



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalles wurde eine summarische Untersuchung gemäss Art. 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) durchgeführt. Dieser Bericht wurde mit dem Ziel erstellt, dass aus dem vorliegenden Zwischenfall etwas gelernt werden kann.

Luftfahrzeug	ERJ 190-100 LR	HB-JVN
Halter	Helvetic Airways AG, 8058 Zürich	
Eigentümer	Bernina Aircraft Leasing Inc. Fort Street 75, 1-1108 Grand Cayman, PO Box 1350, Cayman Island	

Kommandant	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1969		
Ausweis	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>airline transport pilot licence aeroplane</i> – ATPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)		

Flugstunden	insgesamt	10 244 h	während der letzten 90 Tage	171 h
	mit dem Vorfalldatum	1085 h	während der letzten 90 Tage	171 h

Copilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1981		
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL		

Flugstunden	insgesamt	1123 h	während der letzten 90 Tage	131 h
	mit dem Vorfalldatum	909 h	während der letzten 90 Tage	131 h

Ort	10 km westlich von Kempten (Deutschland)		
Koordinaten	804 855 / 293 083 (<i>SwissGrid</i>)	Höhe	Flugfläche 200
	N 47°45' 22" / E 010°10'18" (WGS 84)		
Datum und Zeit	12. Januar 2017, 07:33:02 UTC		

Betriebsart	Linienflug
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>instrument flight rules</i> – IFR)
Flugphase	Sinkflug
Art des schweren Vorfalles	Ausfall der Anlagen zur Kabinendruckbelüftung und Enteisung
Abflugort	Wien (LOWW)
Bestimmungsort	Zürich (LSZH)

Personenschaden	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0	0
Nicht verletzt	5	45	-

Schaden am Luftfahrzeug	Nicht beschädigt
Drittschaden	Keiner

Vorgeschichte

Die Besatzung übernahm das als HB-JVN eingetragene Verkehrsflugzeug Embraer 190 am Morgen des 12. Januar 2017 in Wien (LOWW) für den Linienflug LX 1585 nach Zürich (LSZH). Nach dem Start des rechten Triebwerks wurde im Cockpit die Meldung BLEED 2 FAIL angezeigt. Dies bedeutete, dass vom rechten Triebwerk keine Zapfluft (*bleed air*) für die Druckbelüftung der Kabine und die Enteisungsanlage der Flügel zur Verfügung stehen würde.

Die Flugbesatzung führte die in der entsprechenden Prüfliste (*emergency and abnormal procedures checklist*) angegebenen Schritte aus. Da sie den fehlerhaften Zustand damit nicht beseitigen konnte, stellte sie das Triebwerk wieder ab. Anschliessend wurde nach Rücksprache mit dem Unterhaltsbetrieb des Flugbetriebsunternehmens entschieden, den Flug nach Zürich trotzdem durchzuführen. Dies war mit gewissen Einschränkungen möglich (vgl. Kurzbeschreibung der Anlagen zur Kabinendruckbelüftung und Enteisung).

Flugverlauf

Um 06:24 UTC verliess die HB-JVN unter dem Funkrufzeichen „*Swiss one five eight five*“ ihren Standplatz. Nach dem anschliessenden Enteisen des Flugzeuges erfolgte der Start auf der Piste 29 des Flughafens Wien um 06:48 UTC. An Bord befanden sich 2 Piloten, 3 Kabinenbesatzungsmitglieder und 45 Passagiere. Der Copilot war während des ganzen Fluges fliegender Pilot (*pilot flying* – PF) und der Kommandant überwachender Pilot (*pilot monitoring* – PM).

Das Hilfsaggregat (*auxiliary power unit* – APU) war beim Start eingeschaltet. Während dieser Phase versorgte die Zapfluft des Triebwerks 1 die Kabinendruckbelüftungsanlage. Die Aufzeichnungen zeigen, dass vom Abheben bis auf eine Höhe von rund 3000 ft über Meer die beiden *airconditioning packs* ausgeschaltet und die Enteisungsanlage eingeschaltet waren. Drei Minuten nach dem Start wurde die APU von der Flugbesatzung stillgelegt. Damit stand als einzige Zapfluft-Quelle noch das linke Triebwerk zur Verfügung.

Der Reiseflug erfolgte auf Flugfläche (*flight level* – FL) 300 und verlief ereignislos. Während des Sinkfluges in Richtung Zürich flog das Flugzeug in Vereisungsbedingungen ein. Um 07:30:29 UTC stellten die Eisfühler (*ice detector*) des Flugzeuges Eisbildung fest, worauf die Enteisungsanlage wieder eingeschaltet wurde. Gleichzeitig wurde das PACK 2 automatisch ausgeschaltet, was von der Flugbesatzung mit Erstaunen zur Kenntnis genommen wurde. Ab 07:31:25 UTC stellten die Eisfühler keine Eisbildung mehr fest.

Um 07:33:02 UTC wurde im Cockpit die Meldung BLEED 1 LEAK angezeigt und die Zapfluft des linken Triebwerks automatisch ausgeschaltet. Damit fielen gleichzeitig die Druckbelüftung der Kabine und die Enteisungsanlage der Flügel aus. Das Flugzeug befand sich dabei auf FL 200. Der Kommandant fasste den Entschluss, rascher abzusinken. Dazu setzte er die Dringlichkeitsmeldung „*Pan Pan*“ ab und verlangte eine Sinkflugfreigabe. Gleichzeitig stellten die Eisfühler erneut Eisbildung fest. Die Flugverkehrsleitung erteilte umgehend die Freigabe für einen Sinkflug auf FL 130.

Um 07:33:34 UTC startete der Kommandant die APU. Sekunden später wurde im Cockpit die Meldung A-I WING FAIL angezeigt. Damit wurde der Flugbesatzung klar, dass die Enteisungsanlage nicht mehr zur Verfügung stand. Um 07:34:07 UTC wurde zusätzlich die Meldung APU FAIL angezeigt, weil die APU nicht gestartet war. Der Kommandant verlangte eine sofortige Freigabe für einen Sinkflug unter FL 100 und erhielt verzugslos die Freigabe für FL 90. Ab 07:34:09 UTC stellten die Eisfühler bis zur Landung keine Eisbildung mehr fest.

In der Folge fasste der Kommandant den Entschluss, einen Notfall zu deklarieren. Um 07:34:44 UTC setzte er die Notfallmeldung „*Mayday*“ ab und informierte die Flugverkehrsleitung über seine Lage. Diese erteilte die Freigabe für einen Sinkflug auf FL 60. Um

07:35:58 UTC las der Kommandant auf einer Höhe von rund 10 000 ft AMSL¹ eine Kabinendruckhöhe von 4800 ft ab. Um 07:36:24 UTC informierte er die Kabinenbesatzung und stellte ihr eine normale Landung in 20 Minuten in Aussicht.

Um 07:41:13 UTC begann der Kommandant mit dem Abarbeiten der Prüfliste BLEED 1 LEAK. Ein Angebot der Flugverkehrsleitung für einen möglichst kurzen Anflug auf die Piste 28 des Flughafens Zürich schlug die Flugbesatzung aus, weil sie keine Vereisungsbedingungen mehr erwartete. Um 07:44:49 UTC begann der Kommandant mit dem Abarbeiten der Prüfliste A-I WING FAIL. Anschliessend gelang es in einem zweiten Versuch, die APU zu starten.

Die Flugverkehrsleitung führte das Flugzeug per Radar auf das Instrumentenlandesystem (*instrument landing system* – ILS) der Piste 14. Der Anflug erfolgte ohne Probleme. Im Hinblick auf allfällig vorhandenes Resteis auf den Flügeln wählte die Flugbesatzung eine erhöhte Anfluggeschwindigkeit. Um 07:57:06 UTC setzte das Flugzeug auf der Piste 14 auf und rollte zum zugewiesenen Standplatz. Passagiere und Flugbesatzung verliessen das Flugzeug auf normalem Weg.

Kurzbeschreibung der Anlagen zur Kabinendruckbelüftung und Enteisung

Die Druckbelüftungsanlage versorgt die Kabine und das Cockpit mit aufbereiteter Luft. Diese wird als Zapfluft (*bleed air*) den beiden Triebwerken oder dem Hilfsaggregat (*auxiliary power unit* – APU) entnommen. Die *bleed air* des Triebwerks wird der fünften Stufe (*5th stage, low pressure* – LP) und der neunten Stufe (*9th stage, high pressure* – HP) entnommen (vgl. Abbildung 1). Die Temperatur dieser *bleed air* wird im *precooler* durch *fan air* reguliert, bevor sie durch zwei *airconditioning packs* (PACK) aufbereitet wird. Im Normalfall versorgt das linke Triebwerk das PACK 1 und das rechte Triebwerk das PACK 2.

Die *bleed air* der APU kann am Boden wie auch in der Luft zur Versorgung der beiden PACK gebraucht werden. Die APU ist in der Lage, die Druckbelüftung (*air conditioning and pressurization*) bis auf eine Flughöhe von FL 150 zu gewährleisten. Im Normalfall wird die APU *bleed air* jedoch für die Versorgung der beiden PACK am Boden und für den Triebwerkstart gebraucht. Die *bleed air* der APU kann für das Enteisungssystem nicht benutzt werden.

Es ist nicht möglich, die *bleed air* der Triebwerke gleichzeitig mit der *bleed air* der APU zu benutzen. Sind beide Quellen verfügbar, sorgt das *Air Management System* (AMS) dafür, dass nur die eine oder die andere Zapfluft-Quelle zugeschaltet wird.

Die *bleed air* der beiden Triebwerke wird zusätzlich zur Enteisung der Triebwerke (ENGINE ANTI-ICE) und der Flügel (WING ANTI-ICE) benutzt. Die Enteisung der Triebwerke erfolgt direkt durch *bleed air* der *5th stage* LP, diejenige der Flügel² durch ein Gemisch dieser *bleed air* mit *bleed air* der *9th stage* HP. Diese *bleed air* gelangt über das *engine bleed valve*, den *precooler* und das *wing anti ice valve* (WAIV) zu den entsprechenden Flügelenteisungsleitungen (*duct*) (vgl. Abbildung 1).

Generell werden die *bleed air* Leitungen (*engine bleed, air conditioning ducts, APU bleed air distribution* und *anti-ice supply ducting*) durch ein *overheat detection system* (ODS) überwacht. Das ODS besteht unter anderem aus Sensoren, die auf eine Überhitzung ansprechen. Entweicht in Folge eines Lecks (*leak*) heisse *bleed air*, sprechen diese Sensoren an und das entsprechende *engine bleed valve* wird automatisch geschlossen. Der Flugbesatzung wird das im Cockpit durch die rote Warnmeldung (*warning message*) BLEED 1(2)³ LEAK angezeigt.

Im normalen Flugbetrieb erfolgt die Triebwerk- und Flügelenteisung automatisch. Auf der linken und rechten Seite der Flugzeugnase sind Eisfühler (*ice detectors*) montiert. Stellen diese

¹ AMSL: *above mean sea level*, über dem mittleren Meeresspiegel

² Die Flügelenteisung erfolgt durch Rohre (*duct*) an der Innenseite der Flügelvorderkante und beinhaltet ebenso eine *duct*-Abzweigung zur Beheizung der Triebwerkaufhängung (*pylon*).

³ Die Zahl 1 betrifft das linke Triebwerk und die Zahl 2 das rechte Triebwerk.

Eisbildung fest, werden die entsprechenden Ventile (*wing- and engine anti-ice valves*) automatisch geöffnet und bleiben noch für fünf Minuten offen, nachdem keine Vereisung mehr detektiert wurde. Zusätzlich wird der Flugbesatzung die blaue Meldung (*advisory message*) ICE CONDITION angezeigt. Fällt wie im vorliegenden Fall die *bleed air* ganz aus, schliessen die beiden WAIV automatisch und im Cockpit erscheint die bernsteinfarbene (*amber*) Warnmeldung (*caution message*) A-I WING FAIL. Die Triebwerkenteisung ist davon nicht betroffen, da diese direkt mit *bleed air* der 5th stage LP versorgt wird und unabhängig ist von der Stellung des *engine bleed valve*.

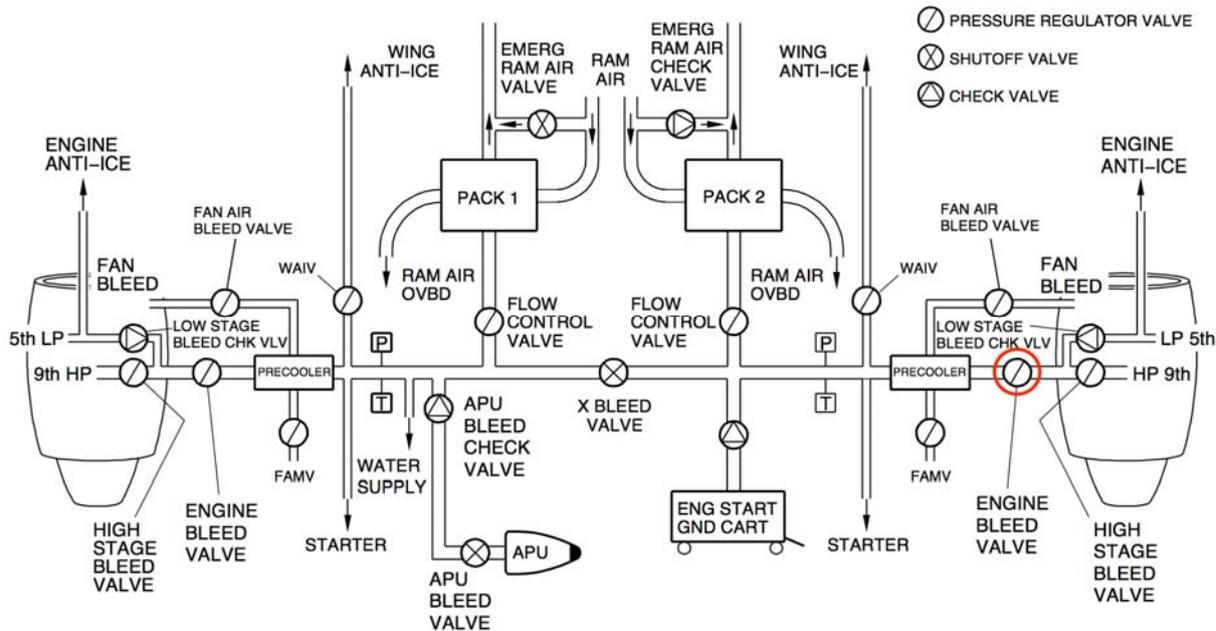


Abbildung 1: Schematische Darstellung des Zapflsystems mit dem Druckregulierungsventil des rechten Triebwerks (rot eingekreist), Quelle AOM⁴ des Flugzeugherstellers

Fällt die *bleed air* eines Triebwerks aus, wird das im Cockpit mit der *amber* Warnmeldung BLEED 1(2) FAIL angezeigt und die betroffenen Verbraucher können über den *crossfeed* (X BLEED VALVE) mit der *bleed air* des andern Triebwerks versorgt werden. Steht die *bleed air* eines Triebwerks bereits vor dem Flug nicht mehr zur Verfügung, kann ein Flug mit nur einer Zapfl-Quelle gemäss der MEL⁵ (Kapitel 36-00-00) trotzdem durchgeführt werden.

Beim Betrieb mit nur einem *engine bleed system* ist gemäss MEL die Reiseflughöhe auf FL 310 beschränkt. In der MEL ist für die Flugbesatzungen folgender Hinweis publiziert: „*The first dispatch condition on MEL [entsprechend dem vorliegenden Fall] has no icing condition restrictions, since the Cross Bleed Valve operates normally.*“ Zudem enthält sie bezüglich Sinkflug noch folgenden Hinweis: „*Engine in-flight idle thrust increases significantly when one Engine Bleed is inoperative. Plan for an earlier descent or use speed brakes to reduce speed appropriately.*“

Zusätzliche Angaben

In der Vergangenheit traten mehrere Fälle auf, die auf Sensor-Fehler im *overheat detection system* (ODS) hinwiesen. Der Flugzeughersteller publizierte aus diesem Grunde, mit Datum vom 31. August 2012, das Service Bulletin (SB) No.: 190-36-0019. Der Flugzeughersteller begründete das SB wie folgt: „*Embraer engineering analysis revealed that the ODS sensors*

⁴ AOM: *aircraft operating manual*, Luftfahrzeugflughandbuch

⁵ MEL: *minimum equipment list*. Der Flugzeughersteller beschreibt in dieser Liste, was für Kriterien gelten und was für zusätzliche Verfahren angewendet werden müssen, wenn für einen Flug gewisse Systeme nicht zur Verfügung stehen.

located at the pylon are being degraded and presenting failures due to the high level of vibration present on the region.”

Das SB hatte zum Zweck, die ODS-Sensoren in der Aufhängevorrichtung (*pylon*) des Triebwerkes zu versetzen, anders zu befestigen und sie zusätzlich mit Vibrationsisolatoren zu versehen. Der zu erwartende Vorteil dieser Installationsänderung wird wie folgt beschrieben: *„The installation position change including vibration isolators aims to prevent the early failures of the ODS sensors and the occurrence of BLEED 1(2) LEAK messages due to vibration levels present on the pylon tip.”*

Dieses SB wurde am Flugzeug HB-JVN am 8. Dezember 2015 ausgeführt.

Befunde

Wie in der Vorgeschichte beschrieben, wurde nach dem Triebwerkstart des rechten Triebwerks die Warnung BLEED 2 FAIL angezeigt. Da ein gemäss der Prüfliste durchgeführtes Rücksetzen (*reset*) erfolglos war, wurde nach der Landung in Zürich durch den Unterhaltsbetrieb das Druckregulierungsventil (*pressure regulating shut off valve – PRSOV*) des rechten Triebwerks untersucht (vgl. Abbildung 1, rot eingekreist). Es zeigte sich, dass dieses in geschlossener Position blockiert war. Das PRSOV wurde ausgewechselt und die anschliessende Funktionskontrolle zeigte, dass damit der Fehler behoben war.

Da im Sinkflug Richtung Zürich die Warnung BLEED 1 LEAK angezeigt wurde, führte der Unterhaltsbetrieb verschiedene Kontrollen durch. Auch ein gemäss dem Flugzeughersteller durchgeführter „Leak-Test“ verlief ergebnislos. Es konnte kein *leak* gefunden werden und die Warnung konnte beim Gebrauch mit *bleed air* der Triebwerke sowie der APU nicht reproduziert werden. Im vorliegenden Fall war der Bedarf an *bleed air* gross, weil die Anti-ice Systeme für die Triebwerke und die Flügel eingeschaltet waren. Als einzige Zapfluft-Quelle stand dabei nur das linke Triebwerk zur Verfügung und dieses befand sich im Leerlauf (*flight idle*). Deshalb gelangte der Unterhaltsbetrieb zusammen mit dem Flugzeughersteller zunächst zum Schluss, dass dieser grosse Bedarf an *bleed air* durch einen hohen Anteil an heisser *9th stage HP bleed air* gedeckt wurde und dadurch die Warnung BLEED 1 LEAK in der Umgebung des *precooler* und des *pylon* ausgelöst wurde.

Die Warnung BLEED 1(2) LEAK wird durch Sensoren bei zu hoher Temperatur (*overtemperature*) in der Umgebung der *bleed air* Leitungen ausgelöst. Da jedoch der durchgeführte „Leak-Test“ kein *leak* zeigte, führte der Unterhaltsbetrieb nach Absprache mit dem Flugzeughersteller in der Nacht vom 25. auf den 26. Januar 2017 zwei weitere Untersuchungen durch.

Die erste bestand aus einer Kontrolle der ODS Sensoren und erfolgte gemäss dem *Service News Letter* (SNL) 190-36-0022R00 des Flugzeugherstellers. Dabei werden die Position und die Befestigungsklammern der Temperatur-Sensoren geprüft. Die Kontrolle ergab keine negativen Resultate.

Als zweites wurde gemäss dem SNL 190-36-0021R02 die Ausgangs-Dichtung des *precooler* (vgl. Abbildung 1) geprüft. Dabei zeigte sich, dass der *precooler outlet grill* (vgl. Abbildung 2) kleine Risse aufwies und die Dichtung (*duct seal*) sich gelöst hatte. Dies war nur von der Innenseite des *precooler* her sichtbar und konnte deshalb bei der ersten, visuell durchgeführten Kontrolle nicht bemerkt werden.

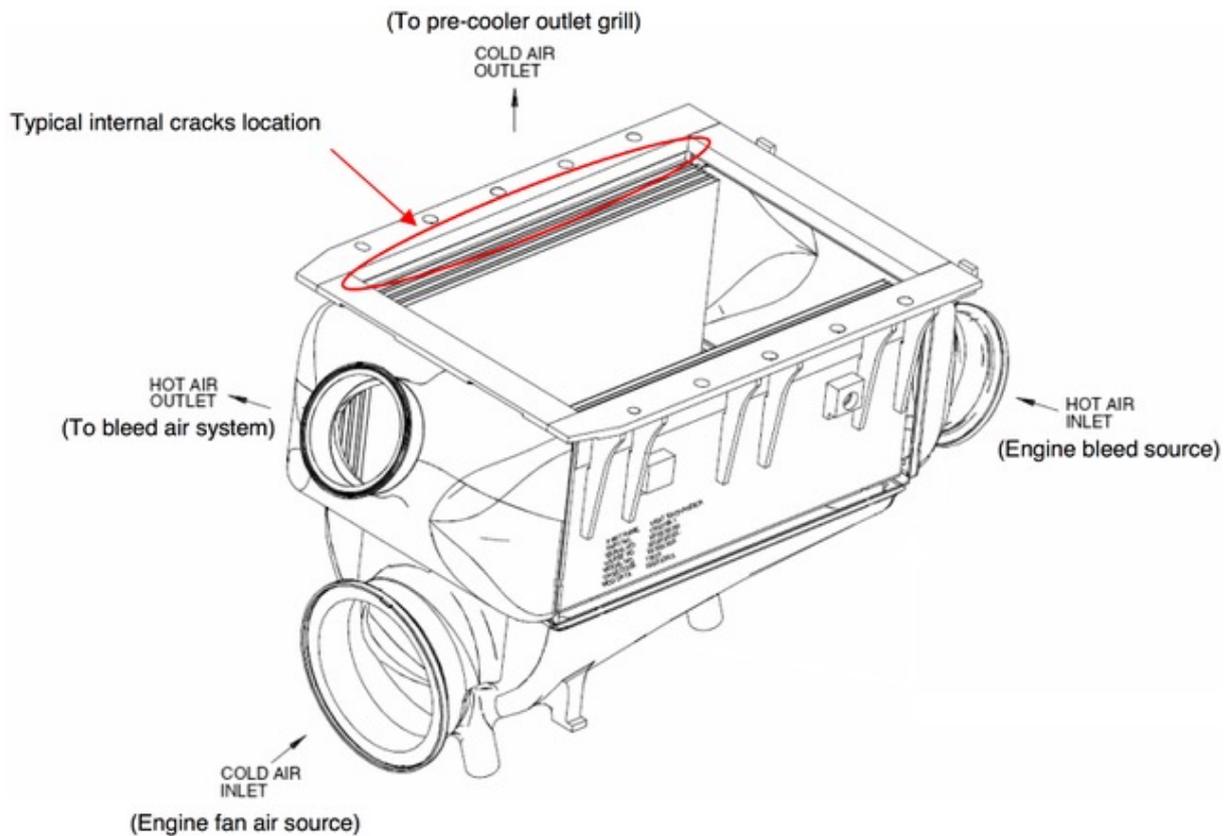


Abbildung 2: pre-cooler (Quelle SNL 190-36-0021R0)

Der Flugzeughersteller wies die Betreiber ihrer Flugzeuge anlässlich einer Konferenz im Jahre 2015 (*Embraer Operators Conference – EOC 2015*) in einer Präsentation unter anderem mit folgendem Bild auf diese Problematik hin. Er schrieb dazu: „Precooler exhaust duct seal damage in aircraft post-mod precooler grill PN 191-08757-401 leading to real leakage.“

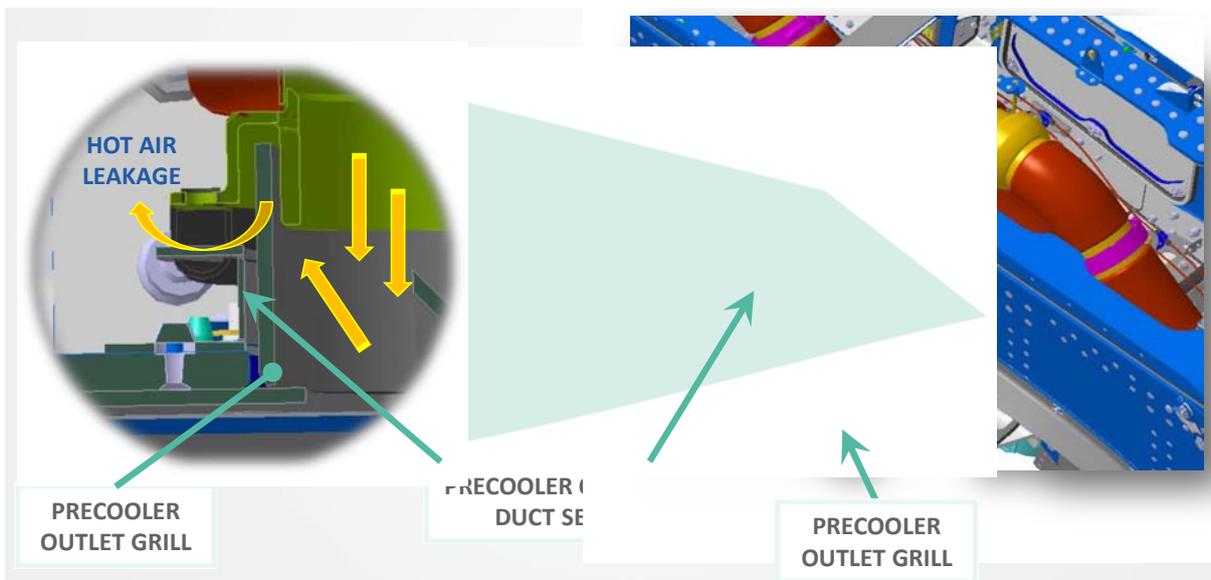


Abbildung 3: Schematische Darstellung *precooler outlet duct and pylon grill* (Quelle: EOC 2015)

Im Flugzeug HB-JVN war ein *post-mod precooler grill* mit der *part number* (PN) 191-08757-401 installiert. Dieser wurde aufgrund der Untersuchungsbefunde ausgewechselt. Zusammen mit dem Flugzeughersteller kam der Unterhaltsbetrieb zum eindeutigen Schluss, dass dieses gefundene *leak* am *precooler* die Warnung BLEED 1 LEAK ausgelöst hatte.

Technische Analyse und Schlussfolgerungen

Eine fehlerhafte Dichtung am *precooler* ermöglichte das Austreten von heisser Zapfluft. Diese aktivierte um 07:33:02 UTC einen Sensor des ODS. In der Folge wurde die Warnmeldung BLEED 1 LEAK generiert und das *engine 1 bleed air valve* geschlossen. Die von der Flugbesatzung acht Minuten später abgearbeitete Prüfliste veränderte an der Ventilstellung (*valve position*) dieses Ventils nichts mehr, bestätigte aber die von der Automatik bereits getätigte Abschaltung und brachte damit den *amber striped bar* im *push button* zum Erlöschen. In der gleichen Prüfliste wird das Schliessen des *crossbleed valve* verlangt; dass dies erst acht Minuten nach dem Erscheinen der Warnung erfolgte, hatte im vorliegenden Fall keine Konsequenzen, da das *crossbleed valve* ebenfalls automatisch geschlossen worden war und ohnehin keine *bleed air* mehr zur Verfügung stand.

Das Flugzeug befand sich im Sinkflug und die Triebwerkleistung war im Leerlauf (*flight idle*) als um 07:30:29 UTC die *ice detectors* Eisbildung feststellten. Als Folge davon wurde im Cockpit die *advisory message* ICE CONDITION angezeigt und die *wing anti-ice valves* wurden geöffnet. Der Unterschied zwischen der verlangten und der verfügbaren *bleed air* wurde dadurch so gross, dass das AMS das PACK 2 automatisch abschaltete. Ab 07:31:25 UTC stellten die *ice detectors* keine Eisbildung mehr fest. Da die Ventile aber noch für 5 Minuten nach Ende der Eismeldung offen bleiben (vgl. System-Kurzbeschreibung), waren sie noch offen, als um 07:33:02 UTC die BLEED 1 LEAK Meldung erschien und das *engine 1 bleed air valve* schloss. Da dadurch keine *bleed air* mehr zu Verfügung stand, war das Schliessen der WAIV und damit die Warnmeldung A-I WING FAIL eine logische Folge. Somit konnten die Flügel nicht mehr enteist werden, als die *ice detectors* in der Zeit von 07:33:17 UTC bis 07:34:09 UTC erneut Eisbildung feststellten. Die Triebwerkenteisung blieb jedoch gewährleistet, da diese direkt mit *bleed air* der 5th stage LP versorgt wurde.

Betriebliche Analyse und Schlussfolgerungen

Mit der Konsultation der MEL und der Rücksprache mit dem Unterhaltsbetrieb agierte die Flugbesatzung situationsgerecht und im Sinne des Flugbetriebsunternehmens. Wird ein Flug gemäss MEL durchgeführt, muss man sich jedoch bewusst sein, dass wegen der fehlenden Redundanz schon ein Einzelfehler (*single failure*) zu einem Totalausfall wichtiger Systeme führen kann, im vorliegenden Fall der Kabinendruckbelüftung und der Flügelenteisung. Der folgende Hinweis in der MEL: „*The first dispatch condition on MEL has no icing condition restrictions, since the Cross Bleed Valve operates normally*“, mag dazu beigetragen haben, dass sich die Flugbesatzung dessen nicht in genügendem Masse bewusst war.

Es liegt im Wesen der MEL, dass nur die Bedingungen erwähnt werden, die erfüllt sein müssen, um trotz ausgefallener Komponenten einen Flug durchführen zu können. Die Entscheidung über die Durchführung eines Fluges nach MEL hängt aber von weiteren Faktoren ab wie z. B. dem Wetter und möglichen weiteren technischen Fehlern. Diese können bei einer bereits reduzierten Redundanz, was bei einem Flug nach MEL der Fall ist, gravierende Konsequenzen haben. Der Entscheid, einen solchen Flug durchzuführen, liegt immer beim Kommandanten.

Die Flugbesatzung reagierte rasch und situationsgerecht auf die BLEED 1 LEAK Warnmeldung, indem sie umgehend einen raschen Sinkflug (*rapid descent*) verlangte und eine Dringlichkeitsmeldung „*Pan Pan*“ absetzte. Als weniger als eine Minute später die A-I WING FAIL Warnmeldung angezeigt wurde, realisierte die Flugbesatzung, dass sie auch keine Flügelenteisungsmöglichkeit mehr hatte. Der sofortige Entschluss, *icing conditions* raschmöglichst zu verlassen und einen Notfall zu deklarieren, war situationsgerecht und sicherheitsbewusst.

Die Gesprächsaufzeichnungen zeigen, dass die Flugbesatzung während des ganzen Sinkfluges die Kabinendruckhöhe beobachtete und in ihre Überlegungen miteinbezog. Aus diesem Grunde führte die Flugbesatzung auch einen *rapid descent* und keinen *emergency descent* durch. Sie bewies damit eine gute Übersicht und handelte vorausschauend. Die Kabinendruckhöhe erreichte eine maximale Druckhöhe von 5500 ft.