



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

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

Schlussbericht Nr. 2355 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Verkehrs-
flugzeuges A220-300, HB-JCC,

vom 15. Juli 2018

Flughafen Porto (LPPR), Portugal

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

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

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt, (LFG, SR 748.0), vom 21. Dezember 1948, Stand am 1. Januar 2019, ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Sicherheitsuntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

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

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

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*Co-ordinated Universal Time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet Portugal galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die westeuropäische Sommerzeit (WESZ) als Normalzeit (*Local Time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, WESZ und UTC lautet:

$LT = WESZ = UTC + 1 \text{ h.}$

Inhaltsverzeichnis

Überblick.....	5
Untersuchung.....	5
Kurzdarstellung.....	5
Ursachen.....	6
Sicherheitsempfehlungen und Sicherheitshinweise	6
1 Sachverhalt.....	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf.....	7
1.1.1 Vorgeschichte	7
1.1.2 Verlauf des schweren Vorfalls.....	7
1.1.3 Ort und Zeit des schweren Vorfalls.....	9
1.2 Personenschäden	9
1.2.1 Verletzte Personen.....	9
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	9
1.4 Drittschaden	9
1.5 Angaben zu Personen.....	9
1.5.1 Flugbesatzung.....	9
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	10
1.6.1 Allgemeine Angaben	10
1.6.2 Cockpitauslegung.....	11
1.6.3 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges	12
1.7 Meteorologische Angaben.....	16
1.7.1 Allgemeine Wetterlage	16
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls	16
1.7.3 Astronomische Angaben	17
1.8 Navigationshilfen	17
1.9 Kommunikation	17
1.10 Angaben zum Flughafen.....	17
1.10.1 Allgemeines	17
1.10.2 Pistenausrüstung	17
1.11 Flugschreiber	17
1.11.1 Allgemeine Angaben	17
1.11.2 Ergebnisse des Flugdatenschreibers	17
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle.....	17
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen.....	17
1.14 Feuer.....	17
1.15 Überlebensaspekte	18
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse.....	18
1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung.....	18

1.17.1	Allgemeines	18
1.17.2	Verfahrensvorgaben.....	18
1.18	Zusätzliche Angaben	22
1.18.1	Weitere ähnliche Vorfälle	22
1.18.2	Erkenntnisse aus dem Simulator	22
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken.....	23
2	Analyse	24
2.1	Technische Aspekte.....	24
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte.....	25
2.2.1	Menschliche Aspekte	25
2.2.2	Betriebliche Aspekte	26
3	Schlussfolgerungen	27
3.1	Befunde.....	27
3.1.1	Technische Aspekte	27
3.1.2	Besatzung	27
3.1.3	Verlauf des schweren Vorfalls	27
3.1.4	Rahmenbedingungen	28
3.2	Ursachen.....	28
4	Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	29
4.1	Sicherheitsempfehlungen.....	29
4.1.1	Funktion der Störklappen	29
4.2	Sicherheitshinweise	30
4.2.1	Überprüfung der Startleistung	30
4.3	Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	31
Anlage 1: Aufzeichnungen während des Startlaufs der HB-JCC		35
Anlage 2: Ereignisse während des Startlaufs auf der Piste 35 in Porto		36

Zusammenfassung

Überblick

Eigentümer	LHAMI Leasing Limited, Dragonara Road, MT-3140 St. Julians STJ, Malta
Halter	Swiss International Air Lines Ltd., Malzgasse 15, 4052 Basel
Hersteller	C Series Aircraft Limited Partnership (CSALP), Mirabel (Québec), Kanada
Luftfahrzeugmuster	A220-300
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-JCC
Ort	Flughafen Porto (LPPR)
Datum und Zeit	15. Juli 2018, 02:01 UTC
Betriebsart	Verkehrsfliegerei
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>Instrument Flight Rules – IFR</i>)
Startort	Flughafen Porto (LPPR)
Zielort	Flughafen Genf (LSGG)
Flugphase	Start und Steigflug
Art des schweren Vorfalls	Nichteinhalten von Standardbetriebsverfahren

Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 15. Juli 2018 um 02:01 UTC. Die Meldung traf erst am 24. Juli 2018 bei der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) ein. Die Untersuchung wurde am 25. Juli 2018 durch die SUST eröffnet. Die SUST informierte die Untersuchungsbehörde von Portugal über den schweren Vorfall. Diese delegierte die Untersuchung an die SUST und ernannte einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitgewirkt hat.

Für die Untersuchung standen folgende Grundlagen zur Verfügung:

- Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers;
- Auskünfte der Flugbesatzung sowie der Flugverkehrsleitung in Porto.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am 15. Juli 2018 wurde mit dem Flugplankennzeichen LX 2077 der Linienflug von Porto (LPPO) nach Genf (LSGG) mit dem Verkehrsflugzeug A220-300, eingetragen als HB-JCC, durchgeführt. An Bord befanden sich zwei Piloten, drei Kabinenbesatzungsmitglieder und 41 Passagiere.

Nach Freigabe durch die Platzverkehrsleitstelle um 01:59:36 UTC rollte die HB-JCC auf die Piste 35 in die Startposition querab der Rollweeinmündung (*intersection*) C. Dabei armierte¹

¹ Damit wird ein System in einen Modus versetzt, aus dem es automatisch aktiviert wird, wenn gewisse Parameter erfüllt sind.

der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying – PF*) die automatische Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*).

Die Flugbesatzung führte einen rollenden Start aus (*rolling takeoff*). Als das Flugzeug in Pistenachse ausgerichtet war, schob der PF die Schubhebel nach vorne, in der Annahme, dass die automatische Leistungsregulierung nun aktiv werde (*AT engaged*) und die geforderte Startleistung setzen würde. Da der PF die Schubhebel nur auf einen Winkel (*Thrust Lever Angle – TLA*) von 20.6 ° anschob, blieb die AT armiert, ohne aktiv zu werden, was von der Flugbesatzung nicht bemerkt wurde. Nötig für die Aktivierung wäre ein TLA von 23° gewesen.

Nach Überschreiten der Geschwindigkeit von 60 kt fuhren per Design die Störklappen (*spoiler*) aus, ohne dass dies der Flugbesatzung angezeigt wurde.

Beim Passieren der Geschwindigkeit von 80 kt muss die Flugbesatzung gemäss den Standardbetriebsverfahren unter anderem überprüfen, ob die erforderliche Startleistung gesetzt ist. Beide Piloten wussten nicht mehr, ob sie diese Überprüfung vorgenommen haben. Die zu geringe Triebwerkleistung blieb unbemerkt.

Bei einer Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 kt bemerkte der PF aufgrund der geringen Beschleunigung und der verbleibenden Pistenlänge, dass die gesetzte Leistung zu gering war. Er schob die *throttle* positiv nach vorne, und beim Passieren des TLA von 23² fuhren die *spoiler* per Design ein. Ebenso wurde die Warnung CONFIG SPOILER in roter Schrift angezeigt. Diese Warnung erlosch, nachdem die *spoiler* eingefahren waren.

Nach dem 1.5-Fachen der berechneten Startstrecke hob das Flugzeug rund 1000 Meter vor dem Pistenende ab, setzte den Steigflug fort und landete in Genf ohne weitere Vorkommnisse.

Ursachen

Der schwere Vorfall, bei dem ein Verkehrsflugzeug einen Startlauf mit ungenügender Triebwerkleistung durchführte, ist darauf zurückzuführen, dass die Flugbesatzung zu spät bemerkte, dass die für den Start erforderliche Triebwerkleistung nicht gesetzt war.

Folgende Faktoren haben zum schweren Vorfall beigetragen:

- Nichteinhalten der Standardbetriebsverfahren des Flugbetriebsunternehmens;
- Unzweckmässige Prioritätensetzung der Flugbesatzung während des Startlaufs.

Die Untersuchung hat folgende Faktoren ermittelt, welche die Entstehung des schweren Vorfalls zwar nicht beeinflusst haben, die aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) darstellen:

- Design der Ausfahrlogik der Störklappen (*spoiler*);
- Die Logik der automatischen Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*), wonach beim Startlauf ein Wechsel in den HOLD-Modus erfolgt, auch wenn die benötigte Startleistung (*target N1*) noch nicht erreicht ist.

Sicherheitsempfehlungen und Sicherheitshinweise

Mit diesem Schlussbericht werden eine Sicherheitsempfehlung und ein Sicherheitshinweis ausgesprochen.

² Gemäss der Kanadischen Zertifizierungsbehörde (*National Aircraft Certification – TCCA*), beträgt dieser Wert 22.5° (*GLD reset logic*). Da in den Flugzeughandbüchern durchgängig der Wert von 23° publiziert ist, wird in diesem Bericht ebenfalls konsequent der Wert von 23° angegeben.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Die Flugbesatzung führte am 13. Juli 2018 gemeinsam einen Flug von Zürich (LSZH) nach Budapest (LHBP) und zurück, gefolgt von einem Flug nach Genf (LSGG), aus. Dienstschluss war nach 7:35 Stunden um 22:05 UTC.

Am 14. Juli 2018 begann die Flugbesatzung ihren Dienst zum Flug LX2076 nach Porto (LPPR) um 18:25 UTC. Die Landung in Porto erfolgte um 21:46 UTC. Der flugplanmässige Rückflug nach Genf war um 01:50 UTC vorgesehen.

Während des vorliegenden Fluges war der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying* – PF) und der Copilot als assistierender Pilot (*Pilot Monitoring* – PM) eingesetzt.

Es handelte sich um einen Linienflug nach Instrumentenflugregeln.

1.1.2 Verlauf des schweren Vorfalls

Die Flugbesatzung berechnete mit den Daten des Ladeblattes (*loadsheet*) die für den Start ab der Rollweeinmündung (*intersection*) C der Piste 35 notwendige Triebwerkleistung. Aufgrund der zur Verfügung stehenden Pistenlänge und der Umgebungsbedingungen entschied sich die Flugbesatzung für einen sogenannten TO-3 *takeoff* mit der Klappenstellung 2. Ein TO-3 *takeoff* ist ein Start mit herabgesetzter Triebwerkleistung (*derated takeoff thrust*) und entspricht der maximal möglichen Herabsetzung der Triebwerkleistung.

Die Berechnungen für den TO-3 *takeoff* ergaben eine Startleistung, die einer Drehzahlsetzung N1³ von 80.7 % entsprach. Als entscheidende Geschwindigkeiten für den Start wurden zudem die folgenden Werte ermittelt: V₁⁴ = 117 kt, V_R⁵ = 122 kt und V₂⁶ = 129 kt. Mit dieser Triebwerkleistung wurde für die benötigte Pistenlänge ein Wert von 1749 m für die *Accelerate Stop Distance* (ASD⁷) berechnet.

Um 01:35:03 UTC erhielt die Flugbesatzung die Freigabe für ihren Flug nach Genf. In der Folge gab die Flugbesatzung die erhaltene Standard-Instrumentenabflugroute (*Standard Instrument Departure* – SID) BELDU 8E in das Flugführungssystem (*Flight Management System* – FMS) ein. Die Flugbesatzung stellte anschliessend fest, dass entgegen den Erwartungen im angezeigten Flugplan ein Unterbruch (*discontinuity*) angezeigt wurde. Der PF hielt in der Startbesprechung (*takeoff briefing*) deshalb fest, dass der PM während des Startlaufs das Verhalten des FMS speziell im Auge behalten solle.

Um 01:59:36 UTC erhielt die Flugbesatzung die Freigabe, in die Startposition zu rollen und anschliessend zu starten. Beim Rollen in die Startposition (*line up*) armierte der Kommandant (*Commander* – CMD) die automatische Leistungsregulierung (*Autothrottle* – AT). Die Flugbesatzung führte einen rollenden Start (*rolling*

³ N1: Drehzahl des Niederdruckteils eines Mehrwellen-Turbofantriebwerks in Prozent der Nenndrehzahl.

⁴ V₁ steht für *takeoff decision speed*. Fällt ein Triebwerk bei dieser Geschwindigkeit aus, ist das Flugzeug fähig, entweder den Start mit einem sicheren Steigflug fortzusetzen oder den Start abubrechen und auf der Piste zum Stillstand zu kommen.

⁵ V_R steht für *rotation speed*. Bei dieser Geschwindigkeit wird die Rotation um die Querachse eingeleitet um abzuheben.

⁶ V₂ steht für *takeoff safety speed*. Diese Geschwindigkeit garantiert einen sicheren Steigflug mit einem bei V₁ ausgefallenen Triebwerk.

⁷ ASD: *Accelerate Stop Distance*: darunter versteht man die Pistenlänge, die benötigt wird für den Startlauf bis zur Geschwindigkeit V₁ und einen darauffolgenden Startabbruch im Falle eines Triebwerkausfalls bei V₁.

takeoff) aus. Auf der Piste ausgerichtet schob der CMD um 02:00:31 UTC die Schubhebel (*throttle*) nach vorne, in der Annahme, dass der AT nun den nötigen Startschub mit der Drehzahl N1 von 80.7 %, setzen würde (vgl. Kapitel 1.6.3.2). Die Aufzeichnungen zeigen, dass die Position der Schubhebel (*Throttle Lever Angle – TLA*) nach dem Anschieben bei 20.6 ° lag. Für eine Aktivierung der AT wäre ein TLA von mehr als 23° nötig gewesen; deshalb blieb die AT armiert, ohne aktiv zu werden. Dies wurde von der Flugbesatzung nicht bemerkt.

Die Aufzeichnungen zeigen weiter, dass beim Startlauf nach Überschreiten der Radgeschwindigkeit (*Wheel Speed – WS*) von 60 kt (vgl. Kapitel 1.6.3.2) die *spoiler* automatisch ausfahren, ohne dass die Flugbesatzung in Form einer Warnung darauf aufmerksam gemacht wurde (vgl. Anlage 1 und 2).

Gemäss den Standardbetriebsverfahren muss die Flugbesatzung bei einer angezeigten Geschwindigkeit in Knoten (*Knots Indicated Air Speed – KIAS*) von 80 kt den sogenannten „80 kt Check“ durchführen (vgl. Abbildung 9). Dies bedeutet, dass die beiden Piloten verifizieren müssen, dass die Geschwindigkeitsanzeigen auf ihren Bildschirmen identisch sind und dass die Drehzahl N1 der berechneten Startleistung entspricht. Die Aufzeichnungen zeigen, dass zu diesem Zeitpunkt anstelle der berechneten 80.7 % N1 nur eine Leistung von 65.3 % gesetzt war. Beide Piloten sagten aus, dass sie nicht mit Bestimmtheit sagen könnten, ob sie den Check bei 80 KIAS mit der dazugehörigen Überwachung der Triebwerkleistung abgearbeitet hätten.

Nach Aussage des CMD empfand er bei einer Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 KIAS, dass die Beschleunigung langsamer als gewöhnlich war; eine gewisse Unsicherheit blieb bestehen, da der Start mit *derated thrust* durchgeführt wurde. In diesem Moment informierte der Copilot den CMD darüber, dass das FMS hinsichtlich des Unterbruchs (*discontinuity*) im Flugplan wieder einwandfrei funktioniere.

Aufgrund der geringen Beschleunigung prüfte der CMD die gesetzte Startleistung. Er bemerkte nun, dass diese zu tief war und schob die Schubhebel (*throttle*) nach vorne. Die Aufzeichnungen zeigen, dass die Geschwindigkeit zu diesem Zeitpunkt 109 KIAS betrug und die *throttle* auf einen TLA von 28.5° gebracht wurden, was einer Triebwerkleistung von 76.6 % N1 entsprach. Fast gleichzeitig wurde die Flugbesatzung gemäss ihrer Aussage der für vier Sekunden aufleuchtenden Warnung CONFIG SPOILER gewahr. Der Copilot erwiderte umgehend, dass der Hebel für die Spoilerbetätigung (*spoiler lever*) in der eingefahrenen (*Retracted – RET*) Position sei. Der CMD dachte kurz an einen Startabbruch. Da er aber in der Zwischenzeit die Geschwindigkeit V_1 (117 kt) bereits überschritten hatte, entschied er sich für ein Fortführen des Startlaufs. Nach dem 1.5-Fachen der berechneten Startstrecke hob das Flugzeug 52 Sekunden nach Einleiten des Startvorgangs und rund 1000 Meter vor dem Pistenende ab.

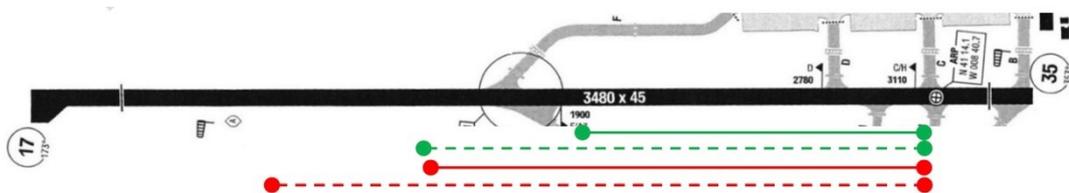


Abbildung 1: Darstellung der Startlaufstrecke bis zum Abheben bei korrekt gesetzter Startleistung (grün durchgehend) sowie bei der im schweren Vorfall gesetzten Startleistung (rot durchgehend) sowie die jeweils zugehörige *Accelerate Stop Distance* (gestrichelt).

Der anschliessende Flug verlief ereignislos. Die Landung in Genf erfolgte um 04:02:29 UTC.

1.1.3 Ort und Zeit des schweren Vorfalls

Datum und Zeit	15. Juli 2018, 02:01 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Nacht
Koordinaten	N 41° 14' 08" / W 008° 40' 41" (WGS ⁸ 84)
Höhe	69 m/M entsprechend 227 ft AMSL ⁹

1.2 Personenschäden

1.2.1 Verletzte Personen

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	5	41	46	Nicht zutreffend
Gesamthaft	5	41	46	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Verkehrsflugzeug wurde nicht beschädigt.

1.4 Drittschaden

Keiner

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Kommandant

Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1959		
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane – ATPL(A)</i>), nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).		
Flugerfahrung	Gesamthaft		14 766:42 h
	Auf dem Vorfallmuster		301:35 h
	Während der letzten 90 Tage		108:09 h
	Davon auf dem Vorfallmuster		108:09 h

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Kommandant seinen Flug gesund antrat. In seinem Rapport schliesst der Kommandant allerdings eine gewisse Müdigkeit (*fatigue*) nicht aus.

⁸ WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization – ICAO*) im Jahr 1989 für die Luftfahrt übernommen.

⁹ AMSL: *Above Mean Sea Level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

1.5.1.2	Copilot		
	Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1984	
	Lizenz	ATPL(A) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL	
	Flugerfahrung	Gesamthaft	1783:45 h
		Auf dem Vorfalldmuster	397:39 h
		Während der letzten 90 Tage	138:40 h
		Davon auf dem Vorfalldmuster	138:40 h

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Copilot seinen Flug gesund antrat. Eine gewisse Müdigkeit (*fatigue*) kann nicht ausgeschlossen werden, denn der Copilot hat einen entsprechenden Rapport geschrieben.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben		
	Eintragungszeichen	HB-JCC	
	Luftfahrzeugmuster	A220-300	
	Charakteristik	Zweimotoriges Kurz- und Mittelstreckenflugzeug mit Turbofantrieb	
	Hersteller	C Series Aircraft Limited Partnership (CSALP), Mirabel (Québec), Kanada	
	Baujahr	2017	
	Werknummer	55012	
	Eigentümer	LHAMI Leasing Limited, Dragonara Road, MT-3140 St. Julians STJ, Malta	
	Halter	Swiss International Air Lines Ltd., Malzgasse 15, 4052 Basel	
	Triebwerke	Pratt&Whitney, PW1524G-3	
	Höchstzulässige Massen	beim Start:	65 000 kg
		bei der Landung:	58 740 kg
	Masse und Schwerpunkt	Sowohl der Schwerpunkt als auch die Masse von 48 413 kg befanden sich zum Abflugzeitpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.	

1.6.2 Cockpitauslegung

Die generelle Cockpitauslegung bezüglich der Bildschirme (*Display Unit – DU*) sieht wie folgt aus:

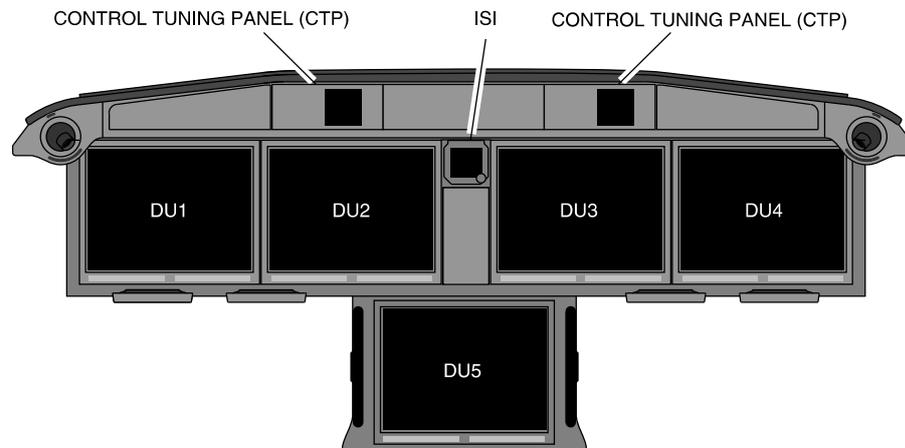


Abbildung 2: Kopie (Ausschnitt) aus dem FCOM¹⁰ 1, (*Figure 08-02-1*)

Die Anzeigen auf den 5 DU präsentieren den Piloten alle relevanten Angaben zur Durchführung des Fluges und dienen zusätzlich zur Überwachung der Triebwerke und der verschiedenen Systeme. Schematisch dargestellt zeigen die DU primär Folgendes:

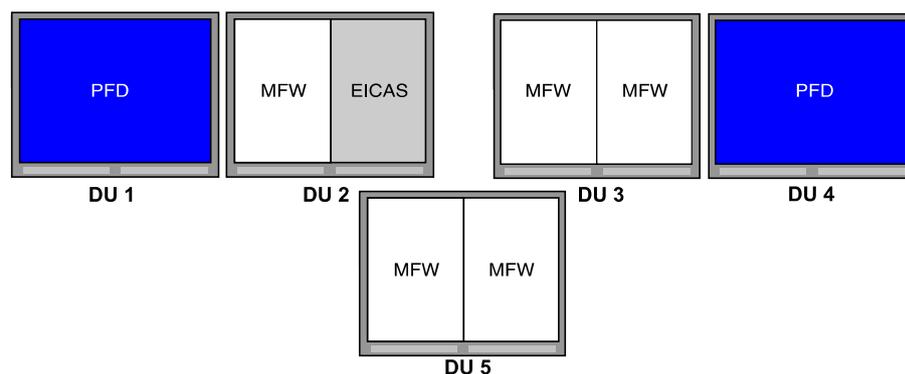


Abbildung 3: *normal display* (Kopie aus dem FCOM 1, *Figure 08-02-6*).

- DU 1 und DU 4 *Primary Flight Display (PFD)*: Bei dieser Anzeige handelt es sich um primäre Flugdatenanzeigen wie Fluglage, Flughöhe, Fluggeschwindigkeit und Kursrichtung.
- DU 2 Die *Multifunction Window (MFW)* auf der linken Bildschirmhälfte können so konfiguriert werden, dass sie der Flugbesatzung folgende Anzeigen liefern: *FMS, route and map displays, synoptic pages, tuning windows, charts, documents, video or Electronic Checklist (ECL)*. Das *Engine Indication and Crew Alerting System (EICAS)* auf der rechten Bildschirmhälfte zeigt einerseits Systemzustände (*system status*) an und andererseits Meldungen/Fehler (*faults*), respektive Warnungen.
- DU 3 MFW auf der linken wie auch auf der rechten Bildschirmhälfte
- DU 5 MFW auf der linken wie auch auf der rechten Bildschirmhälfte

¹⁰ FCOM: *Flight Crew Operating Manual*

Ist der Pilot auf dem rechten Sitz der PF, kann die Anzeige so umgeschaltet werden, dass auf der DU 2 zwei MFW angezeigt werden und auf der rechten Bildschirmhälfte der DU 3 das EICAS.

Für den Start werden im Flugbetriebsunternehmen standardmässig auf den MFW die folgenden Anzeigen gewählt:

DU 2 MFW: Kartenansicht (*map display*)

EICAS vgl. Abbildung 3

DU 3 Beide MFW zeigen die Kartenansicht (*map display*), die deshalb gegenüber der Kartenansicht auf der DU 2 eine grössere Kartenfläche zeigt.

Wenn nötig wird zum Beispiel auf der linken MFW die abzuarbeitende Prüfliste (*checklist*) angezeigt (*CHKL page*). Beim Aufruf dieser Seite erscheint im Fall einer Warnung auf dem EICAS automatisch die allfällig zugehörige *checklist*.

DU 5 MFW links: *performance page* (PERF). Auf dieser Seite werden die wichtigsten Daten für den Start und den anschliessenden Steigflug angezeigt.

MFW rechts: Hier wird der im FMS eingegeben Flugplan (*route*) angezeigt. Der PF wählt typischerweise die PERF-Seite auf seiner Seite aus, der PM die *route*-Seite.

Die Triebwerkanzeigen werden auf der linken oberen Hälfte des EICAS wie folgt angezeigt:

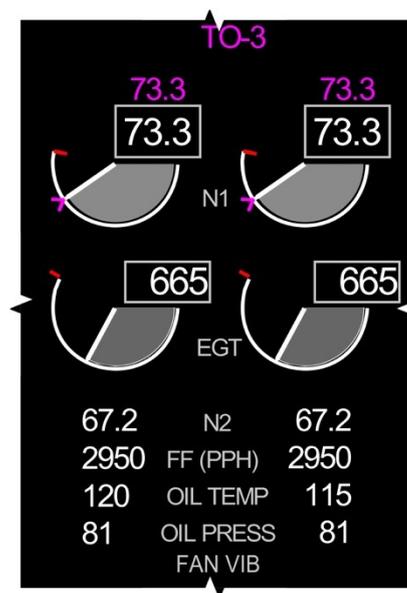


Abbildung 4: Ausschnitt des EICAS mit den Triebwerkanzeigen (basiert auf *Figure 18-09-14* im FCOM 1)

Das Beispiel in Abbildung 4 zeigt eine berechnete Triebwerkleistung von N1 = 73.3 % (*magenta*) bei einem TO-3 Start (*derated takeoff thrust*). In Weiss, mit grauem Sektor, zeigt sich die gesetzte korrekte Triebwerkleistung, ebenfalls 73.3 %.

1.6.3 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges

1.6.3.1 Allgemeines

Im Folgenden werden nur diejenigen Systeme kurz beschrieben, die für den schweren Vorfall von Bedeutung waren.

1.6.3.2 Automatische Leistungsregulierung

Das Flugzeug HB-JCC ist mit einer automatischen Leistungsregulierung (*Autothrottle* – AT) ausgerüstet. Ist die AT eingeschaltet und nicht im AT HOLD Modus, reguliert diese über das ganze Flugprofil mittels Servomotoren die Position der Schubhebel und synchronisiert gleichzeitig die Triebwerke.

Das *autothrottle system* wird über die folgenden Komponenten ein-/ausgeschaltet:

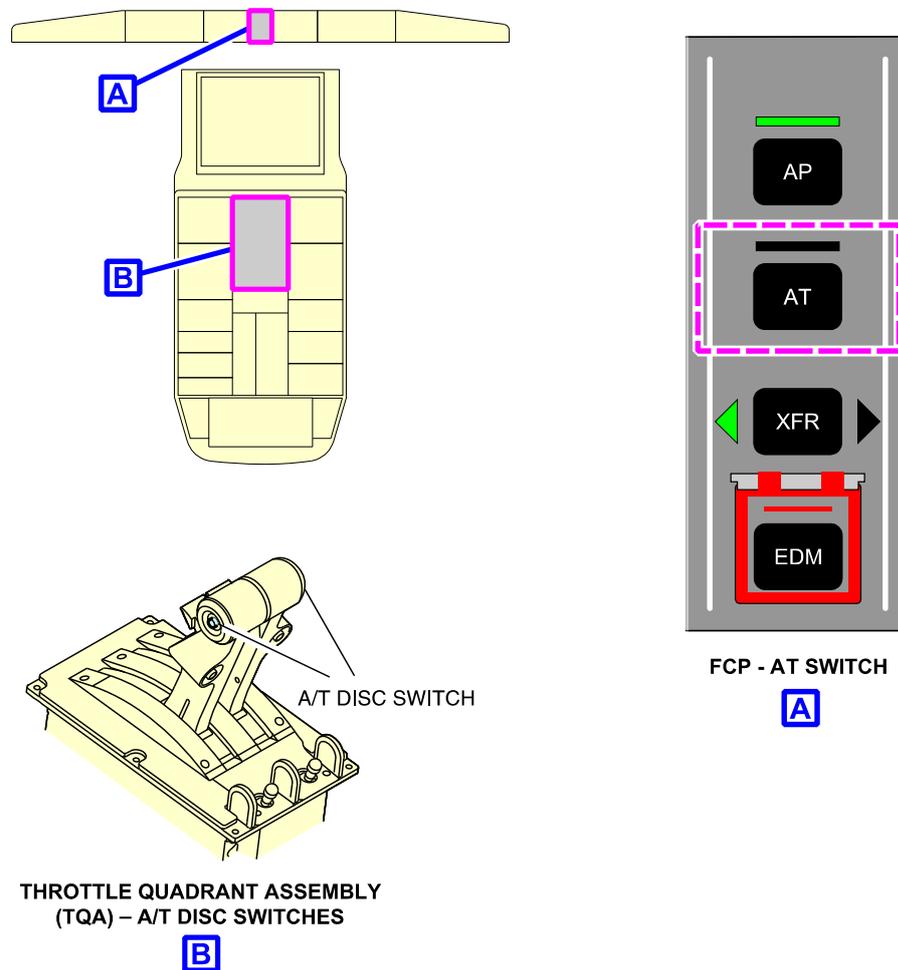


Abbildung 5: AT system controls (Kopie aus dem FCOM 1, Figure 03-05-1)

Die AT wird normalerweise von Hand aktiviert und kann jederzeit ausgeschaltet werden. Im Weiteren ist die AT ein integrierender Bestandteil des automatischen Flugsteuerungssystems (*Automatic Flight Control System* – AFCS) und des Flugführungssystems (*Flight Management System* – FMS).

Unter anderem sichert die AT die Schubleistung innerhalb einer definierten Geschwindigkeits- respektive Schubleistungsenveloppe. Der Status der AT wird der Flugbesatzung in der Flugmodusanzeige (*Flight Mode Annunciator* – FMA) angezeigt.

Vor dem Start wird die automatische Leistungsregulierung durch Drücken des AT-Druckknopfes an der Flugsteuerungspanele (*Flight Control Panel* – FCP) armiert. Der dunkle Lichtstreifen oberhalb des AT-Druckknopfes leuchtet nun grün und im FMA wird AT (weiss) angezeigt (vgl. Abbildung 6). Der weisse Pfeil weist darauf hin, dass die AT die Navigationsquellen und Höhenmessereinstellung der linken Seite verwendet.

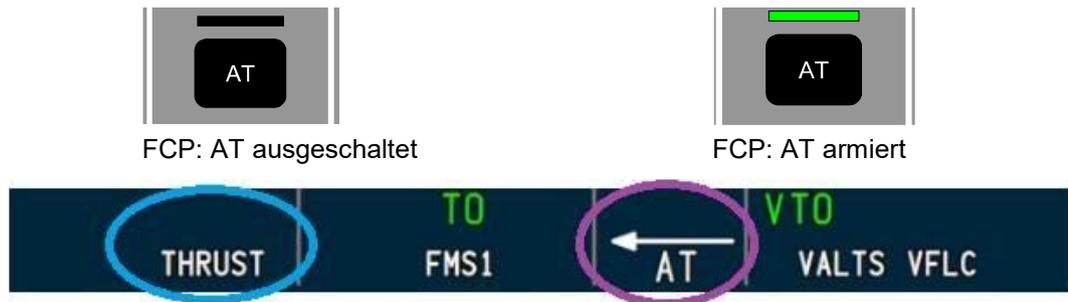


Abbildung 6: Unterschiedliche FCP-Anzeigen sowie des FMA bei armierter AT

Beim Start werden die Schubhebel (*throttle*) auf eine Drehzahl N1 von ungefähr 50 % angeschoben. Sind die beiden Triebwerke stabilisiert, werden die Schubhebel weiter angeschoben. Wenn die *throttle* den Schubhebelwinkel (*Thrust Lever Angle* – TLA) von 23° (entsprechend 60 % N1 gemäss FCOM) überschreiten, wird die armierte AT automatisch aktiviert (*engaged*) und die Schubhebel bewegen sich automatisch bis auf die Startleistungsposition nach vorne. Gleichzeitig wechselt im FMA die Farbe der THRUST- und AT-Anzeige von weiss auf grün (vgl. Abbildung 7). Ferner muss festgehalten werden, dass der TLA der Flugbesatzung nirgends angezeigt wird.



Abbildung 7: TLA > 23°, AT ist im THRUST-Modus aktiviert (*engaged*), < 60 KIAS

Werden nun beim Startlauf 60 KIAS überschritten, wechselt die AT vom THRUST- in den HOLD-Modus. Gleichzeitig werden alle AT-Befehle ausser Kraft gesetzt und die Stromversorgung (*power*) zu den Schubhebeln wird unterbrochen. Damit wird die beim Überschreiten von 60 KIAS gesetzte Triebwerkleistung (N1) auf ihrem Wert beibehalten. Im Normalfall entspricht diese der Triebwerkleistung, die, basierend auf der Drehzahl N1, für den *takeoff* über das FMS gewählt wurde.



Abbildung 8: TLA > 23°, AT ist im *thrust* HOLD-Modus, > 60 KIAS

Da der TLA im vorliegenden Fall unter 23° lag, blieb die AT armiert und wechselte bei Überschreitung von 60 KIAS direkt in den HOLD-Modus.

Dieser Modus mit der entsprechenden Leistungssetzung (N1) wird bis auf eine Höhe von 400 ft über Grund beibehalten.

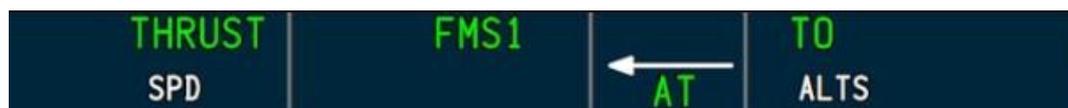


Abbildung 9: Die AT wechselt in den THRUST-Modus, wenn sich das Flugzeug 400 ft über der Pistenhöhe befindet.

Die eingeschaltete AT wird ungeachtet des jeweiligen Modus bei den folgenden Bedingungen ausgeschaltet:

- Drücken des AT DISC-Druckknopfes (vgl. Abbildung 5, Bild B);
- Bewegen der Schubhebel (*throttle lever*)¹¹;
- Drücken des AT-Druckknopfes am FCP, wenn der AT aktiviert ist;
- Bei einem festgestellten Fehler im AT-System.

Wird die AT entweder von Hand oder aus systemtechnischen Gründen automatisch ausgeschaltet, wird das der Flugbesatzung akustisch mit dem Ruf AUTOTHROTTLE mitgeteilt und am FMA blinkt die AT-Anzeige bernsteinfarben (*amber*).

Bei einem systemtechnischen, automatischen Ausschalten erscheint zudem gleichzeitig auf dem EICAS als Mitteilung (*advisory message*) die blaue Anzeige AT FAIL.

Werden die Schubhebel (*throttle lever*) nach vorne an den mechanischen Anschlag (*mechanical stops*) geschoben, wird in jedem Fall die maximale mögliche Triebwerkleistung (*maximum takeoff thrust*) gesetzt.

1.6.3.3 Störklappen

Die sekundären Flugsteuerungssysteme der HB-JCC bestehen aus den multifunktionalen Störklappen (*Multifunction Spoiler – MFS*), den Bodenstörklappen (*Ground Spoiler – GS*) und dem trimmbaren Höhenleitwerk (*Horizontal Stabilizer – HSTAB*).

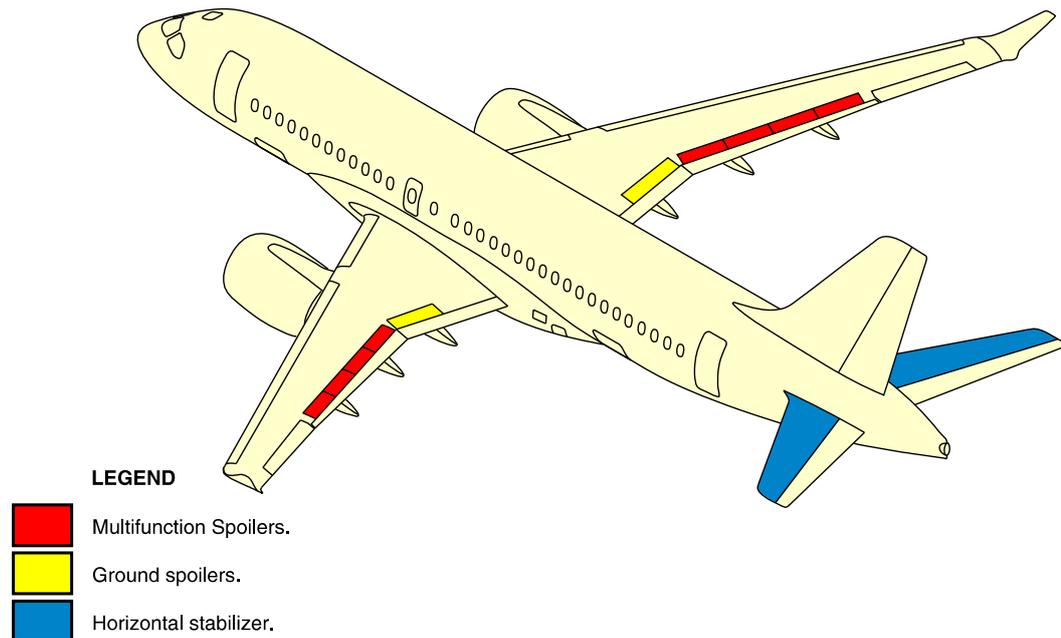


Abbildung 10: *secondary flight controls* (Kopie aus dem FCOM 1, *Figure 10-04-1*).

Die MFS dienen im Flug einerseits zur Unterstützung der Rollrate um die Längsachse und andererseits werden sie im Flug als Luftbremsklappen (*speed brake*) gebraucht. Zusätzlich sollen sie, zusammen mit den GS, nach dem Aufsetzen bei der Landung den Auftrieb an den Flügeln reduzieren und die Bodenhaftung des Flugzeuges erhöhen (*Ground Lift Dumping – GLD*). Zu diesem Zweck werden im

¹¹ Die Kanadische Zertifizierungsbehörde (*National Aviation Certification – NAC*) der Kanadischen Zivilluftfahrtbehörde (*Transport Canada Civil Aviation – TCCA*) erklärte ergänzend, dass dies nicht zutrifft, wenn die AT beim Start vom armierten Modus direkt in den HOLD Modus wechselt. In einem solchen Fall kann die AT erst beim Erreichen von 400 ft über Grund wieder aktiv werden.

normalen Modus nach dem Aufsetzen des Flugzeuges nebst den GS alle MFS automatisch, ohne Aktion des Piloten, voll ausgefahren.

Die GS bewegen sich symmetrisch. Sie werden durch den primären Flugsteuerungscomputer (*Primary Flight Control Computer* – PFCC) gesteuert. Beim Aufsetzen werden sie automatisch, ohne dass sie durch den Piloten armiert werden, ausgefahren. Die Ausfahrlogik basiert unter anderem auf der Radgeschwindigkeit (*Wheel Speed* – WS) von 60 kt und dem Gewicht auf den Rädern (*Weight on Wheel* – WOW). Zusätzlich muss der TLA kleiner als 23° sein.

Im umgekehrten Fall heisst das: Bleibt beim Beschleunigen der TLA beider Schubhebel unter 23°, werden die *spoiler* bei Erreichen einer WS von 60 kt automatisch ausgefahren.

Ein Hinweis, der diese Logik anspricht, findet sich in der Prüfliste „*touch and go landing procedure*¹²“, dort ist als erste *note* Folgendes aufgeführt (FCOM *Operational Guidance*, Kapitel 08.02.02 Seite 7):

„*Ground lift dumping (GLD) are automatically deployed with weight-on-wheels, and retract when the thrust levers are advanced beyond a 23-degree lever angle (approximately vertical).*“

Die Position der *spoiler* wird der Flugbesatzung auf dem entsprechenden Bildschirm (*synoptic page*) angezeigt. Der *spoiler* Status wird in grüner Farbe für eine normale und bernsteinfarbene (*amber*) für eine fehlerhafte Stellung angezeigt. Im Weiteren wird im Kapitel „*secondary flight controls – spoiler indication*“ den Flugbesatzungen folgender Hinweis gegeben (Fettdruck und Farbe im Original):

„*When thrust is set for takeoff with any spoiler not stowed, the **CONFIG SPOILER** EICAS warning message displays and the “CONFIG SPOILER“ aural alert sounds repeatedly.*“

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Tief mit Kern vor der Küste Portugals bestimmte das Wetter.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls

Der Himmel war leicht bewölkt, der Wind schwach. Die Sicht betrug mindestens 10 Kilometer.

Wetter/Wolken	1/8-2/8 auf 4000 ft AAE ¹³
Sicht	10 km oder mehr
Wind	140°, 3 kt
Temperatur/Taupunkt	16 °C / 15 °C
Luftdruck (QNH)	1017 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ¹⁴ -Standardatmosphäre)
Gefahren	keine

¹² *Touch and go*, Aufsetzen und Durchstarten

¹³ AAE: *Above Aerodrome Elevation*, über Flugplatzbezugshöhe

¹⁴ ICAO: *International Civil Aviation Organization*

- 1.7.3 Astronomische Angaben
 Sonnenstand Azimut: -- Höhe: --
 Beleuchtungsverhältnisse Nacht

1.8 **Navigationshilfen**

Nicht betroffen

1.9 **Kommunikation**

Der Funkverkehr zwischen der Flugbesatzung und den Flugverkehrsleitstellen in Porto wickelte sich bis zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles in englischer Sprache ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 **Angaben zum Flughafen**

1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen Porto liegt 11 km nördlich des Stadtzentrums annähernd auf Meereshöhe. Er ist nach Lissabon der zweitgrösste Verkehrsflughafen Portugals. Das Pistensystem umfasst eine einzige, parallel zur nahegelegenen Atlantikküste verlaufende Piste 17/35 mit einer Länge von 3480 m.

1.10.2 Pistenausrüstung

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
17/35	3480 x 45 m	55.1 m / 69.2 m AMSL

Die Piste 35 stand für den Start in der ganzen Länge zur Verfügung. Die Flugbesatzung startete von der Rollweeinmündung (*intersection*) C aus, d. h. es standen 3120 m Pistenlänge zur Verfügung.

1.11 **Flugschreiber**

1.11.1 Allgemeine Angaben

Da zum Zeitpunkt der Eröffnung der Untersuchung die Daten des Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerätes im Cockpit (*Cockpit Voice Recorder – CVR*) bereits überschrieben waren, standen sie für die Untersuchung nicht mehr zur Verfügung. Die Daten des Flugschreibers (*Digital Flight Data Recorder – DFDR*) hingegen waren noch vorhanden und standen für die Untersuchung zur Verfügung.

1.11.2 Ergebnisse des Flugdatenschreibers

Der Ablauf des Startvorgangs, respektive die einzelnen Sequenzen des Startlaufs konnten detailliert nachvollzogen werden (vgl. Anlage 1 und 2).

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

Nicht betroffen

1.13 **Medizinische und pathologische Feststellungen**

Nicht betroffen

1.14 **Feuer**

Nicht betroffen

1.15 Überlebensaspekte

Nicht betroffen

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Nicht betroffen

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Allgemeines

Die Modellreihe CSeries der Firma „Bombardier Inc. of Canada“ war eine Neuentwicklung eines zweimotorigen Mittelstrecken-Jets und geht bis ins Jahr 2005 zurück. Die Luftfahrtbehörde von Kanada (*Transportation Canada*) erteilte der Firma am 18. Dezember 2008 das Typen-Zertifikat. Am 11. März 2009 wurden durch die Deutsche Lufthansa 30 Flugzeuge bestellt, die bei der Swiss zum Einsatz kommen sollten. Am 15. Juli 2016 erfolgte der Einstieg in den kommerziellen Flugbetrieb mit einer CS100 der Swiss als weltweit erste Fluggesellschaft.

Im Juni 2016 wurde eine Personengesellschaft mit dem Namen „C Series Aircraft Limited Partnership“ (CSALP) geschaffen; Bombardier Aerospace war daran mit 50.5 % beteiligt und die Provinz Quebec mit 49.5 %. Am 1. Juli 2018 übernahm Airbus 50.01 % der CSALP. Im Zuge dieser Übernahme durch Airbus wird die CSeries seit dem 10. Juli 2018 als Airbus A220 vermarktet¹⁵, wobei die CS100 zur A220-100 und die CS300 zur A220-300 wurde.

1.17.2 Verfahrensvorgaben

1.17.2.1 Allgemeines

Die verschiedenen Verfahren sind in den entsprechenden Betriebshandbüchern des Flugbetriebsunternehmens festgehalten. Die allgemein gültigen Verfahren finden sich im Betriebshandbuch (*Operating Manual – OM*) A und die flugzeugspezifischen Verfahren im OM B. Gemäss Angaben des Flugbetriebsunternehmens beziehen sich die entsprechenden Hinweise im OM A inhaltlich direkt auf das Flugbetriebshandbuch (*Flight Crew Operating Manual – FCOM*) des Flugzeugherstellers. In den folgenden Kapiteln werden nur diejenigen Punkte angesprochen, die für den schweren Vorfall relevant sind.

1.17.2.2 Generelle Verfahrensvorgaben

Als grundsätzliche Regel für die Zusammenarbeit im Cockpit (*Crew Resource Management – CRM*¹⁶) wird im Kapitel 8.3.112 des OM A unter anderem Folgendes festgehalten:

„All Swiss flight operations are based on the optimum use of crew resource management. The principle of continuous mutual briefing and assistance shall be applied at all times. In normal cockpit work the CMD shall endeavor to establish open communication between crew members in the cockpit and in the cabin as well as with ground personnel and air traffic services.

All aircraft equipment shall be used with care and to the best of its capability.

¹⁵ Gemäss Flugbetriebsunternehmen wird die Umbenennung im entsprechenden Register am 27. Oktober 2019 vorgenommen.

¹⁶ CRM: *Crew Ressource Management*: Aus der Erfahrung zahlreicher Unfälle, bei denen eine mangelhafte Zusammenarbeit im Cockpit ein kausaler Faktor war, wurde das CRM als Schulung für Flugbesatzungen entwickelt. CRM soll das Bewusstsein dafür schärfen, dass neben dem technischen Verständnis an Bord eines Luftfahrzeuges der zwischenmenschliche Bereich ein entscheidender Faktor für eine sichere Flugdurchführung ist.

Checklists and standard operating procedures shall be used at all times in normal operations.

Consideration should be given to distractions (e.g., runway change during taxi out, ATC call during approach) which, despite being a normal feature of the daily operational environment, disrupt the normal flow of procedures. Such distractions (including operationally non-relevant distractions, especially during a sterile cockpit phase of flight) present a considerable hazard because they call for a response and may lead to the momentary (or lengthier) interruption of an ongoing activity. Pilots are expected to exercise caution in order to protect the timely and accurate accomplishment of checklists and SOPs. This implies conscious recognition of each distraction and a deliberate prioritization among the activity being interrupted and the task demand arising from the interruption. Multitasking, trying to do more than one tasks at the same time, without this awareness and prioritization is known to divert and often tunnel attention and lead to inadvertent omissions of procedural steps and checklist items. It is the responsibility of the flight crew to avoid multitasking, or at least mitigate it by using CRM principles for communicating decisions about handling multiple task demands, deferring activities, specific plans for resuming suspended tasks, etc., and for monitoring each other in order to ensure the integrity of performance of SOPs.”

Bezüglich der Zusammenarbeit wird im Speziellen auf den geschlossenen Regelkreis (*closed loop*) verwiesen. Dieser ist im Kapitel 8.3.131 detailliert beschrieben. Grundsätzlich geht es dabei darum, dass alle ausgeführten Aktionen des fliegenden Piloten (*Pilot Flying – PF*) durch den überwachenden Piloten (*Pilot Monitoring – PM*) kontrolliert und bestätigt werden.

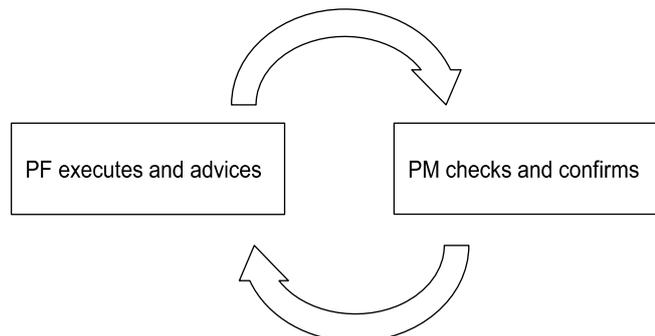


Abbildung 11: Grafische Darstellung des „einfachen“ *closed loop* (Kopie aus dem OM A).

In Bezug auf die Anwendung der automatischen Leistungsregulierung (*use of autothrottle*) wird im OM A Folgendes festgehalten (Fettdruck im Original):

„8.3.333 Use of autothrottle

If technically available, the autothrottle should be engaged in the appropriate mode at all times. Deviations/exceptions are regulated in the OM B.“

Im Weiteren wird für einen Startabbruch im OM A im Kapitel 8.3.532.10 unter anderem Folgendes festgehalten (Fettdruck im Original):

„Policy

- *If an engine failure occurs before V_1 , a rejected takeoff must be performed.*
- *A rejected takeoff should be performed at the PIC's¹⁷ discretion, whenever deemed necessary. The takeoff rejection shall be executed by the PIC.*

For the SOP including task sharing, standard call outs refer to the OM B.

¹⁷ PIC: *Pilot in Command*, verantwortlicher Pilot

The decision to reject a takeoff should be based on all relevant factors as:

- type of malfunction;
- speed at the time of the failure;
- aircraft mass;
- runway condition.

Note: In some conditions an engine failure may be difficult to recognise. For instance, a partial power loss in crosswind conditions may not cause much yaw; or a seizure may be so abrupt as to be mistaken for a structural failure of the aircraft.

8.3.532.20 Continued takeoff

Continued takeoff addresses:

- any failure/situation during takeoff which has occurred at or after V_1 ; or
- any failure/situation during takeoff before V_1 which does not necessarily require a takeoff rejection.”

1.17.2.3 Flugzeugspezifische Verfahrensvorgaben

Die spezifischen Verfahrensvorgaben entsprechen exakt denjenigen des Flugzeugherstellers (vgl. Kapitel 1.17.2.1). Im Kapitel „Takeoff procedures“ wird bezüglich *autothrottle* Folgendes festgehalten:

„If the use of autothrottle is desired, it is recommended the autothrottle is selected on the runway before takeoff.“

Zu beachten bei diesem Hinweis ist die Tatsache, dass gemäss den Vorgaben im OM A der *autothrottle* grundsätzlich immer einzuschalten ist (vgl. Kapitel 1.17.2.1)

Vor jedem Start muss die folgende Prüfliste abgearbeitet werden:

BEFORE TAKEOFF

When approaching the runway and the cabin **READY** message has been received (or via intercom confirmation), the PF will request the BEFORE TAKEOFF checklist.

When entering the active runway, the PF will select the STROBE lights ON, and the PM advises the cabin crew of imminent takeoff.

When takeoff clearance is received, the PF will select all LDG LTS and TAXI WIDE lights ON.

- | | | |
|-----|--|---------------------|
| (1) | FMS..... | Set |
| | Confirm the FMS includes last minute changes. Refer to FMS Operating Guide. | |
| (2) | Trims..... | Set |
| | Check rudder trim is centered (green) and stab trim is set for takeoff. | |
| | (a) Stabilizer trim..... | Set |
| | Check correct takeoff CG value in the green range on the EICAS status page. | |
| (3) | Cabin..... | Ready |
| | If applicable, on EICAS page, check CABIN tile is READY . | |
| (4) | FLAP..... | Set |
| | Confirm correct flap selection. | |
| (5) | ANTI-ICE..... | Set |
| | Confirm correct setting for takeoff. | |
| (6) | AUTOBRAKE..... | As required |
| (7) | EICAS and INFO..... | Checked |
| | Check and acknowledge messages, if required. | |
| (8) | Thrust..... | Checked |
| | Verify that the target N1 values correspond to the thrust setting data generated from the C-OPT ($\pm 1.0\%$). | |
| (9) | Runway..... | () confirmed |
| | Ensure correct runway. | |

- COMPLETE -

Abbildung 12: Kopie aus dem FCOM 2, Kapitel 03.01.02, *Normal Procedures – before takeoff*, page 23)

Zusätzlich wird im FCOM unter „*Takeoff procedures*“ auf vier verschiedene Arten des *takeoff* hingewiesen. Die vierte Art, der „*restricted takeoff*“ ist für den vorliegenden schweren Vorfall nicht relevant. Die anderen drei Arten verlangen das Abarbeiten folgender Prüfliste mit den entsprechenden *call outs*:

**STANDING, ROLLING OR EXPEDITE
TAKEOFF**

[...]

- **When aligned on the active runway:**
 - (1) **Brakes**..... **As required**
Note: Published performance for standing takeoff is based on holding the brakes until the thrust levers are advanced to the takeoff setting. When not holding the brakes, the rolling or expedite takeoff performance data must be used. Advancing the thrust levers while the aircraft is moving, expedite takeoff performance data must be used. For restricted takeoff, release brakes after setting 50% N1.
 - (2) **Heading**..... **Verify**
 Make sure that the airplane heading agrees with the assigned runway.
 - (3) **Autothrottle**..... **Select, if required**
 - (4) **Thrust levers**..... **Advance**
 - (a) Advance to approximately 50% N1 on both engines.
 - (b) Check that N1 for both engines is stabilized.
 - (c) Advance to takeoff setting.

Caution: Failure to achieve takeoff setting promptly can cause a CONFIG SPOILER warning message.

When thrust levers are advanced towards the takeoff setting and the autothrottle is selected, the autothrottle engages and sets target takeoff N1 (as selected in the FMS and as limited by the Thrust Limitation at Low Speed (TLLS)).
 - (5) **Flight and engine instruments**..... **Monitor**
- **At 80 KIAS:**
 - (6) **Airspeed**..... **Check**
 - (7) **Engines**..... **Confirm thrust set**
 Both PFD speed indicators must agree and target takeoff N1 is set.
- **At V_R:**
 - (8) **Rotate towards PTM. [pitch target markers]**
 - (a) Rotate 3 to 5 degrees per second towards PTM pitch attitude and transition to the FD when available.

[...]

Mode Selection and Callouts – Takeoff			
Condition	Mode Selection	PF	PM
At 80 KIAS and thrust at required N1 value	–	–	“80 knots, thrust set”
	–	“Checked”	–
At V ₁	–	–	“V ₁ ”
At V _R	–	–	“Rotate”
When positive rate of climb is confirmed	–	–	“Positive rate”
	–	“Gear up”	–

Abbildung 13: Kopie (Ausschnitt) aus dem FCOM 2 Kapitel 03.01.02, *Normal Procedures – takeoff procedures*, page 28 und 29)

Im gleichen Kapitel ist auch eine entsprechende Graphik (*takeoff profile*) wie folgt publiziert:

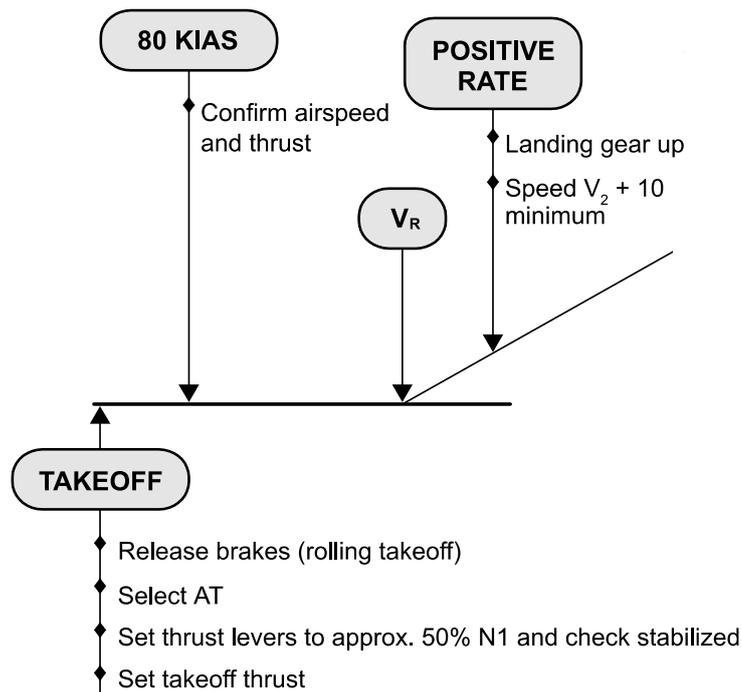


Abbildung 14: Kopie (Ausschnitt) aus dem FCOM 2, Kapitel 03.01.02, *Normal Procedures – takeoff profile*, page 30)

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Weitere ähnliche Vorfälle

Gemäss Angaben des Flugbetriebsunternehmens gab es in der Zeit vom 14. Februar 2018 bis zum 30. Juli 2018 fünf Starts mit dem gleichen Flugzeugmuster, bei denen die Startleistung der Triebwerke (Drehzahl N1) nicht richtig gesetzt war. Der Grund bei allen Fällen war die nicht aktivierte *autothrottle*. In vier der fünf Fälle wurde dies durch die Flugbesatzungen nicht bemerkt. Aus den Aussagen dieser Flugbesatzungen geht nicht klar hervor, ob der „80 KIAS Check“ (vgl. Kapitel 1.17.2.2) mit der nötigen Konsequenz durchgeführt wurde.

Der fünfte Fall, mit dem Flugzeug HB-JCF, war beinahe identisch mit dem vorliegenden schweren Vorfall. Der PF schob die AT auf einen TLA von beinahe 23° an, und beim Passieren von 60 kt wurden die *spoiler* ausgefahren, ohne dass die Flugbesatzung in Form einer Warnung darauf aufmerksam gemacht wurde. Als der PF die Schubhebel 5 Sekunden später auf einen TLA von 28.8° anschob, erschien die CONFIG SPOILER Warnung und die *spoiler* fuhren ein. Gleichzeitig schaltete sich die AT automatisch ab, die entsprechenden Warnungen wurden akustisch und optisch generiert, und die Flugbesatzung brach den Start bei einer Geschwindigkeit von rund 90 KIAS ab.

1.18.2 Erkenntnisse aus dem Simulator

Während der Untersuchung wurde das Szenario des vorliegenden schweren Vorfalls im Simulator nachgestellt. Das Verhalten der Systeme entsprach dem Design und den Aufzeichnungen im DFDR. Auffällig war jedoch, dass sich die AT, die im HOLD-Modus war, in 4 von 5 Fällen automatisch ausschaltete, als die *throttle* nach vorne geschoben wurden. In Ergänzung zur Fussnote 11 erklärte die NAC, dass

mehrmalige Versuche im Simulator nicht repräsentativ seien, da für das Zurücksetzen der Logik die Triebwerke abgestellt und erneut gestartet werden müssten. Demzufolge hätte die AT in den Simulator-Versuchen nur beim ersten Start nicht ausschalten dürfen; sie tat das aber beim vierten Startlauf.

Ein weiterer Versuch sollte zeigen, wie sich das Flugzeug verhält, wenn die Flugbesatzung nicht bemerkt, dass eine zu geringe Startleistung gesetzt ist, und in der Folge die Leistung nicht erhöht. Mit den Daten des untersuchten Fluges wurde ein Start eingeleitet, der dem Anfangsszenario entsprach: ein TLA von 20.6° , was einer Startleistung von 65.3 % N1 entsprach. Wie erwartet fuhren die *spoiler* bei 60 kt aus und blieben ausgefahren. Die Entscheidungsgeschwindigkeit (*takeoff decision speed*) V_1 von 117 KIAS wurde praktisch gleichzeitig wie im vorliegenden schweren Vorfall erreicht, dann aber dauerte es 6 Sekunden länger bis die Rotationsgeschwindigkeit von 122 KIAS erreicht wurde. Das anschliessende Rotieren erfolgte aufgrund des langsamen Geschwindigkeitsaufbaus ebenfalls sehr langsam. Die Flugzeugnase hob vom Boden ab, aber 7 Sekunden später wurde festgestellt, dass dieser Zustand zu einer Bodenberührung des Hecks (*tailstrike*) führte und das Flugzeug gar nie in der Lage war abzuheben. Der ganze Vorgang nach Erreichen von V_R bis zum *tailstrike* beanspruchte rund 900 m Pistenlänge. Bei einem Startabbruch zu diesem Zeitpunkt hätte das Flugzeug nicht mehr auf der Piste zum Stillstand gebracht werden können.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestehende technische Mängel vor, die den schweren Vorfall hätten beeinflussen können.

Die Tatsache, dass während des Startlaufs die *spoiler* ausfahren, liegt im vom Hersteller gewählten Design begründet. Die Ausfahrlogik setzt dabei unter anderem eine Radgeschwindigkeit (*Wheel Speed* – WS) von über 60 kt voraus und einen *Throttle Lever Angle* (TLA) von weniger als 23° (vgl. Kapitel 1.6.3.2). Beide Bedingungen sind bei einer Landung, bei einem Aufsetzen und Durchstarten (*touch and go*) und bei einem Startabbruch erfüllt, denn die *throttle* befinden sich in diesem Moment in Leerlaufstellung (*idle position*).

Im vorliegenden schweren Vorfall waren diese Bedingungen ebenso erfüllt, denn der TLA betrug zu Beginn des Startlaufes lediglich 20.6°, weshalb beim Überschreiten der WS von über 60 kt die *spoiler* ausfahren. Diese Konfigurationsänderung wird nur auf der *flight control* (FLT CTRL) *synoptic page* dargestellt und ist daher durch eine Flugbesatzung nicht zu erkennen, weil diese *page* während des Startlaufes auf keinem Bildschirm (*Multifunction Window* – MFW) vorgewählt wird (vgl. Kapitel 1.6.2). Auf dieser werden die Auslenkungen der *spoiler* zudem in grüner Farbe angezeigt, was einem normalen Zustand entspricht und deshalb nicht zwingend einer warnenden Bedeutung gleichkommt.

Das Design der Ausfahrlogik ohne Berücksichtigung des Beschleunigungsvektors genügt lediglich den Kriterien, wie sie bei einem Startabbruch, bei einer Landung oder auch einem *touch and go* gegeben sind. Entsprechend finden sich im FCOM nur Angaben über das Funktionieren der *spoiler* zu diesen besagten Flugphasen. Der Umstand, dass die *spoiler* bei einem Startlauf, bei dem der kritische TLA von 23° nicht überschritten wird, ebenfalls, und für die Flugbesatzung ungewollt und unbemerkt ausfahren, ist nirgends festgehalten. Weiter wird ein dem TLA äquivalenter N1-Wert im Kapitel über die Beschreibung der AT mit rund 60 % N1 (FCOM Page 03-05-12) angegeben, im Kapitel TAKEOFF CONFIGURATION WARNING (FCOM Page 08-05-40) hingegen mit 68 % N1.

Die vorgenannten Ausführungen lassen daher den Schluss zu, dass beim Design der Ausfahrlogik dieses Szenario, das kein Einzelfall ist (vgl. Kapitel 1.18.1), nicht berücksichtigt wurde. Die Tatsache, dass in der Beschleunigungsphase beim Startlauf die *spoiler* ohne Eingriff durch die Flugbesatzung ausfahren können, birgt jedoch aus sicherheitstechnischen Überlegungen hohe Risiken, weshalb eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen wurde (vgl. Kapitel 4.1.1).

Erst als der CMD zu einem späteren Zeitpunkt die *throttle* nach vorne schob, veränderte sich der TLA auf über 23° und die *spoiler* fuhren 23 s nach dem Ausfahren innerhalb von 2 s ein (vgl. Anlage 1). Während des Einfahrens wurde, wie von der Flugbesatzung wahrgenommen, auf dem EICAS für 4 s die SPOILER CONFIG-Warnung angezeigt.

Beim Überschreiten von 60 KIAS wechselte die armierte AT direkt in den HOLD-Modus. Eine zu diesem Zeitpunkt gesetzte Leistung bleibt bestehen, bis die AT-Logik auf einer Höhe von 400 ft Grund in den THRUST-Mode wechselt. Entspricht diese Leistung nicht der erforderlichen Startleistung (*target N1*), stellt dieser Zustand ohne ein Eingreifen durch die Flugbesatzung ein hohes Risiko dar (vgl. Kapitel 1.18.2).

Als der PF bei einer Geschwindigkeit von 109 KIAS die *throttle* über den kritischen TLA von 23° nach vorne schob, hätte die AT automatisch ausschalten müssen, was der Besatzung mit einer akustischen AUTOTHROTTLE-Warnung bekannt gemacht worden wäre (vgl. Kapitel 1.6.3.2). Weshalb die AT jedoch im vorliegenden

Fall nicht ausschaltete, erklärte die Kanadische Zertifizierungsbehörde (*National Aviation Certification – NAC*) der Kanadischen Zivil-Luftfahrtbehörde (*Transport Canada Civil Aviation – TCCA*) damit, dass die AT vom armierten Modus direkt in den HOLD Modus wechselte und deshalb erst beim Erreichen von 400 ft über Grund aktiv werden konnte (vgl. Fussnote 11). Dies steht allerdings im Widerspruch zu dem im Kapitel 1.18.1 erwähnten Vorfall mit der HB-JCF und der entsprechenden Beschreibung des Flugzeugherstellers in der *All Operator Message (AOM)* vom 21. Dezember 2018 (vgl. Kapitel 4.3.2).

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Menschliche Aspekte

Beim Rollen in die Startposition auf der Piste 35 armierte der PF die AT. Es ist davon auszugehen, dass das Armieren nach dem im OM A beschriebenen *closed loop* Verfahren geschah und der PM diese Aktion kontrollierte.

Nachdem die Flugbesatzung die Freigabe zum Rollen in die Startposition mit anschliessendem Start erhalten hatte, schob der PF die *throttle* nach vorne. Die Aufzeichnungen zeigen, dass die *throttle* bei einem TLA von 20.6° stehenblieben. Der für die Aktivierung der AT nötige TLA von 23° wurde somit nicht überschritten. Demzufolge wurde die AT nicht aktiviert, und die weisse THRUST-Anzeige im FMA wechselte ihre Farbe nicht auf grün. Offensichtlich funktionierte der *closed loop* in dieser Phase nicht, denn die Flugbesatzung nahm nicht wahr, dass die AT nur armiert blieb, jedoch nicht aktiviert wurde.

Die Tatsache, dass das Ausfahren der *spoiler* von der Flugbesatzung unbemerkt blieb, ist erklärbar durch die vorgeschriebene Wahl der Bildschirmanzeigen während des Startes (vgl. Kapitel 1.6.2). Dies wäre nur auf der entsprechenden *synoptic page* sichtbar gewesen, allerdings wäre die Anzeige der ausgefahrenen *spoiler* in grün erschienen, was grundsätzlich keine falsche Stellung bedeutet.

Gemäss den Verfahrensvorgaben musste die Flugbesatzung bei einer Geschwindigkeit von 80 KIAS die Geschwindigkeit und die Triebwerkdaten für den *takeoff* überprüfen (vgl. Kapitel 1.17.2.3). Beide Piloten sagten aus, dass sie sich nicht mehr daran erinnern könnten, diese Überprüfung vorgenommen zu haben. Dies lässt sich nicht anders erklären, als dass die Überprüfung – sofern sie denn gemacht wurde – nicht mit der nötigen Wachsamkeit erfolgte. Sowohl die FMA-Anzeige als auch die Triebwerkdaten N1 – gesetzt waren nur 65.3 % statt 80.7 % – entsprachen nicht den Erwartungen.

Bei einer Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 KIAS wurde der PF der ungewohnt geringen Beschleunigung gewahr, bemerkte, dass die Triebwerkleistung nicht der erforderlichen Startleistung entsprach, und schob die *throttle* weiter nach vorn. Die Aufzeichnungen zeigen, dass dabei ein TLA von 28.5° erreicht wurde, was lediglich einer Drehzahl N1 von 76.6 % entsprach und immer noch unterhalb der berechneten Startleistung lag. Die Tatsache, dass diese zu geringe Leistung bis zum automatischen Mode-Wechsel der AT auf einer Höhe von 400 ft Grund unverändert blieb, legt den Schluss nahe, dass die Flugbesatzung sich der tatsächlich gesetzten Triebwerkleistung nicht bewusst war.

Im Licht der verbleibenden Pistenlänge und der nötigen Hindernisfreiheit entlang des Abflugweges (*takeoff path*), insbesondere bei einem allfälligen Triebwerkausfall, ist es in einer solchen Situation angezeigt, die Schubhebel an den mechanischen Anschlag vorzuschieben. Dies hat zwar zur Folge, dass die AT ausschaltet und die entsprechenden Warnungen generiert werden, dafür wird dadurch die maximal mögliche Triebwerkleistung (*maximum takeoff thrust*) abgerufen (vgl. Kapitel 1.6.3.2). Dies ist insbesondere bei einem Start mit stark herabgesetzter Triebwerkleistung (*derated takeoff thrust*) von Bedeutung.

Als die Warnung CONFIG SPOILER angezeigt wurde, überprüfte der PM umgehend, dass sich der Hebel für die Spoilerbetätigung (*spoiler lever*) in der eingefahrenen Position (*retracted position*) befand, und bestätigte dies dem PF. Diese Reaktion ist nachvollziehbar, da die Flugbesatzung verständlicherweise nicht damit rechnete, dass die *spoiler* während eines Startlaufes automatisch ausfahren können. Einen kurzen Gedanken an einen Startabbruch verwarf der PF wieder, da in der Zwischenzeit die Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 (117 kt) bereits überschritten war. Gemäss den Aufzeichnungen erschien diese Warnung eine Sekunde nach dem Anschieben der *throttle* und erlosch vier Sekunden später wieder. Der Entscheid, den Start nicht abubrechen, war der Situation angepasst, denn bei einem Startabbruch nach V_1 kann nie mit Sicherheit gesagt werden, ob das Flugzeug auf der verbleibenden Pistenlänge noch hätte zum Stillstand gebracht werden können.

2.2.2 Betriebliche Aspekte

Beim Programmieren des FMS für den Rückflug stellte die Flugbesatzung beim Eingeben des Standard-Instrumentenabflugverfahrens im Flugplan einen Unterbruch (*discontinuity*) fest. Sie konnte diese *discontinuity* nicht beseitigen und entschloss sich deshalb dazu, dass der PM dem FMS während des Startes spezielle Beachtung schenken solle. Dadurch wurde es ihm erschwert, den Startvorgang mit der erforderlichen Aufmerksamkeit zu überwachen. In dieser wichtigen Phase des Fluges war diese Prioritätensetzung unzweckmässig.

Beide Piloten konnten nach dem Flug nicht mit Sicherheit sagen, die Überprüfung der Triebwerkleistung bei 80 KIAS aufmerksam durchgeführt zu haben, was erkennen lässt, dass sie sich der Bedeutung dieses Checks zu wenig bewusst waren. Erhärtet wird diese Einschätzung durch weitere Vorfälle, in denen die für den Start nicht armierte AT unbemerkt blieb und generell Zweifel herrschten, ob der „80 KIAS Check“ überhaupt gemacht worden war (vgl. Kapitel 1.18.1). Sollten die Triebwerke spätestens zu diesem Zeitpunkt die berechnete Startleistung nicht abgeben, ist eine sichere Fortsetzung des Startes respektive des Abflugweges (*take-off path*) nicht in jedem Fall gewährleistet und ein Startabbruch im tiefen Geschwindigkeitsbereich (*low speed regime*) ohne erhöhtes Risiko möglich.

Es ist deshalb zwingend, dass die Überprüfung der gesetzten Startleistung immer und unmittelbar nach dem Anschieben der *throttle* erfolgen muss. In der entsprechenden Prüfliste (vgl. Abbildung 13) ist das Setzen der Triebwerkleistung unter Punkt 4 a) bis c) detailliert beschrieben. Die anschliessende Überprüfung der gesetzten Triebwerkleistung, z. B. als zusätzlicher Punkt 4 d), ist wohl deshalb nicht mehr explizit erwähnt.

Nach dem Setzen der Startleistung wird unter Punkt 5 der Prüfliste – noch vor dem 80 kt Check – eine Überwachung (*monitoring*) der Flug- und Triebwerkanzeigen verlangt; darunter gehört auch die Überwachung der gesetzten Triebwerkleistung.

Erfolgt die erstmalige Überprüfung der gesetzten Triebwerkleistung erst bei 80 KIAS, wird das Ablesen der Werte bei unebener Piste für den PM grundsätzlich schwieriger als bei geringeren Geschwindigkeiten. Da die AT nach Passieren von 60 KIAS in den HOLD-Modus wechselt (vgl. Abbildung 8), kommt hinzu, dass die AT ausgeschaltet wird, wenn der PF die Leistung durch entsprechendes Anschieben der *throttle* korrigiert.

Aus den vorgenannten Gründen wurde ein Sicherheitshinweis ausgesprochen (vgl. Kapitel 4.2.1.2).

Beide Piloten sagten aus, dass sie eine gewisse Ermüdung verspürt hätten. Ob dieser Faktor einen Einfluss auf den Verlauf des schweren Vorfalls hatte, lässt sich nicht ausschliessen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules – IFR*) zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) zulässigen Grenzen.
- Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestehende, technische Mängel, die den schweren Vorfall hätten beeinflussen können.
- Die für den schweren Vorfall relevanten technischen Systeme des Flugzeuges funktionierten per Design. Gemäss Ausfahrlogik wurden während des Startlaufes die *spoiler* beim Überschreiten der Radgeschwindigkeit (*Wheel Speed – WS*) von 60 kt automatisch ausgefahren, weil der Schubhebelwinkel (*Throttle Lever Angle – TLA*) weniger als 23° betrug.
- Gemäss der Logik der automatischen Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*) findet beim 60 KIAS ein Wechsel in den HOLD-Modus statt, auch wenn die benötigte Startleistung (*target N1*) noch nicht erreicht ist.

3.1.2 Besatzung

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des schweren Vorfalls vor.
- Eine gewisse Müdigkeit (*fatigue*) der Flugbesatzung kann nicht ausgeschlossen werden.

3.1.3 Verlauf des schweren Vorfalls

- Am 15. Juli 2018 rollte das Verkehrsflugzeug A220-300, eingetragen als HB-JCC, um 01:59:36 UTC in die Startposition querab der Rollweineinmündung (*intersection*) C der Piste 35 des Flughafens Porto (LPPR) für den Rückflug nach Genf (LSGG).
- Während des Rollens in die Startposition (*line up*) armierte der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying – PF*) die automatische Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*).
- Beim Einleiten des Startlaufs schob der PF die Schubhebel (*throttle*) nach vorne, in der Annahme, dass die AT nun aktiv (*AT engaged*) und die erforderliche Startleistung setzen werde.
- Die *throttle* wurden auf einen TLA von 20.6° gesetzt. Der für die Aktivierung notwendige TLA von mehr als 23° wurde nicht überschritten.
- Beim Passieren von 60 KIAS wechselte die AT in den HOLD-Modus und die *spoiler* fuhren per Design aus, ohne dass dies anhand der vorgeschriebenen Wahl der Bildschirmanzeigen durch die Flugbesatzung bemerkt werden konnte.

- Beim Passieren von 80 KIAS musste die Flugbesatzung gemäss den Standardbetriebsverfahren unter anderem überprüfen, ob die erforderliche Startleistung (Drehzahl N1) gesetzt war. Die zu geringe Startleistung blieb unbemerkt.
- Infolge eines Unterbruches (*discontinuity*) des Flugplanes im FMS fokussierte sich der assistierende Pilot (*Pilot Monitoring – PM*) während des Startlaufes auf das FMS.
- Bei einer Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 KIAS bemerkte der PF aufgrund der geringen Beschleunigung und der verbleibenden Pistenlänge, dass die gesetzte Leistung zu gering war.
- Der PF schob in der Folge die *throttle* nach vorne. Der TLA erreichte einen Wert von 28.5°, was einer Leistung von 76.6 % N1 entsprach.
- Die erforderliche Startleistung (*target* N1) von 80.7 % wurde während des Starts nie erreicht, was von der Flugbesatzung unbemerkt blieb.
- Beim Passieren eines TLA von 23° fuhren die *spoiler* 23 s nach dem Ausfahren innerhalb von 2 s ein. Während 4 s wurde die Warnung CONFIG SPOILER angezeigt (vgl. Anlage 1).
- Nach dem 1.5-Fachen der berechneten Startstrecke hob das Flugzeug rund 1000 Meter vor dem Pistenende ab, setzte den Steigflug fort und landete um 04:02:29 UTC in Genf ohne weitere Vorkommnisse.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Am 14. Juli 2018 begann die Flugbesatzung ihren Dienst zum Flug nach Porto (LPPR) um 18:25 UTC. Die Landung in Porto erfolgte um 21:46 UTC.
- Der Rückflug nach Genf erfolgte um 02 UTC.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den schweren Vorfall.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall, bei dem ein Verkehrsflugzeug einen Startlauf mit ungenügender Triebwerkleistung durchführte, ist darauf zurückzuführen, dass die Flugbesatzung zu spät bemerkte, dass die für den Start erforderliche Triebwerkleistung nicht gesetzt war.

Folgende Faktoren haben zum schweren Vorfall beigetragen:

- Nichteinhalten der Standardbetriebsverfahren des Flugbetriebsunternehmens;
- Unzweckmässige Prioritätensetzung der Flugbesatzung während des Startlaufs.

Die Untersuchung hat folgende Faktoren ermittelt, welche die Entstehung des schweren Vorfalls zwar nicht beeinflusst haben, die aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) darstellen:

- Design der Ausfahrlogik der Störklappen (*spoiler*);
- Die Logik der automatischen Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*), wonach beim Startlauf ein Wechsel in den HOLD-Modus erfolgt, auch wenn die benötigte Startleistung (*target* N1) noch nicht erreicht ist.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivillufffahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization – ICAO*) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivillufffahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, der darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl sind jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

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

„Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

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

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

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

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

4.1.1 Funktion der Störklappen

4.1.1.1 Sicherheitsdefizit

Beim Einleiten des Starts schob der fliegende Pilot (*Pilot Flying – PF*) die Schubhebel nach vorne, in der Annahme, dass die zuvor armierte automatische Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*) nun aktiv werde (*AT engaged*) und die geforderte Startleistung (Drehzahl N1) setzen würde. Da die Schubhebel nur auf einen Schubhebelwinkel (*Thrust Lever Angle – TLA*) von 20.6 ° angeschoben wurden, blieb die AT armiert, ohne eingeschaltet zu werden.

Nach Überschreiten der Radgeschwindigkeit (*Wheel Speed – WS*) von 60 kt fuhren per Design die Störklappen (*spoiler*) aus.

Bei einer angezeigten Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 kt bemerkte die Flugbesatzung, dass die gesetzte Leistung zu gering war. Nach Anschieben der *throttle* über den kritischen TLA von 23° fuhren die *spoiler* per Design ein. Dabei wurde für vier Sekunden die Warnung CONFIG SPOILER angezeigt.

Nach dem 1.5-Fachen der berechneten Startstrecke hob das Flugzeug rund 1000 Meter vor dem Pistenende ab, setzte den Steigflug fort und landete in Genf ohne weitere Vorkommnisse.

4.1.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 552

Die kanadische Zertifikationsbehörde (*National Aircraft Certification at Transport Canada – TC*) sollte zusammen mit dem Hersteller sicherstellen, dass bei einem Start mit zu geringer Startleistung die Störklappen (*spoiler*) nicht automatisch ausgefahren werden.

4.2 Sicherheitshinweise

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

„Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

4.2.1 Überprüfung der Startleistung

4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Beim Einleiten des Starts schob der fliegende Pilot (*Pilot Flying – PF*) die Schubhebel nach vorne, in der Annahme, dass die armierte automatische Leistungsregulierung (*Autothrottle – AT*) nun eingeschaltet (*engaged*) werde und die geforderte Startleistung (Drehzahl N1) setzen würde. Da der PF die Schubhebel jedoch nur auf einen Winkel (*Thrust Lever Angle – TLA*) von 20.6 ° anschob, blieb die AT armiert, ohne eingeschaltet zu werden. Beim Überschreiten der angezeigten Geschwindigkeit von 60 kt wechselte die AT direkt in den HOLD-Modus.

Nach dem Setzen der Triebwerkleistung muss die Flugbesatzung gemäss Standardbetriebsverfahren die Flug- und Triebwerkdaten überwachen. Weiter muss sie beim Passieren der angezeigten Geschwindigkeit von 80 kt unter anderem explizit prüfen, ob die verlangte Startleistung (Drehzahl N1) gesetzt ist.

Bei einer angezeigten Geschwindigkeit zwischen 90 und 100 kt bemerkte der PF, dass die gesetzte Leistung zu gering war, und schob die *throttle* nach vorne. Das Flugzeug hob rund 1000 Meter vor dem Pistenende nach dem 1.5-Fachen der berechneten Startstrecke ab.

Die Untersuchung ermittelte die Tatsache, dass die Logik der AT einen Wechsel in den HOLD-Modus zulässt, auch wenn die benötigte Startleistung (*target N1*) noch nicht erreicht ist, als risikoreich. Wenn der PF die Leistung durch entsprechendes Anschieben der *throttle* im HOLD-Modus korrigiert, wird die AT ausgeschaltet und die entsprechenden akustischen und optischen Warnungen sprechen an.

Erfolgt die Überprüfung der gesetzten Triebwerkleistung erstmalig bei 80 kt, ist es zu spät und das Ablesen der Werte wird bei unebener Piste grundsätzlich schwieriger als bei geringeren Geschwindigkeiten. Sollten die Triebwerke spätestens zu diesem Zeitpunkt die berechnete Startleistung nicht abgeben, ist eine sichere Fortsetzung des Startes respektive des Abflugweges (*takeoff path*) nicht gewährleistet. Je später eine zu geringe Startleistung erkannt wird, desto grösser das einhergehende Risiko bei einem nachfolgenden Startabbruch.

4.2.1.2 Sicherheitshinweis Nr. 26

Zielgruppe: Flugbesatzungen

Das Flugbetriebsunternehmen sollte durch geeignete Massnahmen sicherstellen, dass nach dem Setzen der erforderlichen Startleistung diese durch die Flugbesatzung unverzüglich überprüft und bestätigt wird.

4.3 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

4.3.1 Durch die Kanadische Zivil-Luftfahrtbehörde

Die Kanadische Zivil-Luftfahrtbehörde (*Transport Canada Civil Aviation – TCCA*) und die entsprechende Zertifizierungsbehörde (*National Aviation Certification – NAC*) haben in ihrer Stellungnahme unter anderem Folgendes festgehalten:

„The HOLD mode function of the AT may not be fully understood and, as previously described, there may be weaknesses in the Flight Mode Annunciator (FMA) annunciations. On takeoff using AT, HOLD mode will be entered at 60 kt and will post in green on the FMA. During this time, the Engage Enable discrete to the Throttle Quadrant Assembly (TQA) servo from the Flight Control Panel (FCP) is de-energized. If the AT hasn't transitioned to an active mode (i.e., THRUST) by 60 kt, it will not activate until 400 ft Above Aerodrome Elevation (AAE). It is suspected that in the case where the AT did not automatically disengage, it may not have been engaged in an active mode in the first place. It is acknowledged that the AT HOLD being annunciated on the FMA in green is misleading. Documentation describing HOLD as an “active mode” may also be misleading. As previously mentioned, TC may recommend that the Original Equipment Manufacturer (OEM) investigate means to improve the AT Engagement and Active mode awareness, as well as potentially improved documentation.”

„This incident investigation has brought to light that the FMA AT annunciations could be misleading during the takeoff flight phase. Transport Canada (TC), will recommend the OEM investigate the AT mode annunciation design.”

„In addition to recommending that the manufacturer investigate possible improvements to the automatic Ground Lift Dumping (GLD) function robustness, TC acknowledges that a better description of the spoiler's auto deployment conditions and criteria during takeoff could be useful, and this will be investigated with the manufacturer.”

4.3.2 Durch den Flugzeughersteller

In einer sogenannten *All Operator Message (AOM)*, datiert vom 21. Dezember 2018, informierte der Flugzeughersteller alle Betreiber der Flugzeugmodelle „CS100/CS300“ unter anderem mit folgender Absicht über den schweren Vorfall:

„This AOM is issued to advise all Operators of a Ground Lift Dumping (GLD) deployment during takeoff incident involving an A220 (formally C Series) aircraft.”

Nach einer stichwortartigen Beschreibung des Verlaufs des schweren Vorfalls hielt der Flugzeughersteller die Betreiber an, die Flugbesatzungen wie folgt darüber zu informieren:

„The investigation will determine the cause of the incident and CSALP¹⁸ will share the final report with A220 Customers when the report is published by the authorities.

However, CSALP would like to ensure that the following key messages are communicated to all Operators' Flight Operations crews:

- Ensure Autothrottle is engaged when taking off with Autothrottle (Autothrottle engages at 23 degrees TLA or 68 % N1 equivalent);
- Ensure proper Takeoff engine thrust is set;
- Thrust settings are checked at 80 kt in accordance with the FCOM Vol. 2 page 03-02-27.
- If this procedure is not followed, once ground speed is above 60 knots and TLA is less than 23 degrees or 68 % N1 equivalent, the following will occur:
 - The Ground Lift Dump (GLD) will fully activate;
 - There will be no EICAS message to indicate the status of the GLD;
 - Autothrottle will switch to HOLD and can disconnect if manipulated lightly. On HOLD mode, the thrust levers are always free for thrust adjustment and maintain a new selected position.
 - All Operators are requested to communicate this information to their respective flight operations and quality departments to raise awareness of the criticality of correct TLA setting for Take Off relative to Autothrottle operation and the Takeoff Configuration warning trigger.
 - All Operators are requested to communicate any similar events that may have been reported within your organization to the contact person listed below.”

4.3.3 Durch das Flugbetriebsunternehmen

Das Flugbetriebsunternehmen hat auf Grund des schweren Vorfalls das Startverfahren mit zwei neuen „call outs“ angepasst und dies mit Datum vom 27. Juli 2018 in einem sogenannten „Flight Operation Bulletin“ unter anderem wie folgt publiziert:

„Dear colleagues,

Due to an incident on our fleet, the takeoff procedure will be adapted with immediate effect. More detailed background information about the incident and the technical systems will be provided in a coming OPS Flash.

In order to avoid an undesired state of flight, we have to implement two mandatory FMA Callouts during the initial part of the takeoff, to make sure that the A/T system is armed and activated correctly and subsequently the configuration warning and spoiler systems are set for the takeoff phase.

New Callouts for all Takeoff Methods

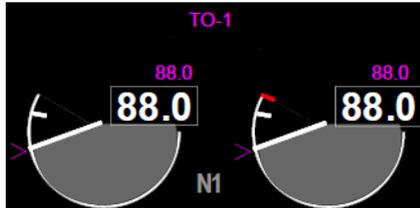
As soon as the AT is selected by the LP and before commencing the takeoff, the LP calls out “THRUST ARMED” and the RP confirms the correctly armed mode with “CHECKED”.

The thrust levers have to be advanced to 50 % N1 on both engines. Check that N1 for both engines is stabilized. Then the thrust levers are further advanced.

¹⁸ CSALP: C Series Aircraft Limited Partnership

After the thrust levers have been advanced to takeoff setting and the AT system has taken over and a clear movement of the thrust levers by the system is noticeable, the PF checks the activation of the thrust mode on the FMA and calls out "THRUST" while the PM confirms the correct mode with "CHECKED".

Reminder: "80 kt – Thrust set"



At 80 KIAS the PM has to check the thrust at required N1 value as per current procedures. It has to be clearly confirmed that the actual thrust setting matches the magenta required N1 value. As the N1 value increases during the takeoff roll this check is of utmost importance."

Im Weiteren hat das Flugbetriebsunternehmen den Flugbesatzungen mit Datum vom 30. Juli 2018 in einem sogenannten „OPS Flash“ unter anderem folgende Zusatzinformationen bekannt gegeben:

„Technische Zusatzinformationen

Um den Ablauf der Geschehnisse und die Tragweite ihrer Konsequenzen richtig einordnen zu können, ist es unabdingbar, dass wir die Funktionen der für diesen Event relevanten Systeme im Folgenden genauer betrachten.

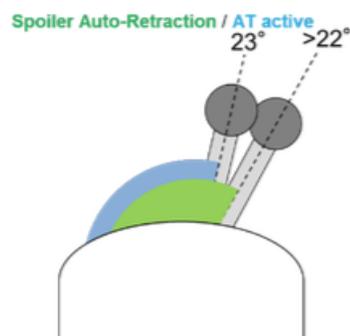
Automatic «Ground Lift Dumping» Funktion



Aus unseren Büchern (FCOM1) ist bekannt, dass das FBW der C Series eine sogenannte «Ground Lift Dumping (GLD)» Funktion bereitstellt. Wie der Name erahnen lässt, besteht die Aufgabe dieser Funktion darin, nach der Landung den Auftrieb der

Tragflächen zu vernichten, um somit eine effektive Verzögerung des Flugzeuges zu erlauben. Weitere technische Dokumente, welche nicht allen FCM zugänglich sind, zeigen, dass die Logik dieser Funktion noch weitere Parameter einbezieht, unter anderem die «Wheel Speed». Genauer gesagt wird die GLD armiert, sobald die Wheel Speed mehr als 60 Knoten beträgt: Wenn sich das Flugzeug am Boden befindet, werden dann automatisch die Spoiler ausgefahren. Damit dies nicht während des Startvorganges geschieht, wird die Funktion unterdrückt, sobald einer der Thrust Lever Angles (TLA) > 22° ist (siehe unten «Spoiler Auto-Retraktion»).

«Spoiler Auto-Retraktion» Funktion



Eine weitere FBW-Funktion, die im Zusammenhang mit diesem Zwischenfall eine wichtige Rolle spielte, ist die sogenannte «Spoiler Auto-Retraktion» Funktion. Abhängig von der Flugphase und weiteren Parametern, wie z.B. AOA Sensoren, werden die Spoiler automatisch eingefahren.

Dies geschieht unter anderem bei einer «Balked Landing» oder einem Go-Around. In diesen Fällen werden die Spoiler abhängig vom TLA grösser 22° (FCOM1) wieder eingefahren.

Autothrottle / Config Warning

Eine weitere Funktion, die durch die Stellung der Thrust Lever (TL) gesteuert bzw. aktiviert wird, ist bekannterweise der Autothrottle (AT). Ist der AT armiert

THRUST, muss der TLA mindestens über 23° geschoben werden, um den AT **THRUST** zu aktivieren.

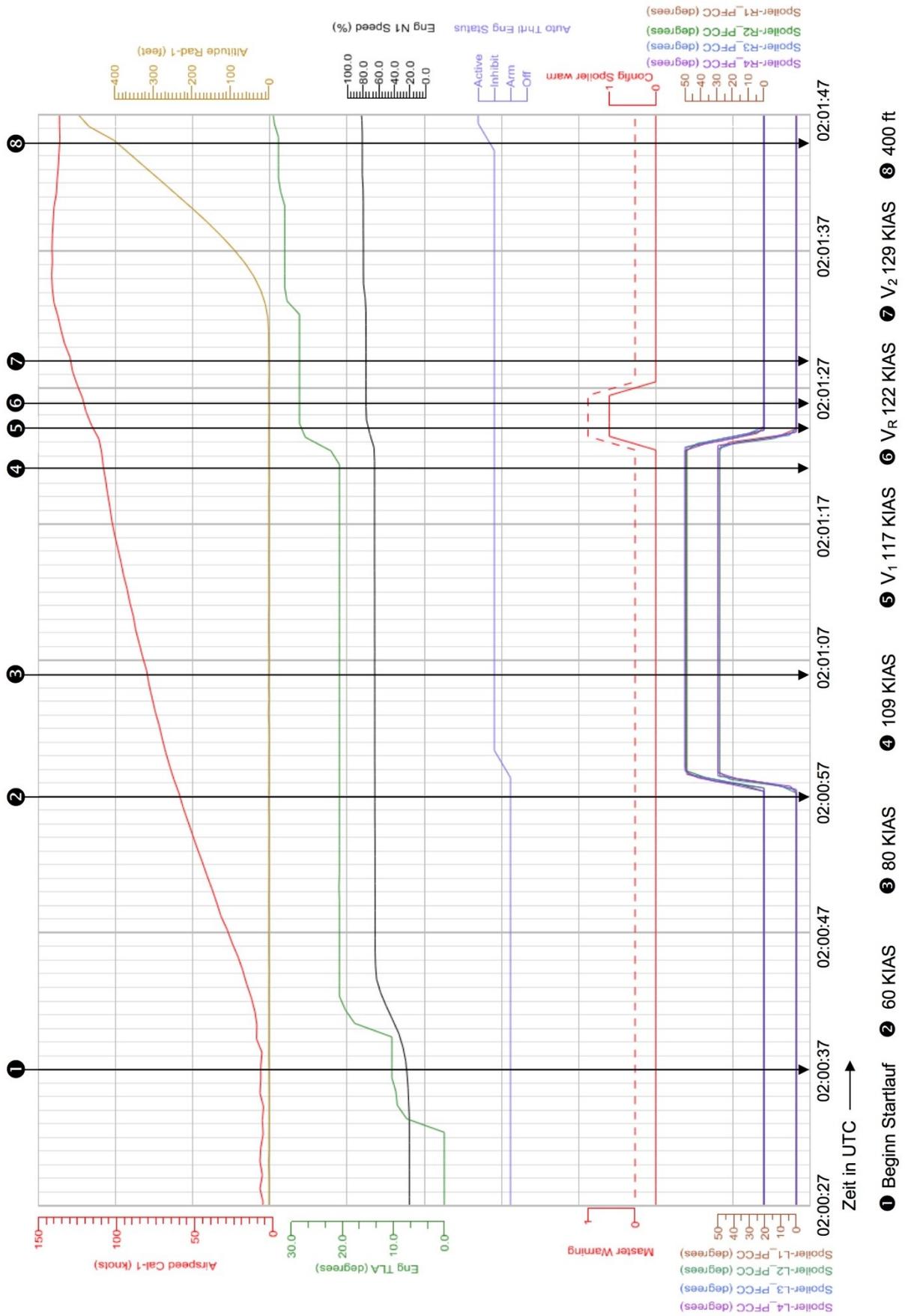
Ein weit weniger bekanntes Faktum ist, dass auch sämtliche «Config Warnings» ebenfalls erst bei einem TLA von mehr als 23° (Takeoff Mode) aktiv sind. Diese Tatsache hatte weitreichende Konsequenzen im aktuellen Fall.»

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

Bern, 25. Februar 2020

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Aufzeichnungen während des Startlaufs der HB-JCC



Anlage 2: Ereignisse während des Startlaufs auf der Piste 35 in Porto

