten des Luftfahrzeuges am Rollweg waren wie folgt:

- Gear position indicators am Landing Gear Control Panel – Alle drei Grün
- Fahrwerkshebel – Nicht beleuchtet
- Synoptic Display – Fahrwerk Grün
- CAS Anzeigen in Gelb (amber):
 - “L-R Main Gear Door Open”
 - “Nose Gear Door Open”

Die CAS Meldungen “L-R Main Gear Not Up” and “Nose Gear Not Up” wurden nicht angezeigt und der Fahrwerkshebel nicht beleuchtet, da der Fahrwerkshebel zu diesem Zeitpunkt in der DOWN Position war. Zum Zeitpunkt des Einknickens zeigten drei Downlock Indicators an, dass sich das Fahrwerk in der gesicherten, ausgefahrenen Position befand. Die Tatsache, dass sich das *Landing Gear Selector Valve* in der Position UP befand, wird in keiner Weise direkt im Cockpit zur Anzeige gebracht. Von der Besatzung wurde dies erst bemerkt, als die Fahrwerksbolzen entfernt und die *Door Control* und *Timer Valves* den Hydraulikdruck zu den Hauptzylindern des Fahrwerks freigegeben hatten. Jene Aktionen, die einer der Piloten außerhalb des Luftfahrzeuges am Fahrwerk bei dem Versuch tätigte, die Sicherungsbolzen zu entfernen, waren jedenfalls in keinem Verfahren oder Checkliste des Herstellers vorgeschrieben.

Die *Door Control Valve Pins* werden von Besatzung routinemäßig bei der Durchführung von Vorflugkontrollen verwendet (AFM 2-01-20, Position 1). Allerdings verbietet das AFM ausdrücklich die Entfernung der Pins, wenn das Hydrauliksystem unter Druck steht und warnt Besatzungen vor den damit in Verbindung stehenden Gefahren (siehe 1.6.5). Spätestens die offenen Fahrwerkstüren sowie die nicht entfernbaren Sicherungsbolzen hätten als Anzeichen einer abnormalen Fahrwerkskonfiguration auffallen sollen. Die Betätigung der *Door Control Valves* und das Setzen der *Door Control Valve Pins* leitete den Hydraulikdruck zum Einfahren des Fahrwerks auf die andere Seite zum Ausfahren um. Als der *Door Control Valve Pin* wieder entfernt wurden, wurde wieder Hydraulikdruck zum Einfahren bereitgestellt.

Die Vermutung der Piloten nach der Landung auf einen geplatzten Reifen ist mit der *Wheel Despin* Funktion des Fahrwerksystems erklärbar. Dabei werden die Räder des Hauptfahrwerkes vor dem Einziehen in den Fahrwerksschacht abgebremst. Auch hier war für die Besatzung aufgrund der Systemkomplexität vorerst nicht unmittelbar ersichtlich, weshalb ein Bremsdruck anliegt. Wäre die entsprechende *Brake Synoptic Page* (Abbildung 10, rechts) von der Besatzung zur Anzeige ausgewählt gewesen, hätte die Besatzung beim Rollen auf der Piste und dem Rollweg erkennen können, dass 200 – 400 psi Bremsdruck anliegen. Ob daraus ein Rückschluss auf ein Problem mit der Sequenzierung des Fahrwerks möglich gewesen wäre kann nicht beantwortet werden.

2.3 Flugbetrieb und Besatzung

2.3.1 Besatzung

Beide Piloten verfügten über die für die Flugdurchführung erforderlichen Berechtigungen und Lizenzen sowie über eine ausreichende Erfahrung an Flugstunden sowohl allgemein auf verschiedenen Flugzeugtypen als auch auf dem Unfallmuster. Der Pilot, der das Luftfahrzeug steuerte, verfügte über eine überdurchschnittliche Gesamtflugerfahrung. Die gesamte Blockzeit der letzten 7 Tage betrug 3 Stunden und 5 Minuten. Dies, in Verbindung mit den aufgezeichneten Flugstunden der Besatzung, deutet auf ausreichende Ruhezeiten und Erholungsphasen der Besatzung hin. Der von der Polizei durchgeführte Alkoholtest ergab für beide Piloten 0,0 Promille.

2.3.2 Flugverlauf

Es konnten keine unfallkausalen Mängel betreffend der Planung des Fluges festgestellt werden. Den Aussagen der Piloten und dem CVR ist zu entnehmen, dass die *Exterior Preflight Inspection* nicht vollständig durchgeführt worden war. Die Ursachen hierfür könnten

Ablenkungen bei der Flugvorbereitung oder nicht abgesprochene Funktionszuteilung gewesen sein, lassen sich aber nicht feststellen. Abweichend von einer am Vortag erfolgten Absprache installierte der Copilot die Sicherungsbolzen als Vorsichtsmaßnahme, ohne den anderen Piloten darüber zu informieren. Nichtsdestotrotz ist das Einsetzen der Sicherungsbolzen nicht optional, sondern verpflichtend durchzuführen und vom AFM des Herstellers vorgeschrieben. Weil die *Exterior Preflight Inspection* und weitere Checklisten nicht vollständig zur Durchführung kamen, blieb von beiden Piloten unerkannt, dass sich die Sicherungsbolzen noch in den Fahrwerken befanden.

Auch nach der Erkennung des Problems und der Entscheidung zur Rücklandung kam es zu Verwechslungen und Missverständnissen innerhalb der Besatzung bezüglich der zu verwendenden Piste und der entsprechenden Freigabe, wegen des fehlenden Sichtkontaktes des Piloten zur Piste und wegen des dreimaligen Ertönens der „Sink Rate“ Warnung (*Voice Alert*) von 300 ft bis 100 ft über Grund. Insbesondere auch wegen der Tatsache, dass das Gesamtgewicht des Luftfahrzeuges über dem maximal zulässigen Landegewicht lag, sollte ein Anflug mit zu hoher Sinkrate vermieden werden. Die Piloten gaben zwar an, sich einer *Overweight Landing* bewusst gewesen zu sein, es konnte aber gleichfalls keine Abarbeitung der *Overweight Landing* Checkliste (AFM 04-19-10) in der CVR Aufzeichnung erkannt werden. Auch der ursprüngliche Plan der Piloten, sofort nach Entfernen der Sicherungsbolzen wieder zu starten, deutet darauf hin, dass keine entsprechende Checkliste abgearbeitet wurde. Nach dem Stopp am Rollweg verließen beide Piloten bei laufenden Triebwerken das Cockpit. Dadurch war ebenfalls eine Kommunikation mit dem Kontrollturm nicht mehr möglich.

2.4 Humanfaktoren

2.4.1 Mensch-Maschine-Schnittstelle

Die anthropotechnische Herausforderung an das Design von Flugzeugen besteht in der Anpassung von Maschinen (Anzeigen, Funktionsweisen, Bedienung, Dokumentation etc.) an den Menschen, insbesondere an dessen Denkungsweisen. Hierfür sind bei modernen Mensch-Maschine-Systemen Informationen über den Betriebszustand, Warnungen und die Anzeige von Problemlösungen vorgesehen.

Gegenständlich hatten die Piloten aus den Anzeigen keine unmittelbare Information darüber, dass sich das Fahrwerk bzw. das hydraulische System in einem latent unterbrochenen Steuerungsprozess befand, nachdem der Fahrwerkshebel wieder in die Position DOWN gestellt wurde. Dieser Zustand bedurfte zur Behebung einer spezifischen Intervention des Piloten gemäß einer Checkliste. Obwohl für die Besatzung relativ rasch ersichtlich war, dass

das Fahrwerk in der ausgefahrenen, verriegelten Position verblieb, weil die Sicherungsbolzen noch gesetzt waren, war speziell der Status bzw. die Position des *Landing Gear Selector Valves* für die Besatzung nicht direkt ersichtlich. Dieses sollte aber immer unmittelbar der Position des Fahrwerkshebels entsprechen. Die Unkenntnis der Piloten über den Systemzustand, als auch über die Existenz eines Verfahrens im QRH führte nachfolgend durch die von den Piloten gesetzten Maßnahmen, die nicht konform mit den vorhandenen Verfahren waren, zum Einknicken des Fahrwerks.

Die *Before Starting Engines* Checklist sieht als erste Prüfposition „Preflight Checks ... complete“, also die summarische Überprüfung der drei Preflight Checks vor, anstelle diese einzeln zu benennen, sie dadurch in Erinnerung zu rufen und damit mit höherer Wahrscheinlichkeit sicherzustellen, dass jede einzelne Checklist erledigt wurde.

Im Flugunfall sind zwei Phasen voneinander zu unterscheiden:

- Fehlende Durchführung der *Exterior Preflight Inspection* (AFM 02-01-20)
- Fehlende Durchführung der Checkliste für *Landing Gear Failure To Retract* (AFM 3-17-10) bzw. der Checkliste *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* (AFM 03-18-90) durch mangelnde System- und Verfahrenkenntnisse.

2.4.2 Mangelnde System- und Verfahrenkenntnisse

Der Copilot gab an, dass er bezüglich der Bedienung des Fahrwerks kein QRH bzw. keine Checklisten verwendete. Er war informiert, dass ein *Landing Gear Dump Valve Switch* existiert, vermeint jedoch, dass dessen Funktion nur in Zusammenhang mit der *Emergency Gear Extension* von Bedeutung wäre und nicht für die gegenständliche Konfiguration, bei der das Fahrwerk ausgefahren war.

Explizit vertritt er die Ansicht, dass keine Checklist bereitstünde für den Fall, dass die Sicherungsbolzen nicht entfernt worden waren, obwohl zwei Checklisten zur Verfügung standen, die das Problem behoben hätten. Auch andere Checklisten wurden entweder nur rudimentär oder gar nicht abgearbeitet.

Der Copilot zeigte sich verwundert, dass das Bugfahrwerk einknickte, nachdem er dessen Sicherungsbolzen entfernt hatte. War doch der Hydraulikdruck vorhanden und hatte er davor mehrere Öffnungs- und Schließ-Zyklen der *Nose Gear Doors* durch die Betätigung des *Nose Gear Door Control Valves* durchführen können. Er vertrat die Ansicht, dass der Hydraulikdruck für die *Gear Door Actuators* unabhängig sei vom *Nose Landing Gear Actuator*.

Anthropotechnische Erklärung

Im Verlauf von abertausenden Landungen haben Pilotinnen und Piloten erlernt und sich somit ins Gedächtnis eingeprägt, dass

- grüne Fahrwerksanzeigen bei allen drei Landefahrwerken,
- ein in der Position DOWN befindlicher Fahrwerkshebel,
- die Verfügbarkeit von Hydraulikdruck und
- ein Weight-on-Wheels (WOW) Signal

eine stabile ausgefahrene Fahrwerksposition sicherstellen. Diese „Logik“ und die daraus resultierende automatisierte Entscheidungsfindung (Skill Based Behaviour) aus dem Airmanship werden in der Bedienung der GIV-X (G450) durchbrochen, wenn bei eingesetztem Sicherungsbolzen nach einem Start versucht wird, das Fahrwerk einzufahren.

Eine durch Stress geförderte Zielfixierung führte sofort nach einer Rücklandung zu dem Wunsch, die Sicherungsbolzen schnellstmöglich zu entfernen. Diese Maßnahme berücksichtigt nicht die vom Konstrukteur vorgesehene technische Problemlösung. Gemäß AFM und QRH erfolgt diese durch die Betätigung des *Landing Gear Dump Valve Switches*. Dadurch wird das *Dump Valve* wieder in die Normalposition gebracht, nachdem das Fahrwerk mittels *Emergency Extension* ausgefahren wurde. In der speziellen Konstellation, in der die Sicherungsbolzen nicht entfernt worden waren, stellt die Aktivierung des *Dump Valve Reset Switches* den korrekten Fahrwerkszyklus wieder her.

Die vorgesehene technische Problemlösung widerspricht einer intuitiven, rational nachvollziehbaren Entscheidungsfindung zweifach. Einerseits, dass durch das Drücken des *Landing Gear Dump Valve Switches* das *Dump Valve* doch nicht wieder in die Normalposition gebracht wird (da dieses gar nicht in der Position DUMP ist) sondern vielmehr das *Landing Gear Selector Valve* betätigt wird, und andererseits, dass bei ausgefahrenem Fahrwerk eine Maßnahme zu setzen ist, welche auch in Zusammenhang mit der *Emergency Gear Extension* vorgesehen ist. Dass die Betätigung des *Dump Valve Reset Switches* in der gegenständlichen Konfiguration nicht das *Dump Valve* betätigt, sondern stattdessen den unterbrochenen Verlauf des Ein- und Ausfahrzyklus des Fahrwerks im Hydrauliksystem zurücksetzt, erschließt sich auch für einen sehr erfahrenen Piloten aus dem alltäglichen Flugbetrieb nicht ohne weiteres und ist nur mit einer entsprechend vertieften Systemkenntnis möglich.

In den *Gulfstream Breakfast Minutes vom 18. Jänner 2013* ist von einem gleichartig gelagerten Fall die Rede. Unfallwiederholungen sollten zum Anlass genommen werden, die Vorfälle zu analysieren und Gegenmaßnahmen einzuleiten. Die gegenwärtige technische Konzeption ist anfällig für eine Fehlbedienung im Flugbetrieb.

Kognitive und psychophysiologische Belastungen

Die psychischen Belastungen als bestimmender Faktor in Entscheidungsprozessen nahmen im gegenständlichen Flugunfall stufenweise zu und waren durch folgende Ereignisse charakterisiert:

- der Startvorgang an sich
- der plötzlich auftretende Fehler des nicht einfahrenden Fahrwerks
- Verwirrung zwischen den Piloten die Landebahn betreffend
- Kommunikationsschwierigkeiten mit dem Kontrollturm betreffend der Auswahl der Landebahnrichtung
- der Pilot sieht die Landebahn bis kurz vor dem Endanflug nicht
- nochmalige Kommunikationsschwierigkeiten betreffend die Landefreigabe
- wiederkehrende Warnungen bezüglich zu hoher Sinkraten bei 300, 200 und 100 ft AGL
- unerklärliches Bremsverhalten des Flugzeugs nach der Landung
- Zeitdruck erkennbar aus mehrfachen Anordnungen zum raschen Handeln
- Psychophysiologische Belastung ausgelöst durch starken Triebwerkslärm an Bord (betrifft Piloten) und im Außenbereich bei der Entfernung der Sicherheitsbolzen (betrifft Copiloten)
- Overweight Landing
- fortgesetzt akustische Warnung im Cockpit ausgelöst durch das geöffnete Main Door bei laufenden Triebwerken
- der Copilot entfernt die Sicherheitsbolzen und der Pilot informiert zeitgleich die Fluggäste über die Ereignisse
- fehlende Funküberwachung als Indikator der kombinierten kognitiven psychophysiologischen Belastung

Auswirkungen der kognitiven und psychophysiologischen Belastungen

Kognitive und psychophysiologische Belastungen (Stress) haben direkten Einfluss auf Wahrnehmung, Gedächtnis, Denk und die Entscheidungsfindung. Die additive Wirkung der vorangestellten Einflussfaktoren begründen die Handlungsweisen der Piloten nach dem Start. Sie sind charakterisiert durch intuitive (Typ-1) anstelle von analytischen Entscheidungen (Typ-2, De NEYS, MOYENS, & VANSTEENWEGEN, 2010; CROSKERRY, SINGHAL & MAMEDE, 2013). Somit wurde zur Fehlerbehebung weder regelbasierend (Rule-Based) noch wissensbasierend (Knowledge-Based) (RASSMUSSEN, 1983) vorgegangen.

Intuitive Handlungen und Entscheidungen erfolgen überwiegend bei Zeitmangel und kognitiver sowie emotionaler Belastung (Stress). Im gegenständlichen Unfallgeschehen beobachtbar sind:

- Indikatoren des beeinträchtigten Situationsbewusstseins (Situational Awareness) sind: mangelnder Systemüberblick, beeinträchtigte räumliche Orientierung zur Landebahn
- Zielfixierung: Es wird ausschließlich auf die Entfernung der vergessenen Sicherungsbolzen hingearbeitet ohne Berücksichtigung oder Evaluation verfügbarer Abnormal Checklisten für die *Landing Gear Pins*, für die *Overweight Landing* und das auffallende Bremsverhalten im Landevorgang. Die Verpflichtung zur Aufrechterhaltung der Sprechfunkverbindung zum Kontrollturm wird nicht eingehalten.
- Auftreten von Heuristiken und Biase: Erkennbar ist der Bestätigungsbias (Confirmation Bias) durch die unkritische Übereinstimmung der Piloten nach der Rücklandung und ohne weitere Vorkehrungen die Sicherungsbolzen aus den Fahrwerken zu entfernen, anstelle die angepeilte Lösung zu hinterfragen.
- Impulsives Handeln. „Do something – quickly!“ (Transport Canada, o.D.)
- CRM
 - Checklist-Arbeit: Während die *Preflight Preparation* und *After Engine Start* Checkliste mit der Methode „Challenge-Do-Verify“ mit verteilten Funktionen durchgeführt wurden, ist eine korrekte Checklist-Arbeit im Cockpit bis nach der Landung dem CVR nicht zu entnehmen. Normal und Abnormal Checklisten werden demnach nicht vollständig abgehandelt. Dies betrifft die Checklisten *Climb* (02-05-10), *Traffic Pattern* (02-07-10), *Before Landing* (02-05-50), *After Landing* (02-06-10), *Landing Gear Failure to Retract* (03-17-10) bzw. *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed* (03-18-90) und *Overweight Landing* (04-19-10).
 - Crew-Coordination: Ab dem Zeitpunkt an dem das Fahrwerksproblem auftrat, ist die Crew-Coordination nur rudimentär vorhanden. Der Copilot gibt zwar dem Piloten mehrfach Hinweise auf die Position der Landebahn. Es fehlt allerdings die Situationsbeurteilung, die Auswahl von Optionen und Risiken und die finale Handlungsfestlegung (FORDEC). Diese hätte entweder regelbasierend (Rule-Based) durch die Konsultation des QRH sein können oder wissensbasierend (Knowledge-Based) mit einem gegenseitigen kurzen Austausch von Informationen über das Hydrauliksystem und allfälliger Auswirkungen der Konfiguration.
 - Über 16 s hindurch äußert sich kein Pilot zur akustischen Warnung vor der zu hohen Sinkrate im Endanflug.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Die Besatzung war im Besitz aller erforderlichen Berechtigungen
- Die Besatzung war ausreichend ausgeruht
- Die Besatzung verfügte über ausreichende bzw. überdurchschnittliche Flugerfahrung
- Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß gewartet und zugelassen
- Es bestand kein technischer Defekt und keine Fehlfunktion am Luftfahrzeug
- Am Flughafen Dubrovnik herrschten einige Tage zuvor über Nacht starke Windböen, wodurch wahrscheinlich die „REMOVE BEFORE FLIGHT“ Fahnen von den Fahrwerkssicherungsbolzen abgerissen wurden. Infolgedessen waren die eingesetzten Sicherungsbolzen schwieriger zu erkennen.
- Keine Kennzeichnung oder sonstige Maßnahmen betreffend den Zustand der REMOVE BEFORE FLIGHT“ Fahnen.
- Die Wetterlage sollte für erfahrene Piloten, trotz eventuell leichten Regens, keine wesentliche Belastung dargestellt haben
- Für den täglichen Flugbetrieb sehr umfangreiche *Exterior Preflight Inspection* Checkliste mit 136 Prüfpunkten, die aus humanfaktorieller Sicht dazu verleitet, die Checkliste für den täglichen Betrieb auf wenige als wichtig erachtete Prüfpunkte zu vereinfachen, was aus Sicherheits-, operationellen- und Zulassungsaspekten nicht zulässig ist.
- Unvollständige Durchführung der *Exterior Preflight Inspection* Checkliste, da zumindest die Prüfpositionen 15, 63, 120, 136 übersehen wurden
- Unklarheit bzw. fehlende Kommunikation zwischen den Piloten über das Einsetzen der Sicherungsbolzen.
- Absprache zwischen den Piloten über das Einsetzen bzw. Nicht-Einsetzen der Sicherungsbolzen, obwohl das Einsetzen vom Hersteller zum Parken und Schleppen verpflichtend vorgeschrieben ist
- Mehrfach Unklarheiten bzw. Verwechslungen bzgl. Landerichtung, Freigaben und Sichtkontakt zur Piste
- Kommunikationsschwierigkeiten sowohl innerhalb der Besatzung als auch mit dem Kontrollturm
- Nichtverwendung von Checklisten: *Landing Gear Failure to retract, Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed, Overweight Landing* und Checklisten der *Normal Procedures*

- Sehr hohe Sinkrate beim Anflug bei der Rücklandung, wodurch mehrmals die „Sink Rate“ Warnung ertönte
- Luftfahrzeug mit technisch kompliziertem Fahrwerkssystem, *Landing Gear Dump Valve Switch* mit Doppelfunktion (Zurücksetzen des *Dump Valves* und Schließen eines zusätzlichen Massepfades für das *Selector Valve DOWN Solenoid*), die nicht ohne tiefere Systemkenntnis des Fahrwerkssystems verständlich ist und somit im Widerspruch zu einer intuitiven, rational nachvollziehbaren Entscheidungsfindung steht. Auch die Tatsache, dass die Position des *Selector Valves* unter bestimmten Umständen von der Position des Fahrwerkshebels abweichen kann, ist nicht ohne Weiteres nachvollziehbar.
- Durchbrechen der Logik der Funktionsweise von Fahrwerkssystemen für Piloten, da trotz 3 grünen Downlock-Anzeigen und Fahrwerkshebel in der Position DOWN bei einer GIV-X (G450) das Fahrwerk am Boden durch falsche und unsachgemäße Bedienung des Fahrwerkssystems einfahren kann. Das *Selector Valve* des Fahrwerkes verblieb somit in einer für die Piloten nicht direkt erkennbaren Position.
- Ein abnormaler Fahrwerkszustand wäre nur indirekt über die „L-R Main Gear Door Open“ und „Nose Gear Door Open“ CAS Nachrichten, die tatsächlich offen stehenden Fahrwerkstüren und die nicht entfernbaren Sicherungsbolzen erkennbar gewesen. Ob daraus ein Rückschluss auf die *Selector Valve* Position möglich wäre, kann nicht zweifelsfrei beantwortet werden. Jedenfalls hätten die entsprechenden Checklisten konsultiert werden sollen.
- stufenweiser Anstieg der psychischen Belastung, charakterisiert durch Kommunikationsschwierigkeiten innerhalb der Crew (CRM) und mit dem Kontrollturm, mangelnde System- und Verfahrenskennnisse, Zeitdruck und psychophysiologische Belastungen
- Beide Piloten verließen das Cockpit, somit war keine weitere Kommunikation mit dem Kontrollturm möglich
- Mangelnde System- und Verfahrenskennnisse der Piloten bezüglich der genauen Funktionsweise der Komponenten des Fahrwerkssystems (*Landing Gear Dump Valve Switch*) und bezüglich zu verwendender Checklisten.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Unvollständige Durchführung der Preflight Checkliste, somit vergessen der eingesetzten Sicherungsbolzen in den Fahrwerken
- Keine Kenntnis bzw. Durchführung der Checklisten für *Landing Gear Failure to Retract* oder der *Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed*. Somit Fehlbedienung des Fahrwerksystems und dadurch kein ordnungsgemäßes Zurücksetzen des Fahrwerks in einen definierten Systemzustand

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Fehlende „REMOVE BEFORE FLIGHT“ Fahnen an den Fahrwerkssicherungsbolzen. Infolgedessen schwieriger zu erkennende eingesetzte Sicherungsbolzen.
- Absprache zwischen den Piloten über das Einsetzen bzw. Nicht-Einsetzen der Sicherungsbolzen, obwohl das Einsetzen vom Hersteller zum Parken und Schleppen verpflichtend vorgeschrieben ist
- Für den täglichen Flugbetrieb sehr umfangreiche *Exterior Preflight Inspection* Checkliste mit 136 Prüfpunkten, die dazu verleitet, die Checkliste für den täglichen Betrieb auf wenige wichtige Prüfpunkte zu vereinfachen, was aus Sicherheits-, operationellen- und Zulassungsaspekten nicht zulässig ist.
- Stufenweiser Anstieg der psychischen Belastung, charakterisiert durch Kommunikationsschwierigkeiten, mangelnde System- und Verfahrenkenntnisse, Zeitdruck und psychophysiologische Belastungen.
- Durchbrechen der Logik der Funktionsweise von Fahrwerksystemen für Piloten, da trotz 3 grünen Downlock-Anzeigen und Fahrwerkshebel in der Position DOWN bei einer GIV-X (G450) das Fahrwerk am Boden durch falsche und unsachgemäße Bedienung des Fahrwerksystems einfahren kann. Das *Selector Valve* des Fahrwerks verblieb somit in einer für die Piloten nicht direkt erkennbaren Position.

3.3 Bekannte Maßnahmen allgemeiner Bedeutung

- Generell sollte im Zuge von z.B. CRM Trainings und anderen Schulungen mit humanfaktoriellen Inhalten auf die Bedeutung einer effektiven und effizienten Kommunikation zur Herstellung des gleichen Informationsstandes unbedingt Wert gelegt werden (HELMREICH, 1988, 1991, 1994, 2000, BURGEON et al., 2013).
- Generell die Anwendung von Evidence Based Training (EBT) anstelle starrer, zum Teil behördlich vorgeschriebener Proficiency Checks (siehe auch ICAO Document 9995, EASA RMT.0696)
- Generell Vermittlung von Wissen über die Existenz und Auswirkungen von Heuristiken und Biase in der Entscheidungsfindung, insbesondere unter Stress (Operational und Domestic Stress) und über die Vor- und Nachteile intuitiver versus analytischer Entscheidungsfindung.
- Generell Vermittlung der Kenntnisse über gefährliche Reaktions- bzw. Verhaltensweisen beim Auftreten von Flugproblemen ("5 Hazardous Attitudes"¹) bei der Entscheidungsfindung von Piloten, Federal Aviation Administration (FAA) und Canadian Air Transport Administration, 1984).

¹ Macho, Impulsivität, Anti-Autorität, Resignation, und Unverwundbarkeit

4 Sicherheitsempfehlungen

Nr. SE/UUB/LF/01/2019, ergeht an Gulfstream Aerospace:

Befestigung von „REMOVE BEFORE FLIGHT“ Fahnen:

Es wird empfohlen, grundsätzlich sicherzustellen, dass „REMOVE BEFORE FLIGHT“ Fahnen so an Bauteilen und Abdeckungen befestigt werden, dass ein Ausreißen auch bei widrigen Witterungsbedingungen (z.B. starker Wind) verhindert wird. Dadurch wird die Wahrscheinlichkeit, dass z.B. Sicherungsbolzen übersehen werden, verringert.

Nr. SE/UUB/LF/02/2019, ergeht an Gulfstream Aerospace:

Cockpitanzeige für die Position des Landing Gear Selector Valves:

Die tatsächliche Position des Landing Gear Selector Valves ist für die Luftfahrzeugbesatzung im Cockpit nicht ersichtlich und kann auch bei ordnungsgemäßer Funktion des Fahrwerksystems im Gegensatz zu verfügbaren Anzeigen im Cockpit betreffend den Fahrwerkstatus stehen. Gulfstream stellt für diese Fälle entsprechende Verfahren zur Verfügung. Des Weiteren kann nur eine Nichteinhaltung der Verfahren nachteilige Auswirkungen haben. Es wird dennoch empfohlen, bei GIV-X (G450) Luftfahrzeugen sowie bei Luftfahrzeugen mit Fahrwerksystemen ähnlicher Funktionsweise eine Kontroll- bzw. Anzeigemöglichkeit im Cockpit für die tatsächliche Position des Landing Gear Selector Valves zu schaffen, da die Funktionslogik des Fahrwerksystems unter gewissen Umständen nicht kongruent ist mit der im Gedächtnis eines Piloten eingprägten Funktionsweise eines Fahrwerksystems.

Nr. SE/UUB/LF/04/2019, ergeht an Gulfstream Aerospace:

Funktion von Bedienelementen im Cockpit:

Bei GIV-X (G450) Luftfahrzeugen ist der Landing Gear Dump Valve Switch mit zwei Funktionen ausgestattet. Er setzt das Dump Valve in die Normalposition zurück, nachdem das Fahrwerk mittels Emergency Extension ausgefahren wurde, und stellt einen zusätzlichen Massepfad zur Verfügung, um das Selector Valve in die Position DOWN / EXTENT zu bringen, sollte Probleme mit der Sequenzierung des Fahrwerks durch ein Betätigen mit eingesetzten Sicherungsbolzen entstehen. Aus anthropotechnischer Sicht wird empfohlen, bei der Entwicklung von neuen Luftfahrzeugen Cockpit-Bedienelemente, vor allem wenn diese in Zusammenhang mit Notsystemen stehen, solche Funktionen zu trennen. Dies trägt dazu bei, dass Piloten ein besseres mentales Modell des Fahrwerksystems haben.

Nr. SE/UUB/LF/05/2019, ergeht an Gulfstream Aerospace:

Fahrwerkssystemdesign:

Die anthropotechnische Forderung besteht darin, Maschinen und Verfahren analog zur menschlichen Wahrnehmung, zum Gedächtnis und Denken zu gestalten und anzupassen und Ausnahmen, welche diese Anforderung durchbrechen, zu vermeiden. Es wird empfohlen, bei der Entwicklung von neuen Luftfahrzeugen gänzlich auf die Funktion zum manuellen Zurücksetzen des Landing Gear Selector Valves zu verzichten und stattdessen eine technische Lösung vorzusehen, bei der die Position des Landing Gear Selector Valves stets der Position des Fahrwerkshebels entspricht.

Nr. SE/UUB/LF/06/2019, ergeht an Gulfstream Aerospace:

Bewusstseinsbildung bzgl. Funktionsweise des Fahrwerkssystems von GIV-X (G450) und ähnlichen Luftfahrzeugen:

Es wird empfohlen, im Rahmen von z.B. Safety Promotion, Schulungen, Bulletins, etc. die Betreiber und Piloten von GIV-X (G450) und anderer Luftfahrzeuge mit Fahrwerkssystemen ähnlicher Funktionsweise auf die Spezifika des Fahrwerkssystems und speziell der Funktionsweise des Landing Gear Dump Valve Switches sowie auf das Vorhandensein bestehender Checklisten hinzuweisen, um einer potenziellen Fehlbedienung vorzubeugen sowie Hemmung bezüglich der Betätigung des Landing Gear Dump Valve Switches abzubauen.

Nr. SE/UUB/LF/07/2019, ergeht an FAA:

Humanfaktoren in der Pilotenausbildung:

Im Verlauf des gegenständlichen Vorfalls konnten verschiedene Humanfaktoren ermittelt werden, die, für die Piloten unbewusst, direkt oder indirekt Einfluss auf den Ausgang des Vorfalls genommen hatten. Es wird empfohlen, zu prüfen, dass im Zuge von initialen und wiederkehrenden Ausbildung und Überprüfungen von Piloten ausreichend Fokus auf Humanfaktoren, Crew Resource Management (CRM), Wissen über Heuristiken und Biase bei der Entscheidungsfindung, vor allem unter Stress, gelegt wird.

Nr. SE/UUB/LF/08/2019, ergeht an FAA:

Ausbildungsinhalte für GIV-X (G450) und Luftfahrzeuge mit vergleichbarem Fahrwerkssystem:

Eine Fehlbedienung des Fahrwerks der GIV-X (G450) wie im gegenständlichen Vorfall oder von Luftfahrzeugen mit vergleichbarem Fahrwerkssystem kann dazu führen, dass das Fahrwerk einfährt, auch wenn sich das Luftfahrzeug wieder am Boden befindet. Es wird empfohlen, sicherzustellen, dass die spezifischen Eigenheiten des Fahrwerkssystems der G450 oder von Luftfahrzeugen mit vergleichbarem Fahrwerkssystem und die entsprechenden Verfahren dazu im Zuge von initialen und wiederkehrenden Ausbildungen und Überprüfungen, insbesondere in Hinblick auf Evidence Based Training (EBT) Konzepte, ausreichend geschult werden, um eine Fehlbedienung zu verhindern.

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) eingeholt.

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, eingehalten.

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 gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Bei der Sicherheitsuntersuchungsstelle sind Stellungnahmen des Luftfahrzeugherstellers (Gulfstream Aerospace), der österreichischen Luftfahrtbehörde (ACG) und der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (EASA) eingelangt.

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

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1: Personenschäden

11

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1: Flugwegaufzeichnung des FDR	10
Abbildung 2: Luftfahrzeugzustand beim Eintreffen der SUB	12
Abbildung 3: Luftfahrzeug nach Anheben des Bugs	12
Abbildung 4: Schwerpunktlage (CG MAC, y-Achse) und Luftfahrzeugasse (x-Achse) ohne Kraftstoff	17
Abbildung 5: Bugfahrwerksmechanismus nach der Bergung	19
Abbildung 6: Landing Gear Safety Pin des Bugradfahrwerkes	19
Abbildung 7: Flugplatzkarte, Start- und Landeweg sowie Luftfahrzeugposition	26
Abbildung 8: Luftfahrzeug am Unfallort (Rollweg E, Kennzeichen unkenntlich gemacht)	28
Abbildung 9: Ansicht Instrument Panel, Fahrwerkshebel, CAS	29
Abbildung 10: Landing Gear Control Panel, Synoptic Display und Brake Synoptic Page	29
Abbildung 11: Pinholder (roter Block) am Gust Lock Hebel	30
Abbildung 12: Ansicht Overhead Panel, Landing Gear Dump Valve Switch	31

Abbildungsverzeichnis Anhang

Abbildung 13: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 1)	59
Abbildung 14: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 2)	60
Abbildung 15: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 3)	61
Abbildung 16: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 4)	62
Abbildung 17: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 5)	63
Abbildung 18: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 6)	64
Abbildung 19: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 7)	65
Abbildung 20: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 8)	66
Abbildung 21: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 9)	67
Abbildung 22: Landing Gear Failure to Retract Checklist	68
Abbildung 23: Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed Checklist	69
Abbildung 24: Overweight Landing Checklist	70
Abbildung 25: Flugdatenaufzeichnung, Gesamter Flug	71
Abbildung 26: Flugdatenaufzeichnung, Einziehen des Bugradfahrwerkes (Übersicht)	72
Abbildung 27: Flugdatenaufzeichnung, Einziehen des Bugradfahrwerkes (Detail)	73
Abbildung 28: METAR Wind- und Böen aufzeichnungen, Flughafen Dubrovnik	74

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch 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. 102/2015.

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**)

Code of Federal Regulations, Title 14 - Aeronautics and Space, Chapter I - Federal Aviation Administration, Department Of Transportation, Subchapter C – Aircraft, Part 25 – Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. (**14 CFR 25**)

Code of Federal Regulations, Title 14 - Aeronautics and Space, Chapter I - Federal Aviation Administration, Department Of Transportation, Subchapter F – Air Traffic And General Operating Rules, Part 91 - General Operating and Flight Rules. (**14 CFR 91**)

Abkürzungen

ACG	Austro Control GmbH
AD	Airworthiness Directive (Lufttüchtigkeitsanweisung)
AFM	Aircraft/Airplane Flight Manual (Flughandbuch)
AGL	Above Ground Level (Höhe über Grund)
AIP	Aeronautical Information Publication (Luftfahrthandbuch)
ATC	Air Traffic Control (Flugverkehrskontrolle)
ATPL(H)	Airline Transport Pilot License, Helicopter (Lizenz für Verkehrspiloten, Hubschrauber)
BFU	Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung
CAS	Crew Alerting System
CFR	Code of Federal Regulations (Regulierungsvorschriften in den USA)
CG	Center of Gravity (Schwerpunkt)
CMC	Central Maintenance Computer
COM	Communication (Kommunikation)
CRM	Crew Resource Management
CVR	Cockpit Voice Recorder (Cockpit-Stimmenaufzeichnungsgerät)
EASA	European Aviation Safety Agency
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System
ELT	Emergency Locator Transmitter (Notfunkbake)
FAA	Federal Aviation Administration
FAR	Federal Aviation Requirements
FDR	Flight Data Recorder (Flugdatenschreiber)
FMS	Flight Management System (System zur Flugsteuerung und Flugnavigation)
FORDEC	Facts, Options, Risks & Benefits, Decision, Execution, Check (<i>Methode zur strukturierten Entscheidungsfindung</i>)
IFR	Instrument Flight Rules (Instrumentenflugregeln)
IATA	International Air Transport Association (Internationale Luftverkehrs-Vereinigung)
ICAO	International Civil Aviation Organization (Internationale Zivilluftfahrtorganisation)
KBGR	ICAO Kennung des Flughafens Bangor International
LDA	Landing Distance Available (verfügbare Landstrecke)
LDDU	ICAO Kennung des Flughafens Dubrovnik, Kroatien
LOWS	ICAO Kennung des Flughafens Salzburg
LVR	Luftverkehrsregeln

MAC	Mean Aerodynamic Chord (Mittlere Bezugsflügel­tiefe)
MAU	Modular Avionics Unit
METAR	Meteorological Aerodrome Report (Flughafen-Wetterbeobachtungsmeldung)
MFD	Multi-Function Display (Multi-Funktionsbildschirm)
MTOM	Maximum Take Off Mass (Maximale Abflugmasse)
NOTAM	Notice(s) to Airmen (Nachricht(en) an Luftfahrer)
MyCMP	My Computerized Maintenance Program (<i>Software zur Wartungssteuerung und –planung von Gulfstream</i>)
PF	Pilot Flying (Luftfahrzeugführer, der das Luftfahrzeug steuert)
PFD	Primary Flight Display (Primärer Flugbildschirm)
PIC	Pilot In Command (Verantwortlicher Luftfahrzeugführer)
QRH	Quick Reference Handbook
RMT	Rule Making Task (der EASA)
SERA	Standardised European Rules of the Air (gemeinsame europäische Luftverkehrsregeln)
SIC	Second In Command (Stellvertretender Verantwortlicher Luftfahrzeugführer)
TAF	Terminal Aerodrome Forecast (Flughafen-Wetterprognose)
TCDS	Type Certificate Datasheet (Datenblatt der Musterzulassung)
TORA	Take-Off Run Available (Verfügbare Startlaufstrecke)
USA	Vereinigte Staaten von Amerika
UTC	Coordinated Universal Time (koordinierte Weltzeit)
VFR	Visual Flight Rules (Sichtflugregeln)
VHF	Very High Frequency (Frequenzbereich: UKW, Ultrakurz­welle)
WGS84	World Geodetic System 1984 (ein globales Referenzsystem der Geodäsie und Navigation)
WOW	Weight on Wheels
ZFGW	Zero Fuel Gross Weight (Luftfahrzeugmasse ohne Treibstoff)
ft	Fuß (1 ft = 0,3048 m)
in	Inch (1 in = 0,0254 m)
kt	Knoten (1 kt = 0,514444 m/s)
lb	Pfund (1 lb = 0,453592 kg)
psi	Pound-force per square inch (1 psi = 0,0689476 bar)

6 Anhänge

6.1 Exterior Preflight Inspection (AFM 02-01-20)

Abbildung 13: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 1)

02-01-20: Exterior Preflight Inspection		
NOTE: If any items are missing on preflight inspection, refer to Configuration Deviation List (CDL) – Appendix B.		
NOTE: Prior to flight in RVSM airspace, the flight crew shall review the maintenance log for any repairs on and around the static port area since the last flight in RVSM airspace.		
LEFT FORWARD FUSELAGE:		
1. Wheel Well Doors.....OPEN		
WARNING		
DO NOT REMOVE DOOR CONTROL VALVE PINS IF LEFT HYDRAULIC SYSTEM OR POWER TRANSFER UNIT HYDRAULIC SYSTEM IS IN OPERATION. THE VALVE LEVER ARMS ARE SPRING LOADED TO THE CLOSED POSITION AND, IF THE PINS ARE REMOVED, THE DOORS WILL IMMEDIATELY CLOSE.		
WARNING		
DO NOT REMOVE NLG DOORS CONTROL VALVE PIN FROM INSIDE NOSE WHEEL WELL.		
CAUTION		
THE DOOR CONTROL VALVE HANDLE SHOULD NOT BE ALLOWED TO SNAP BACK UNDER SPRING PRESSURE. THIS WILL EVENTUALLY AFFECT NORMAL FUNCTIONING OF THE VALVE.		
2. Angle-of-Attack (AOA) Probe / Vane.....COVER REMOVED / CHECK		
Check that the probe / vane cover is removed and check the probe / vane for damage. Verify the sensing ports on airplanes having AOA probes are oriented in the direction of flight. Verify AOA Vanes are in		
Continued on next page →		
REVISION 41 Page 02-4	Normal Procedures 02-01-00	FAA APPROVED July 22/16

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 14: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 2)

the neutralized position.

3. L / R Total Air Temperature (TAT) ProbeCOVER REMOVED / CHECK

NOTE:

Examine for evidence of FOD and/or physical blockage of the probe by foreign material.

4. Static PortsCOVER REMOVED / CHECKED

5. Ice Detection ProbeCHECK

6. Standby Pitot ProbeCOVERS REMOVED / CHECK FOR DAMAGE / CORROSION

7. Forward External Switch Panel DoorSWITCHES OFF / DOOR SECURE

8. Radome / EVS WindowCHECK

9. Pitot ProbesCOVERS REMOVED / CHECK FOR DAMAGE / CORROSION

10. Windshield.....CHECK

11. Nose Landing Gear (NLG) Wheel Well Area.....CHECK

CAUTION

IF ANY LANDING GEAR UPLOCK IS NOT OPEN, THAT LANDING GEAR WILL NOT LOCK AFTER RETRACTION.

12. NLG Uplock.....OPEN

13. Parking Brake AccumulatorCHECK (3000 PSI)

14. Emergency Landing Gear Extension Bottle.....CHECK (3100 PSI)

15. NLG Safety Pin.....REMOVE

16. NLG Door Control Valve.....PIN REMOVED / FLIGHT POSITION / COVER SECURE

Continued on next page →

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 15: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 3)

WARNING
DO NOT REMOVE DOOR CONTROL VALVE PINS IF LEFT HYDRAULIC SYSTEM OR POWER TRANSFER UNIT HYDRAULIC SYSTEM IS IN OPERATION. THE VALVE LEVER ARMS ARE SPRING LOADED TO THE CLOSED POSITION AND, IF THE PINS ARE REMOVED, THE DOORS WILL IMMEDIATELY CLOSE.
WARNING
ENSURE ALL LANDING GEAR DOORS AND WHEEL WELLS ARE CLEAR OF PERSONNEL AND EQUIPMENT WHEN REMOVING OR INSTALLING SAFETY PINS.
17. NLG Fairing Door / Electrical Wires / StrutCHECK
18. Nose Wheel Steering (NWS) Unit Overtravel IndicatorCHECK If popped, maintenance action is required.
19. Taxi Lights / NLG TiresCHECK
20. NLG Torque Link.....PINNED / SAFETIED
CAUTION
TO PREVENT POSSIBLE DAMAGE TO AIRCRAFT, CHECK THAT BOTH LANYARDS ARE ROUTED OVER THE TOP OF THE TORQUE LINK. THIS WILL ENSURE THAT THE PIP PIN HANDLE IS IN THE UPRIGHT POSITION.
21. NLG WOW Switch.....CHECK
RIGHT FUSELAGE AND WING:
22. Ice Detection ProbeCHECK
23. Static PortsCOVER / REMOVED CHECK
24. TAT ProbeCOVER REMOVED / CHECK
25. AOA Probe / VaneCOVER REMOVED / CHECK Check that the probe / vane cover is removed and check the probe / vane for damage. Verify the sensing ports on airplanes having AOA probes are oriented in the direction of flight.
26. Pressure Relief Valve / TROV / Vortex GeneratorCLEAR / CHECK
27. External DC Power DoorCHECK / SECURE
28. External AC Power DoorCHECK / SECURE
29. PRV Static Ports.....COVER REMOVED / CHECKED
30. Oxygen System Overboard Discharge Disk.....INTACT
Continued on next page →

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 16: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 4)

31. Oxygen Quantity	CHECKED
Quantity should be 1800 psi, based upon 70°F (21°C). Recommended minimum pressure is 1500 psi.	
32. Oxygen Service Door	SECURE
33. Antennas	CHECK
34. Right Ice Inspection / Emergency Lights	CHECK
35. Window Emergency Releases / Windows	SECURE
36. Right Landing Light	CHECK
37. Wing Vent	CLEAR
38. Engine Inlet / Cooling Inlets	COVER REMOVED / CHECK
39. Fuel Servicing Panel and Door	CHECK / DOOR SECURE
40. Fuel Sump Drains	CHECK / NOT LEAKING FUEL
41. Beacon	CHECK
42. Pressure Fueling Static Port	CLEAR
43. Wing Leading Edge	CHECK
44. Fuel Tank Vent and VGs	CHECK
45. Fuel Tank Plenum Drain	CHECK
46. NAV / Strobe Light / Wing Tip	CHECK
47. Winglet	CHECK
48. Static Wicks (3)	CHECK
49. Aileron / Aileron Bungee / Flaps / Spoilers	CHECK
Check surfaces for damage, security of attach points, condition of all actuators, aileron bungee free play, plumbing, and cables forward of the flap. Check condition of flap rollers.	
NOTE:	
To determine if the bungee is normal, move the aileron manually with one hand and, while holding the bungee with the other hand, observe if there is any free play in the bungee between the outer cylinder and the inner cartridge. A normally-operating bungee will not exhibit any free play when the aileron is moved. Attached to the bungee is what is referred to as a "slop link" (at the inboard connector to the aileron actuator) which does have free play per design. Do not confuse that with free play in the bungee.	
50. Main Landing Gear (MLG) Fairing Door / Strut	CHECK
51. MLG Brake Wear Indicators (Inboard/Outboard)	CHECK
NOTE:	
Proper wear indications can only be determined with the Parking Brake set (ON).	
Continued on next page →	

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 17: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 5)

52. MLG Tires / Brakes	CHECK
53. MLG Wheel Flange Retaining Rings (Inboard / Outboard)	CHECK
54. MLG WOW Switch	CHECK
55. MLG Side Brace Actuator and Sequencing Linkage	CHECK
56. Flap Drive Rods	CHECK
57. MLG Uplock	OPEN
CAUTION	
IF ANY LANDING GEAR UPLOCK IS NOT OPEN, THAT LANDING GEAR WILL NOT LOCK UP AFTER RETRACTION.	
58. MLG Wheel Well Area	CHECK
59. Cannon Plugs Inside MLG Wheel Well	CHECK
Check all cannon plugs for security and general condition.	
60. Main Fuel Shutoff Valve Position	VERIFY OPEN
Verify the main fuel shutoff valve is open by physically checking that the red valve position indicator is at the "open" mechanical limit of approximately the seven o'clock (7:00) position.	
61. Fuel Boost Pumps	CHECK / NO LEAKS
Inspect the boost pumps for security and tightness of all accessible line fittings. Ensure no fuel leakage is present.	
62. Right Main Landing Gear Door Control Valve	PIN REMOVED / FLIGHT POSITION
WARNING	
ENSURE ALL LANDING GEAR DOORS AND WHEEL WELLS ARE CLEAR OF PERSONNEL AND EQUIPMENT WHEN REMOVING OR INSTALLING SAFETY PINS.	
WARNING	
DO NOT REMOVE DOOR CONTROL VALVE PINS IF LEFT HYDRAULIC SYSTEM OR POWER TRANSFER UNIT HYDRAULIC SYSTEM IS IN OPERATION. THE VALVE LEVER ARMS ARE SPRING LOADED TO THE CLOSED POSITION AND, IF THE PINS ARE REMOVED, THE DOORS WILL IMMEDIATELY CLOSE.	
63. MLG Safety Pin	REMOVE
64. Wing Anti-Icing Vents	CLEAR
Continued on next page →	

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 18: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 6)

65. Engine Cowl / Accessory Door / Vents / Exhaust	CHECK / SECURE / CLEAR
66. Auxiliary Power Unit (APU) Exhaust	CLEAR
67. Precooler Exhaust	CLEAR
68. Heat Exchanger Exhaust	CLEAR
AFT FUSELAGE AND TAIL:	
69. Aft Fuselage Antennas	CHECK
70. Elevator / Rudder / Static Wicks (7)	CHECK
71. Tail Cone Navigation Light / Static Wick (2)	CHECK
LEFT AFT FUSELAGE:	
72. Heat Exchanger Exhaust	CLEAR
73. Precooler Exhaust	CLEAR
74. Engine Cowl / Accessory Door / Vents / Exhaust	CHECK / SECURE / CLEAR
TAIL COMPARTMENT:	
75. GND PWR RCPT Circuit Breaker (CB)	CHECK
76. GND SVR BUS Switch	ON
77. GND SVR BUS Indicator	CHECK
78. UTILITY LIGHTS Switch	ON
79. Right Battery Charger	CHECK
80. Hydraulic Replenisher Fluid Level / Manual Selector Valve / Pump Switch	CHECK FLUID LEVEL / VALVE OFF / SWITCH OFF
81. Left and Right Hydraulic System Reservoir Quantities	CHECK (AT HYD RESERVOIR QTY INDICATOR)
82. Oil System Reservoir Quantities	CHECK (AT FLUID QTY INDICATOR)
83. Engine Oil Replenisher Fluid Level / Manual Selector Valve	CHECK / VALVE OFF
84. Power Transfer Unit (PTU) DPI (1)	CHECK
NOTE:	
Ensure DPI is flush. If DPI is popped, reset DPI and note time in logbook. Continued operation for the next fifty (50) flight hours is allowed. Check DPI prior to each flight.	
85. Right Hydraulic System Filter Differential Pressure Indicators (DPIs) (3)	CHECK
Ensure DPIs are flush.	
86. Main Batteries (Left and Right)	CHECK
87. APU Tailpipe	CHECK
88. AUX Hydraulic Pump / DPI (1)	CHECK
89. AUX Power Relay Box CBs (6)	CHECK
Continued on next page →	

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 19: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 7)

90. Bleed Air Isolation Valve.....	CHECK
91. Ozone Filters (Left and Right).....	CHECK
92. Air Conditioning Packs (Left And Right)	CHECK
93. Left Hydraulic System Filter DPls (5).....	CHECK
94. Left Battery Charger.....	CHECK
95. Elevator Actuator.....	CHECK
96. Rudder Actuator	CHECK
97. UTILITY LIGHTS Switch.....	OFF
98. GND SVR BUS Switch	OFF
EXTERIOR TAIL SECTION:	
99. Tail Compartment Ladder / Door.....	SECURE / CLOSED
100. L / R Hydraulic Accumulators	CHECK (1200 PSI)
101. Ground Service Panel Door	SECURE
102. Aft Lavatory Service Door.....	SECURE
103. External Air Access Door.....	CHECK / SECURE
104. Aft Water Service Door	SECURE
NOTE:	
Ensure the T-handle is pushed in and seated.	
LEFT FUSELAGE AND WING:	
105. Baggage Door.....	SECURE
106. MLG Wheel Well Area	CHECK
107. Cannon Plugs Inside MLG Wheel Well	CHECK
Check all cannon plugs for security and general condition.	
108. Main Fuel Shutoff Valve Position	VERIFY OPEN
Verify the main fuel shutoff valve is open by physically checking that the red valve position indicator is at the "open" mechanical limit of approximately the seven o'clock (7:00) position.	
109. Fuel Boost Pumps.....	CHECK / NO LEAKS
Inspect the boost pumps for security and tightness of all accessible line fittings. Ensure no fuel leakage is present.	
110. Cockpit / Cabin Trim Air Valve Vent Elbow.....	CHECK / CLEAR
111. Flap Drive Rods	CHECK
112. MLG Uplock	OPEN
CAUTION	
IF ANY LANDING GEAR UPLOCK IS NOT OPEN, THAT LANDING GEAR WILL NOT LOCK UP AFTER RETRACTION.	
113. MLG Side Brace Actuator and Sequencing Linkage	CHECK
Continued on next page →	

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 20: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 8)

114. Main Landing Gear (MLG) Fairing Door / Strut	CHECK
115. MLG WOW Switch	CHECK
116. MLG Wheel Flange Retaining Rings (Inboard / Outboard)	CHECK
117. MLG Tires / Brakes.....	CHECK
118. MLG Brake Wear Indicators (Inboard / Outboard).....	CHECK
NOTE: Proper wear indications can only be determined with the Parking Brake set (ON).	
119. MLG Door Control Valve	PIN REMOVED / FLIGHT POSITION
WARNING	
DO NOT REMOVE DOOR CONTROL VALVE PINS IF LEFT HYDRAULIC SYSTEM OR POWER TRANSFER UNIT HYDRAULIC SYSTEM IS IN OPERATION. THE VALVE LEVER ARMS ARE SPRING LOADED TO THE CLOSED POSITION AND, IF THE PINS ARE REMOVED, THE DOORS WILL IMMEDIATELY CLOSE. REMAIN CLEAR OF DOORS WHILE REMOVING DOOR CONTROL VALVE PIN.	
120. MLG Safety Pin	REMOVE
121. Flaps / Spoilers / Aileron / Aileron Bungee	CHECK
Check surfaces for damage, security of attach points, condition of all actuators, plumbing, and cables forward of the flap. Check condition of flap rollers.	
NOTE: To determine if the bungee is normal, move the aileron manually with one hand and, while holding the bungee with the other hand, observe if there is any free play in the bungee between the outer cylinder and the inner cartridge. A normally-operating bungee will not exhibit any free play when the aileron is moved. Attached to the bungee is what is referred to as a "slop link" (at the inboard connector to the aileron actuator) which does have free play per design. Do not confuse that with free play in the bungee.	
122. Static Wicks (3).....	CHECK
123. Winglet.....	CHECK
124. NAV / Strobe Light / Wing Tip.....	CHECK
125. Fuel Tank Plenum Drain.....	CHECK
Continued on next page →	

Quelle: Gulfstream AFM

Abbildung 21: Exterior Preflight Inspection Checklist (Seite 9)

126. Fuel Tank Vent and VGs	CHECK
127. Wing Leading Edge	CHECK
128. Pressure Fueling Static Port	CLEAR
129. Fuel Sump Drains	CHECK / NOT LEAKING FUEL
130. Engine Inlet / Cooling Inlets	COVER REMOVED / CHECK
131. Window Emergency Releases / Windows	SECURE
132. Emergency Lights / Ice Inspection Lights	CHECK
133. Landing Light.....	CHECK
134. Wing Vent.....	CLEAR
135. Main Entrance Door / Seal.....	CHECK
136. Door Control Valve Pins / Landing Gear Safety Pins / Pitot Probe Covers.....	STOWED

END

Quelle: Gulfstream AFM

6.2 Landing Gear Failure to Retract (AFM 03-17-10)

Abbildung 22: Landing Gear Failure to Retract Checklist

03-17-10: Landing Gear Failure to Retract		
WARNING		
DO NOT RETARD POWER LEVERS TO IDLE IN FLIGHT. GROUND SPOILERS MAY DEPLOY.		
IF THE LANDING GEAR HANDLE WILL NOT MOVE:		
1. GND SPLR OFF / ARMED Switch	OFF	
2. Autothrottle	OFF	
3. LOCK RELEASE Button	PUSH	
4. LDG GEAR Handle	UP	
IF LANDING GEAR HANDLE MOVES BUT LANDING GEAR DOES NOT:		
5. LDG GEAR CONT Circuit Breaker	CHECK / RESET	
LDG GEAR CONT; POP, E-4		
6. HYDRAULICS Synoptic Page	SELECT	
7. L SYS Quantity / Pressure	CHECK	
If either L SYS quantity or pressure are not indicated, see Section 03-15-10, Left Hydraulic System (L SYS) Failure – Loss of Pressure and Fluid.		
IF LANDING GEAR STILL FAILS TO RETRACT:		
8. Landing Gear Handle	DOWN	
NOTE:		
The possibility exists that all three (3) gear pins were left in.		
9. Landing Gear DUMP VALVE Switch	PRESS AND HOLD FOR THREE (3) SECONDS	
10. Proceed to suitable airport and land for troubleshooting.		
END		
FAA APPROVED December 5/13	Abnormal Procedures 03-17-00	REVISION 36 Page 03-85

Quelle: Gulfstream AFM

6.3 Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed (AFM 03-18-90)

Abbildung 23: Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed Checklist

03-18-90: Attempted Landing Gear Retraction with Safety Pins Installed		
In the event the landing gear handle is selected UP with the gear safety pins installed, the following actions will be required to regain normal NWS and brake functionality prior to landing:		
1. Landing Gear Handle.....DOWN		
2. Landing Gear Dump Valve SwitchPRESS AND HOLD FOR THREE (3) SECONDS		
NOTE:		
Selection of the DUMP switch will not affect the dump system or illuminate the switch capsule, but will provide an alternate electrical ground path for energizing the normal landing gear extend solenoid. This will return the landing gear system to the normal landing gear extended configuration for landing.		
END		
FAA APPROVED December 5/13	Abnormal Procedures 03-18-00	REVISION 36 Page 03-97

Quelle: Gulfstream AFM

6.4 Overweight Landing (AFM 04-19-10)

Abbildung 24: Overweight Landing Checklist

<p>04-19-10: Overweight Landing</p> <p>IF LANDING AT A WEIGHT IN EXCESS OF MAXIMUM LANDING WEIGHT IS UNAVOIDABLE:</p> <p>1. Longest Available RunwayUTILIZE See Section 05-11-20, Landing Field Length and 05-11-30, Maximum Landing Weight for Reduced Flap Landing, for landing field length requirements.</p> <p style="text-align: center;">CAUTION</p> <p style="text-align: center;">TIRE SPEED LIMITATIONS WILL BE EXCEEDED IF TOUCHDOWN IS MADE IN EXCESS OF 195 KNOTS GROUND SPEED.</p> <p>2. Sink Rate and CrabMINIMIZE AT TOUCHDOWN</p> <p>3. Maximum Reverse ThrustAPPLY</p> <p>4. Overweight LandingREPORT FOR APPROPRIATE MAINTENANCE INSPECTIONS</p> <p style="text-align: center;">NOTE:</p> <p>The overweight landing inspection is not required if the vertical acceleration recorded in the CMC End of Flight Report is within limits.</p> <p>Refer to the G450 Operating Manual, Section 2A-31-100: Maximum Vertical Acceleration Reporting or refer to the Gulfstream G450 Aircraft Maintenance Manual for additional information.</p> <p style="text-align: center;">END</p>

FAA APPROVED
July 22/16

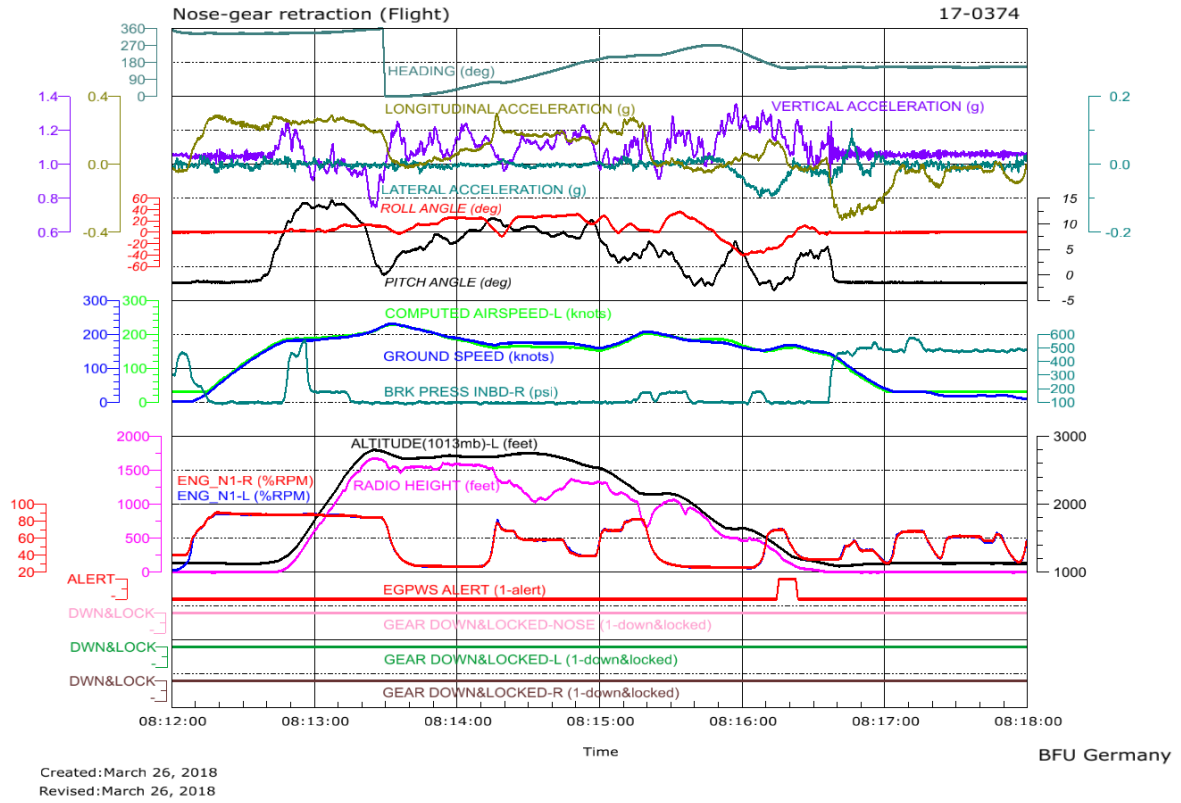
Emergency Procedures
04-19-00

REVISION 41
Page 04-69

Quelle: Gulfstream AFM

6.5 Flugdatenaufzeichnungen, Gesamter Flug

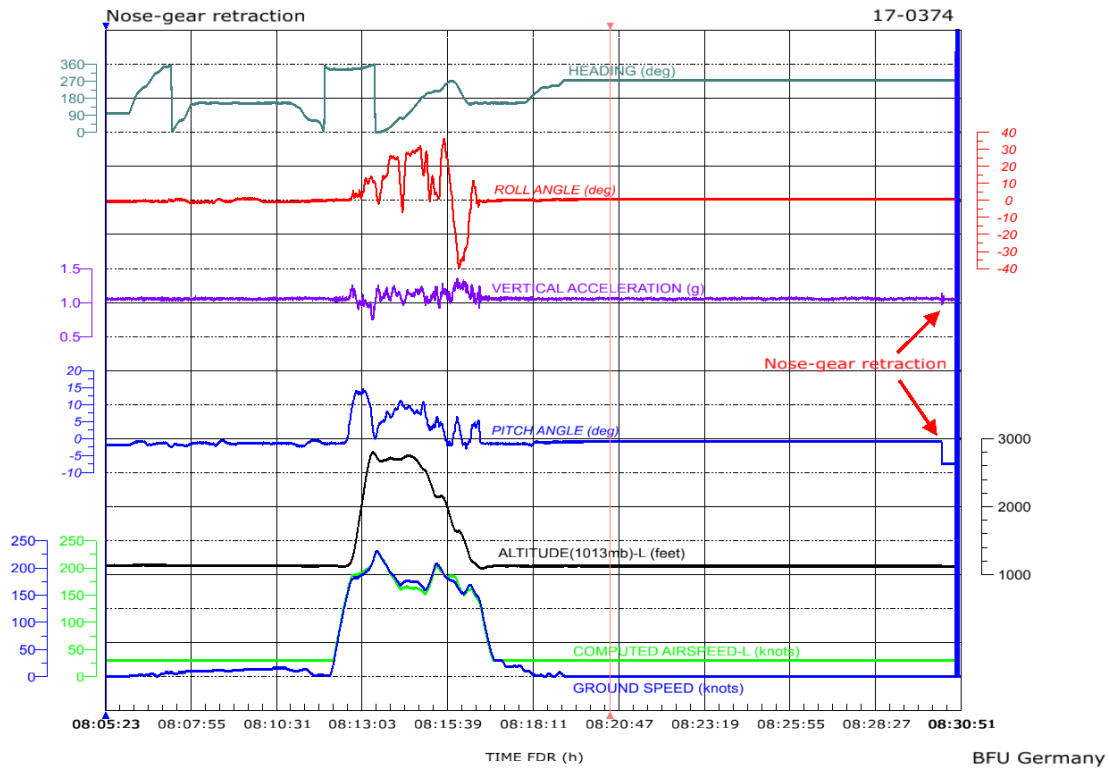
Abbildung 25: Flugdatenaufzeichnung, Gesamter Flug



Quelle: FDR, BFU

6.6 Flugdatenaufzeichnungen Einfahren des Bugradfahrwerks (Übersicht)

Abbildung 26: Flugdatenaufzeichnung, Einziehen des Bugradfahrwerks (Übersicht)

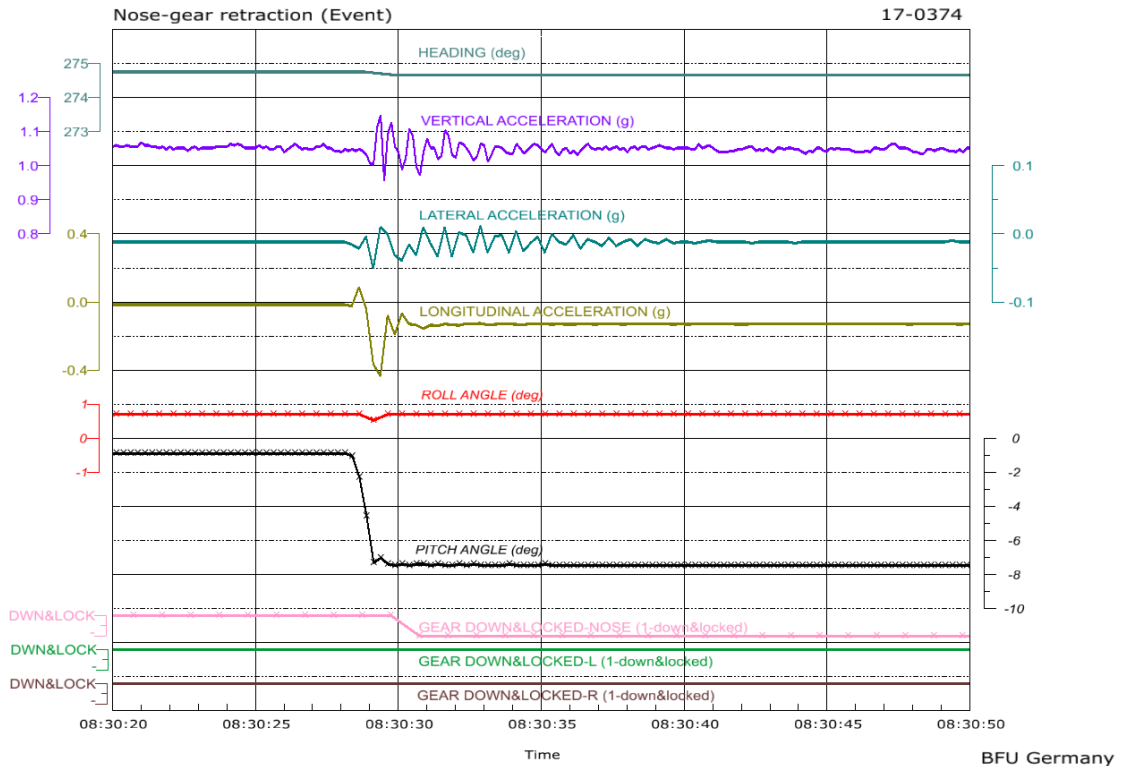


Created: March 26, 2018
Revised: March 26, 2018

Quelle: FDR, BFU

6.7 Flugdatenaufzeichnungen Einfahren des Bugradfahrwerks (Detail)

Abbildung 27: Flugdatenaufzeichnung, Einziehen des Bugradfahrwerks (Detail)

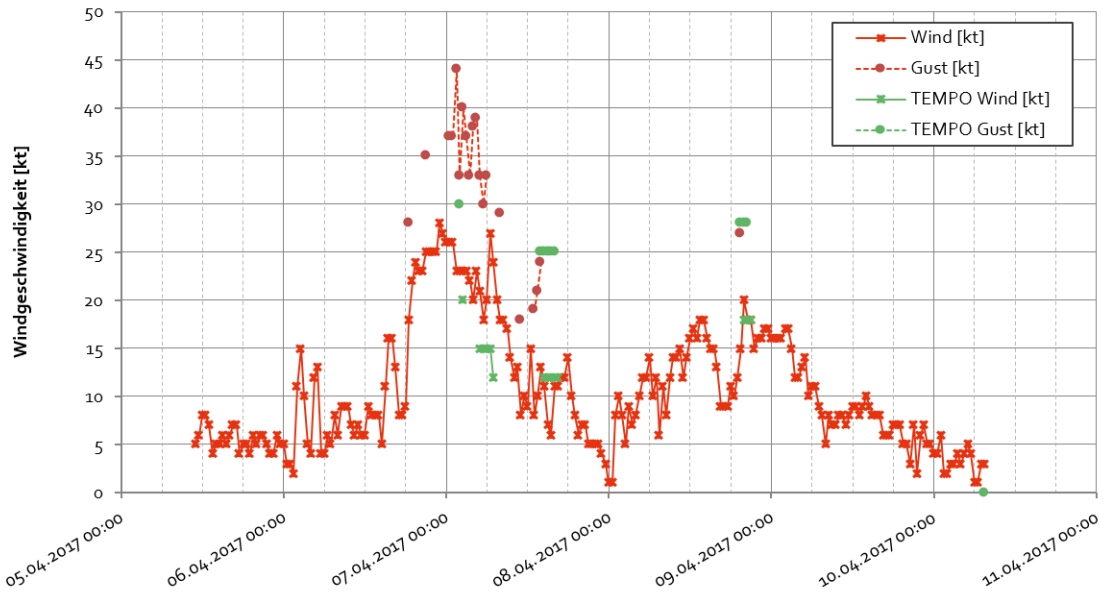


Created: March 26, 2018
Revised: March 26, 2018

Quelle: FDR, BFU

6.8 Windaufzeichnungen Flughafen Dubrovnik (LDDU)

Abbildung 28: METAR Wind- und Böenaufzeichnungen, Flughafen Dubrovnik



Quelle: ogimet.com, SUB

Impressum

Bundesministerium für Verkehr, Innovation und Technologie
Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt
Radetzkystraße 2, 1030 Wien
Wien, 2019. Stand: 20. August 2019

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.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen, ohne eine Schuld oder Haftung festzustellen. 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 des ggst Untersuchungsberichtes vor.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:
www.bmvit.gv.at/datenschutz

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 71162 65-0

fus@bmvit.gv.at

bmvit.gv.at/sub